

Сибирский государственный аэрокосмический университет  
имени академика М. Ф. Решетнева  
АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»  
АО «Красноярский машиностроительный завод»

при поддержке

Министерства образования и науки Российской Федерации  
Федерального космического агентства  
Правительства Красноярского края  
Совета ректоров вузов Красноярского края  
Федерации космонавтики России  
АО «Центральное конструкторское бюро «Геофизика»  
Красноярского научного центра Сибирского отделения Российской академии наук  
Консорциума аэрокосмических вузов России  
Российского фонда фундаментальных исследований  
КГАУ «Красноярский краевой фонд поддержки научной и научно-технической деятельности»  
Технологической платформы «Национальная информационная спутниковая система»  
Российского Союза научных и инженерных общественных объединений



# РЕШЕТНЕВСКИЕ ТЕНИЯ

---

*Материалы XX Юбилейной международной  
научно-практической конференции,  
посвященной памяти генерального конструктора  
ракетно-космических систем академика М. Ф. Решетнева  
(09–12 ноября 2016, г. Красноярск)*

В 2 ЧАСТЯХ. ЧАСТЬ 1

УДК 629.7  
ББК 30 + 2  
Р47

Под общей редакцией  
доктора физико-математических наук  
Ю. Ю. ЛОГИНОВА

**Редакционная коллегия:**

Ю. Ю. ЛОГИНОВ (председатель), Е. В. БЕЛЯКОВА, В. Г. БОНДАРЕНКО, Е. Н. ГОЛОВЕНКИН,  
В. В. ДВИРНЫЙ, С. П. ЕРЕСКО, Л. В. ЕРЫГИНА, В. Ю. ЖУРАВЛЕВ, В. В. ЗОЛОТАРЕВ,  
И. Н. КАРЦАН, А. А. КИШКИН, Л. А. КРУГЛЯКОВА, А. Г. КУЧКИН, М. В. ЛУКЬЯНЕНКО,  
Ю. Н. МАЛАНИНА, А. В. МЕДВЕДЕВ, П. В. МИРОНОВ, А. Е. МИХЕЕВ, А. В. МУРЫГИН, В. П. НАЗАРОВ,  
А. С. ПАРШИН, Л. В. РУЧКИН, М. В. САВЕЛЬЕВА, К. В. САФОНОВ, С. И. СЕНАШОВ, О. А. ТИТОВ,  
М. Н. ФАВОРСКАЯ, В. Х. ХАНОВ, Ю. П. ЮРОНЕН, В. Г. ЯЦУНЕНКО

Р47 **Решетневские чтения** : материалы XX Юбилейной междунар. науч.-практ. конф., посвящ. памяти генерального конструктора ракетно-космических систем академика М. Ф. Решетнева (09–12 нояб. 2016, г. Красноярск) : в 2 ч. / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. – Красноярск, 2016. – Ч. 1. – 676 с.

Сборник содержит материалы XX Юбилейной международной научно-практической конференции «Решетневские чтения», посвященной памяти генерального конструктора ракетно-космических систем академика М. Ф. Решетнева, в которых представлены результаты исследований ученых и специалистов предприятий и организаций аэрокосмической отрасли, преподавателей, научных сотрудников, аспирантов и студентов высших учебных заведений Российской Федерации и стран ближнего и дальнего зарубежья.

Сборник рассчитан на научных сотрудников, работников промышленности, преподавателей, аспирантов и студентов высших учебных заведений.

В статьях сохранен авторский стиль изложения.

**УДК 629.7**  
**ББК 30 + 2**



### **Уважаемые участники конференции!**

На базе университета ежегодно проводится более 30 международных и всероссийских научных симпозиумов и конференций по перспективным научным направлениям в области авиационной и ракетно-космической техники, среди которых широко известна ежегодная Международная конференция «Решетневские чтения», посвященная памяти выдающегося конструктора ракетно-космической техники, академика Михаила Федоровича Решетнева.

В 2016 году проводится очередная, юбилейная, XX Международная конференция «Решетневские чтения», теперь уже на базе объединенного университета, получившего статус опорного инженерно-технического вуза Красноярского края. Общее число заявок в этом году на участие в конференции более 500, из них в конференции с докладами планируют выступить более 300 человек. С 2015 года избранные труды конференции публикуются в журнале IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, который индексируется в Scopus.

Тематика конференции тесно связана с развитием космической отрасли, которой отводится существенная роль в создании современной инновационной экономики, повышении конкурентоспособности России на международном рынке высокотехнологичной продукции, укреплении обороны и безопасности страны.

На протяжении всей деятельности академика М. Ф. Решетнева и по настоящее время университет тесно сотрудничает с АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева» по вопросам подготовки кадров, выполнения НИОКР, стратегии развития науки и образования. В этом году совместно с АО «ИСС» продолжаются работы по крупному проекту по программе взаимодействия предприятий и университетов в соответствии с Постановлением Правительства РФ от 09.04.2010 г. № 218 «О мерах государственной поддержки развития кооперации российских высших учебных заведений, государственных научных учреждений и организаций, реализующих комплексные проекты по созданию высокотехнологичного производства». Общая стоимость проекта на 2016–2018 гг. составляет 340 млн руб.

Стратегическими партнерами вуза в вопросах подготовки кадров для предприятий ракетно-космической отрасли на протяжении многих лет также являются АО «Красмаш», АО «ЦКБ «Геофизика», АО «НПП «Радиосвязь» и Федеральный исследовательский центр «КНЦ СО РАН».

Университет совместно со стратегическими партнерами успешно выполняет программу развития системы подготовки кадров для оборонно-промышленного комплекса России. Это способствует дальнейшему развитию НОЦ «Ракетно-космические технологии», созданного вузом совместно с АО «Красмаш»,

повышению результативности совместных научно-исследовательских работ по проблемам освоения новой техники и технологий за счет развития интеграции научного, образовательного и производственного потенциала партнеров. В настоящее время в НОЦ «Ракетно-космические технологии» совместно с АО «Красмаш» создаются научно-производственные лаборатории сварки и пайки, отделочных методов отбраковки, автоматизированного контроля качества и информационного обеспечения производства и испытаний агрегатов ЖРД и ДУ.

Научно-техническое сотрудничество с базовыми предприятиями осуществляется в рамках утвержденной Правительством РФ Федеральной трансотраслевой технологической платформы «Национальная информационная спутниковая система», концепция которой разработана в АО «Информационные спутниковые системы имени академика М. Ф. Решетнева» совместно с СибГАУ.

Тематика, решаемые научно-технические проблемы, направления и специальности подготовки кадров, связанные с перспективными направлениями развития университета, обосновываются задачами, определенными Федеральной космической программой, задачами, возложенными на предприятия космической отрасли, а также сложившимися в вузе научными школами и направлениями научных исследований, созданной университетом совместно со стратегическими партнерами инфраструктурой инновационной и научно-образовательной деятельности. Космические информационные системы – одно из приоритетных направлений, по которому университет занимает лидирующие позиции в РФ в подготовке кадров и в области исследований, связанных с разработкой и модернизацией отечественных космических информационных систем, совершенствованием космических аппаратов (КА), систем и комплексов различного назначения: фиксированной и мобильной связи, телевидения, навигации, геодезии, ретрансляции. В университете проводятся научные исследования, проектирование и разработка перспективных платформ автоматических КА оборонного и гражданского назначения, малых космических аппаратов, разрабатываются системы управления КА и методы использования космических информационных систем.

Продолжаются работы по дальнейшему развитию ресурсных центров коллективного пользования опорного университета «Космические аппараты и системы» и «СибГТУ–КАМИ». Устанавливается необходимое оборудование в РЦ «КАС» в соответствии с планами работ по реализации совместного с АО «ИСС» проекта в рамках Постановления Правительства РФ № 218 и совместного с АО «НПП «Радиосвязь» проекта «Разработка методов проектирования и адаптивных технологий изготовления антенных рефлекторов из полимерных композиционных материалов для наземных систем связи *C*-, *X*-, *Ku*- и *Ka*-диапазонов».

Студенческий ЦУП СибГАУ выполняет важную роль наземного сегмента создаваемой университетом с партнерами орбитальной группировки технологических и научно-образовательных МКА. В 2015 г. ЦУП принимал также служебную информацию с МКА ФГУП «ЦНИИХИМ». Активно развиваются обсерватория СибГАУ и музей ракетно-космической техники, на базе которых проходят многочисленные научно-образовательные мероприятия и экскурсии для школьников и студентов Красноярского края. За прошедший год сотрудниками обсерватории открыто около 200 новых переменных звезд.

В университете создана успешная интегрированная система подготовки инженерных кадров для космической промышленности с использованием оригинальных технологий проектно-командной работы студентов, сочетающая баланс между новшествами и традициями, между обучением и научными исследованиями и сохраняющая гибкость в построении образовательной траектории.

В 2016 году развитие университета перешло на качественно новый уровень. На базе ведущих и единственных для Сибирского и Дальневосточного регионов университетов, ориентированных на подготовку кадров для высокотехнологичных

предприятий объединенной ракетно-космической отрасли (СибГАУ), лесного комплекса и смежных отраслей (СибГТУ), создан Опорный инженерно-технический университет Красноярского края.

В настоящее время университет представляет собой современный учебно-научно-производственный комплекс, вуз, в котором:

- обучаются свыше 20 тыс. студентов по 100 программам ВО, СПО и ДПО; свыше 400 иностранных обучающихся из 19 стран;
- работают 8 крупных институтов, свыше 100 кафедр, 1 200 научно-педагогических работников;
- имеется мощная инфраструктура, включающая 200 объектов недвижимости, 20 учебно-лабораторных корпусов, спортивные и социальные объекты, аэродром, лесхоз, филиалы и представительства.

Опорный университет должен стать многопрофильным, исследовательским, системообразующим, предпринимательским, престижным и социально открытым вузом.

Важнейшее значение Опорного университета заключается во взаимодействии с региональной и макрорегиональной средой, участии университета в формировании и воплощении перспективного развития региона. В рамках программы развития университета выполняются мероприятия по основным направлениям: модернизация образовательной, научно-исследовательской и инновационной деятельности, кадрового состава и системы управления, совершенствование материально-технической базы и социальной инфраструктуры, участие в развитии местных сообществ, городской и региональной среды. Сформирован перечень приоритетных проектов по созданию и модернизации лабораторий и выполнению перспективных прикладных научных исследований.

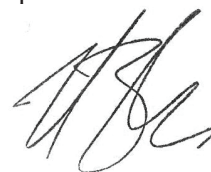
Флагманским проектом Опорного университета заявлено создание РЕШЕТНЕВ-центра как научно-образовательного и инновационного центра, концентрирующего на своей территории компетенции и ресурсы исследовательских, производственных и образовательных организаций региона. Работа центра будет направлена на реализацию полного цикла создания продукта и технологий на одной территории: подготовка кадров и научные инновационные разработки, их техническое внедрение, производство. Будут сформированы дополнительные возможности интеграции промышленности и науки в международную экономику, продвижения технологий и продукции на российские и зарубежные рынки. В центре также планируется размещение общежития на 600 мест.

Среди ключевых достижений университета в 2016 году можно выделить также введение в эксплуатацию нового учебно-лабораторного корпуса на 17 тыс. м<sup>2</sup> и развитие практико-ориентированной подготовки кадров, подтверждением которой являются победы наших студентов в конкурсе WorldSkills на региональном и федеральном уровнях по таким компетенциям, как токарные и фрезерные работы, инженерный дизайн и предпринимательство.

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева – Опорный университет Красноярского края – достойно продолжает дело, которому М. Ф. Решетнев посвятил свои годы.

Приветствую всех участников конференции, желаю новых успехов и достижений в науке и развитии аэрокосмической отрасли.

Ректор Сибирского государственного аэрокосмического университета  
имени академика М. Ф. Решетнева,  
доктор технических наук, профессор И. В. КОВАЛЕВ





*Уважаемые коллеги!*

**Приветствуем Вас на XX Юбилейной международной  
научно-практической конференции «Решетневские чтения»!**

В XXI веке освоение и использование околоземного пространства стало одним из ключевых факторов, определяющих благополучие государства и высокий уровень жизни его граждан. В настоящее время в России продолжается реформирование военно-промышленного комплекса, действуют федеральные программы по развитию национальной орбитальной группировки космических аппаратов навигации и связи.

Освоение околоземного пространства и далеких планет невозможно без развития науки. Именно поэтому в Сибирском государственном аэрокосмическом университете вновь открывает свою работу Международная научно-практическая конференция «Решетневские чтения», посвященная памяти выдающегося ученого и конструктора ракетно-космических систем академика Михаила Федоровича Решетнева.

Михаил Федорович Решетнев – ярчайший представитель той плеяды учёных и организаторов производства, которых в нашей стране принято называть первопроходцами космических трасс. М. Ф. Решетнев остался в нашей памяти как величайший ученый современности, как человек, внесший неопределимый вклад в развитие общества. Он был талантливейший организатор, автор множества работ и открытий в области спутниковых коммуникаций, признанный мировой авторитет.

На конференции студенты профильных направлений, специалисты-практики, представители базовых предприятий и научного сообщества могут обмениваться опытом, обсудить перспективы дальнейшей работы, начать совместные проекты. За 20 лет своего существования конференция стала основой для интеграции образования, науки и производства, что способствует развитию науки и техники в современном мире.

Конференция проводится ежегодно. Дата проведения конференции приурочена ко дню рождения академика М. Ф. Решетнева – **10 ноября**.

Уважаемые участники! Желаем вам успешных выступлений, плодотворных дискуссий и новых научных открытий!

*Ректор Сибирского  
государственного  
аэрокосмического  
университета  
имени академика  
М. Ф. Решетнева  
И. В. Ковалев*

*Генеральный директор  
АО «Информационные  
спутниковые системы»  
имени академика  
М. Ф. Решетнева»  
Н. А. Тестоедов*

*Генеральный  
директор  
АО «Красмаш»  
В. А. Колмыков*



**Секция**

**«ПРОЕКТИРОВАНИЕ И ПРОИЗВОДСТВО  
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ,  
КОСМИЧЕСКИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ  
И ПРОЕКТЫ»**

УДК 629.78.018.4:620.172/178.2:678:621.378

## ВЫБОР РЕПЕРНЫХ ЗНАКОВ ДЛЯ ТЕРМОВАКУУМНЫХ ИЗМЕРЕНИЙ ПОВЕРХНОСТЕЙ ТВЕРДОТЕЛЬНЫХ РЕФЛЕКТОРОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

А. П. Антоненко, Г. В. Двирный, Д. В. Усачёв, Д. В. Чураков, Е. А. Байбородова

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва»  
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52  
E-mail: antonenkoap86@mail.ru

*Рассмотрен номенклатурный ряд реперных знаков (угловых отражателей – меток), изготавливаемых зарубежными и российскими фирмами. Обоснован выбор меток.*

*Ключевые слова: термовакуумные измерения, лазерный трекер, реперные знаки, крупногабаритные трансформируемые конструкции.*

## SELECTION OF ALIGNMENT MARKS FOR THERMAL-VACUUM MEASUREMENTS OF SATELLITE SOLID REFLECTOR SURFACES

А. P. Antonenko, G. V. Dvirnyy, D. V. Usachev, D. V. Churakov, E. A. Bayborodova

JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems  
52, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation  
E-mail: antonenkoap86@mail.ru

*This paper reviews the alignment marks variety available for purchase and provides justification for marks choice.*

*Keywords: thermal-vacuum measurements, laser tracker, alignment marks, large transformable structures.*

Реперные знаки, так называемые угловые отражатели, или метки, предназначены для бесконтактно-го измерения геометрических параметров изделий, в том числе крупногабаритных трансформируемых конструкций космических аппаратов [1].

В мире существует несколько производителей сферических меток (Spherical Mounted Retroreflector, или SMR) (рис. 1). Это фирмы API, Leica и другие. Производители сферических меток изготавливают стальные корпуса (сферы) и производят сборку – клеивают вкладыши-отражатели в сферы.

Стандартные отражатели фирмы API (США), с которыми работает лазерный трекер API Tracker 3, представляют собой трехгранную призму, запрессованную в металлическую сферу.

При этом центр призмы совпадает с центром сферы с погрешностью, приведённой ниже (см. таблицу).

Сферы имеют стандартный диаметр 1,5" и 0,5" [2]. Отклонение от сферы не превышает 5 мкр.

Трехгранные призмы бывают полого (из алюминия с золотым напылением) и цельного (из стекла с просветляющим покрытием) исполнения.



a

б

в

Рис. 1. Сферические метки SMR фирмы API (США):  
а – SMR 1,5" высокоточная (призма из алюминия);  
б – SMR 1,5" стандартная (призма из алюминия); в – SMR 1,5"  
и 0,5" (призма из стекла)

### Погрешность центрирования трехгранных призм

Обозначение	Диаметр, дюймы	Погрешность центрирования, мм
Полая SMR 1,5" 40 м высокоточная	1,5"	0,002
Полая SMR 1,5" 40 м стандартная	1,5"	0,012
Полая SMR 0,5" 40 м	0,5"	0,012
Стеклянная 1,5" 40 м	1,5"	0,025
Стеклянная 1,5" 60 м	1,5"	0,025
Стеклянная 0,5" 40 м	0,5"	0,025



В номенклатуре изделий, изготавливаемых фирмой API, есть также алюминиевые трехгранные призмы, показанные на рис. 2, устанавливаемые в сферу диаметром 0,875".

Существуют ещё стеклянные призмы с просветляющим покрытием в алюминиевом корпусе, показанные на рис. 3.

Диаметр алюминиевой сферы 0,5 дюйма. Требования к центрированию призмы относительно центра сферы не предъявляются.

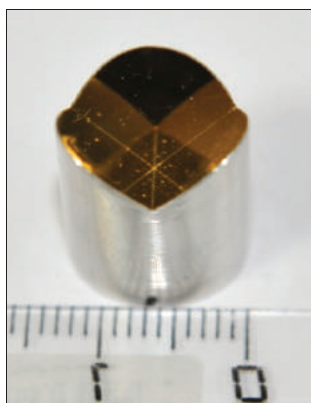


Рис. 2. Трехгранная призма (вкладыш) к SMR 0,875"



Рис. 3. Трехгранные призмы в алюминиевом корпусе

Также есть в продаже SMR в виде стальной сферы с выфрезерованными внутри гранями, образующими трехгранную призму.

В распоряжении АО «ИСС» имеются стеклянные трехгранные призмы, расположенные в цилиндрическом корпусе из инвара (разработка ООО «Лазерные системы», г. Новосибирск).

Для контроля геометрии поверхностей крупногабаритных конструкций необходимо на объекте испытаний разместить значительное количество реперных знаков – меток.

Например, на рефлекторе диаметром 2 м количество меток должно быть более 50 шт., что ограничивает их массу до 3–4 граммов. Поэтому применение

трехгранных призм в стальных сферах не представляется возможным так как масса SMR 1,5" – 170 г, SMR 0,5" – 7 г. Однако можно применять сами трехгранные призмы-вкладыши без сфер [3–4].

Из всего перечня существующих трехгранных призм в рассмотрение попадают: алюминиевые вкладыши (0,5", 0,875" и 1,5"), стеклянные вкладыши (0,5") и стеклянные трехгранные призмы разработки ООО «Лазерные системы».

В прайс-листах на трехгранные призмы есть рекомендации о применении полых (алюминиевых) – для точных измерений, а стеклянных – для измерений на больших дистанциях.

Опыт применения стеклянных трехгранных призм в АО «ИСС» в процессе определения термовакуумных деформаций показал, что результаты измерений, получаемые по стеклянным меткам, неоднозначны и погрешность их измерения в 1,5 раза выше, чем у алюминиевых [5].

Алюминиевый вкладыш, вписанный в сферу 1,5", имеет массу 20 г. Этот факт делает его использование в испытаниях невозможным так как размещение хотя бы 50 таких меток на объекте приводит к появлению распределённой нагрузки в 1 кг.

Оставшиеся в рассмотрении вкладыши 0,5" и 0,875" имеют приемлемую массу и изготовлены в форме цилиндра, с одного торца которого расположен уголкового отражателя (рис. 2).

Вкладыш от SMR 0,5" имеет диаметр 8 мм, и луч трекера на рабочей дистанции 2 м имеет диаметр 8 мм. Поэтому при расположении вкладыша наилучшим образом к трекеру интенсивность возвращённого сигнала не превышает 60 %. А интенсивность напрямую связана с точностью измерений. Ввиду маленького диаметра вкладыша необходимо использовать дополнительные приспособления, которые ориентировали бы его на трекер, без этой меры трекер просто не сможет провести измерение вкладыша. В перспективе предполагается испытывать конструкции, сборки, имеющие большие габариты, соответственно, они будут расположены на больших рабочих дистанциях относительно трекера, что ухудшит показания интенсивности при измерении меток и негативно повлияет на результаты измерений.

Вкладыш от SMR 0,875" имеет диаметр 12,7 мм и даже при больших углах наклона относительно трекера интенсивность возвращённого сигнала составляет 100 %. Удобен в эксплуатации.

При термовакуумных испытаниях существует фактор, уменьшающий срок службы трехгранных призм: во время создания режима нагрева в вакууме из углепластиковых конструкций и защитного покрытия криозкрана камеры выделяются газообразные вещества, оседающие на оптических поверхностях меток, которые постепенно приходят в негодность.

Существует ряд мер, способствующих снижению влияния гажения:

- заливка азота в криозкраны при создании режима нагрева;

– установка защитного экранирования, призванно изолировать источники излучения (локальные нагреватели) от внутреннего объёма камеры.

Но, несмотря на принимаемые контрмеры, срок службы одной метки составляет 5–7 испытаний.

Опыт использования различных вкладышей позволяет нам прийти к выводу о том, что самым оптимальным вариантом является использование вкладышей SMR 0,85.

#### Библиографические ссылки

1. Двирный Г. В. Методы высокоточных измерений прецизионных конструкций мобильных автоматических космических аппаратов в термовакуумных условиях // Вестник СибГАУ. 2011. Вып. 2. С. 38–43.

2. Сферические отражатели компании API, США [Электронный ресурс]. URL: [www.apisensor.com/products/accessories/smrs](http://www.apisensor.com/products/accessories/smrs) (дата обращения: 22.09.2016).

3. Особенности обработки крупногабаритных трансформируемых конструкций // Научно-техническая конференция молодых специалистов ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»: материалы конф. Железнодорожск, 2008. С. 69–70.

4. Определение величины температурных деформаций размеростабильных рефлекторов / Н. А. Тестодов, Г. В. Двирный, М. Ю. Пермяков // Вестник СибГАУ. 2011. Вып. 2. С. 67–71.

5. Определение погрешности при высокоточных измерениях прецизионных размеростабильных углепластиковых конструкций космических аппаратов в термовакуумных условиях / В. М. Михалкин [и др.] //

Исследования в области оружия и систем вооружения, авиа- и ракетостроения, космических летательных аппаратов : сб. трудов. СПб. : Балтийский гос. технич. ун-т, 2011. С. 97–103.

#### References

1. Dvirniy G. V. Metody vysokotochnykh izmerenij precizionnykh konstrukcij mobil'nykh avtomaticheskikh kosmicheskikh apparatov v termovakuumnykh usloviyakh // Vestnik SibGAU. 2011. Iss. 2. P. 38–43.

2. Sfericheskie otrazhateli kompanii API, SShA [Elektronnyj resurs]. URL: [www.apisensor.com/products/accessories/smrs](http://www.apisensor.com/products/accessories/smrs) (data obrashhenija: 22.09.2016).

3. Osobennosti obrabotki krupnogabaritnykh transformiruemykh konstrukcij // Nauchno-tehnicheskaja konferencija molodykh specialistov ОАО «Informacionnye sputnikovye sistemy» imeni akademika M. F. Reshetneva»: Materialy konf. Zheleznogorsk, 2008. S. 69–70.

4. Opredelenie velichiny temperaturnykh deformacij razmerostabil'nykh reflektorov / N. A. Testodov, G. V. Dvirniy, M. Ju. Permjakov // Vestnik SibGAU. 2011. Iss. 2. S. 67–71.

5. Mihalkin V. M. [et al.] Opredelenie pogreshnosti pri vysokotochnykh izmereniyakh precizionnykh razmerostabil'nykh ugleplastikovykh konstrukcij kosmicheskikh apparatov, v termovakuumnykh usloviyakh // Issledovaniya v oblasti oruzhija i sistem vooruzhenija, avia- i raketostroeniya, kosmicheskikh letatel'nykh apparatov : sb. trudov. SPb. : Baltijskij gosudarstvennyj tehničeskij universitet, 2011. P. 97–103.

© Антоненко А. П., Двирный Г. В., Усачёв Д. В., Чураков Д. В., Байбородова Е. А., 2016

УДК 629.7.017.26

### ПРОЕКТНЫЕ ПАРАМЕТРЫ УПРАВЛЯЕМОЙ СИСТЕМЫ ГАШЕНИЯ КОЛЕБАНИЙ УПРУГИХ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА И МЕТОДИКА ИХ ОПРЕДЕЛЕНИЯ

В. Д. Атамасов<sup>1</sup>, И. И. Дементьев<sup>1\*</sup>, А. Н. Устинов<sup>2</sup>

<sup>1</sup>ФГУП «Конструкторское бюро «Арсенал» имени М. В. Фрунзе»  
Российская Федерация, 195009, г. Санкт-Петербург, ул. Комсомола, 1–3

<sup>2</sup>ОАО «Машиностроительный завод «Арсенал»  
Российская Федерация, 195009, г. Санкт-Петербург, ул. Комсомола, 1–3

\*E-mail: [iidementev@mail.ru](mailto:iidementev@mail.ru)

*Приведены впервые обоснованные формулировки проектных параметров системы гашения колебаний выносных элементов конструкции космического аппарата и представлена разработанная методика определения этих параметров.*

*Ключевые слова: космический аппарат; выносной элемент конструкции; антирезонанс; система гашения колебаний; проектные параметры.*

## DESIGN PARAMETERS OF THE CONTROLLED VIBRATION DAMPING SYSTEM RESILIENT ELEMENTS OF SPACECRAFT DESIGN AND METHODS OF THEIR DETERMINATION

V. D. Atamasov<sup>1</sup>, I. I. Dementev<sup>1\*</sup>, A. N. Ustinov<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Federal State Unitary Enterprise «Design Bureau «Arsenal» named after M.V. Frunze»  
1-3, Komsomol Street, Saint-Petersburg, 195009, Russian Federation

<sup>2</sup>OJSC «Machine-building plant «Arsenal»  
1-3, Komsomol Street, Saint-Petersburg, 195009, Russian Federation

\*E-mail: iidementev@mail.ru

*The article presents the first reasonable formulation of design parameters for the vibration damping system of remote elements of the spacecraft design and it views the developed method to determine these parameters.*

*Keywords: spacecraft; outrigger design element; antiresonance; vibration damping system; design parameters.*

**Введение.** Перед современной космонавтикой стоят следующие задачи [5]:

- 1) освоение околоземного космического пространства;
- 2) выполнение полетов на планеты Солнечной системы;
- 3) создание обитаемых баз на Луне и Марсе.

Для решения этих задач организациями ракетно-космической промышленности Российской Федерации создаются многофункциональные космические аппараты (КА) с длительными сроками активного существования, высокими надежностью и энерговооруженностью. Такие КА имеют сложные конструктивно-компоновочные схемы с большим количеством выносных упругих элементов (ВУЭ).

При функционировании двигателей космических аппаратов возникают колебания ВУЭ, которые препятствуют выполнению следующих полетных операций:

- 1) приведение КА в ориентированные положения;
- 2) стабилизация аппаратов перед стыковками с модулями космических станций или посадками на поверхности небесных тел;
- 3) удержание угловых положений КА при маневрировании в космическом пространстве.

Для снижения влияния колебаний ВУЭ на движение автоматических космических аппаратов, предназначенных для функционирования на орбитах Земли, в циклограммах режимов полета резервируют время ожидания успокоения колебательных движений. Этот метод может эффективно использоваться при наличии минутных запасов времени для демпфирования колебаний. Для космических аппаратов, выполняющих исследование дальнего космоса, осуществляющих межпланетные перелеты или доставку грузов на планеты Солнечной системы, затраты времени на гашение колебательных движений ВУЭ, соизмеримые с минутами, являются неприемлемыми при выполнении некоторых полетных операций, например, стыковок с модулями космических станций или посадок на поверхности небесных тел.

**Метод стабилизации выносных элементов конструкции КА.** В работах [1; 4; 6] представлен метод стабилизации выносных упругих элементов конструкции КА, основанный на управляемом гашении их колебательных движений, реализующемся в миллисе-

кундном диапазоне, то есть практически мгновенно. При этом для решения задач по демпфированию колебаний ВУЭ предлагается использовать в составе системы управления движением (СУД) космического аппарата систему гашения колебаний (СГК), принцип функционирования которой основан на создании и регулировании антирезонансных вынужденных колебаний выносных элементов. В качестве исполнительных органов СГК следует использовать многорежимные приводные устройства ВУЭ конструкции космического аппарата [1; 4; 6].

**Проектные параметры системы гашения колебаний СГК.** Начальный этап раннего проектирования СГК сопряжен с необходимостью обоснования и определения ее проектных параметров. В работе [1] приведено научное обоснование этих параметров и представлены их формулировки.

Для определения проектных параметров СГК разработана методика, основные положения которой изложены в работах [1–4; 7].

**Методика определения проектных параметров СГК.** Разработанная методика состоит из математического комплекса многопараметрического системотехнического моделирования напряженно-деформированного состояния (НДС) выносных элементов конструкции КА [1–4; 7] и научно обоснованных [1] требований к управляемой системе гашения колебаний.

Математический комплекс многопараметрического системотехнического моделирования НДС выносных элементов конструкции КА обеспечивает прогнозирование спектров частот их колебаний. Достоверность разработанного математического комплекса подтверждена сравнительным анализом частот колебаний ВУЭ конструкций реальной космической техники, полученных расчетным теоретическим и экспериментальным способами.

**Требования к СГК.** В работе [1] научно обоснованы требования к управляемой системе гашения колебаний ВУЭ конструкции космического аппарата и представлены их формулировки.

**Выводы.** Разработанная методика определения проектных параметров управляемой системы гашения колебаний выносных элементов конструкции КА обеспечивает начальный этап раннего проектирования этой системы.

Выполненные расчеты показали, что при использовании в составе СУД космического аппарата управляемой СГК обеспечивается сокращение длительности полетных операций по маневрированию КА и изменению его углового положения на 20–27 %, что соответствует затратам времени на успокоение колебаний ВУЭ, соизмеримым с миллисекундами.

#### Библиографические ссылки

1. Дементьев И. И. Теория оптимального управления движением космических аппаратов: Анализ, основные положения и математические модели. Saarbrücken : LAP Lambert Academic Publishing, 2015. 143 с.
2. Математические модели напряженно-деформированного состояния упругих элементов конструкций летательных аппаратов / В. Д. Атамасов, И. И. Дементьев, С. А. Немыкин, Б. И. Полетаев // Известия Российской Академии ракетных и артиллерийских наук, 2015. Вып. 2 (87). С. 71–75.
3. Прогнозирование форм и параметров колебательных процессов конструктивных элементов космических аппаратов / И. И. Дементьев [и др.] // Естественные и технические науки. 2013. № 3 (65). С. 196–199.
4. Романов А. В., Тестоедов Н. А. Основы проектирования информационно-управляющих и механических систем космических аппаратов : учебник / под ред. В. Д. Атамасова. СПб. : АНО ЛА «Профессионал», 2015. 240 с.
5. Романов А. В. Теория комплексной оптимизации проектирования космических аппаратов с ядерными термоэмиссионными энергетическими установками : монография / под ред. Б. И. Полетаева, А. П. Ковалева. СПб. : НПО «Профессионал», 2010. 474 с.
6. Теория проектирования сложных технических систем космического базирования : учебник / М. К. Сапего [и др.]. СПб. : НПО «Профессионал», 2012. 560 с.

7. Трехмерная математическая модель напряженно-деформированного состояния крупногабаритного композитного выносного элемента конструкции космического аппарата / И. И. Дементьев [и др.] // Альманах современной науки и образования. 2015. № 1 (91). С. 39–48.

#### References

1. Dementev I. I. The theory of optimal control of spacecraft motion: analysis, fundamentals and mathematical models. Saarbrücken : LAP Lambert Academic Publishing, 2015. 143 p.
2. Mathematical models of stressedly-deformed state of resilient design components of aircraft / V. D. Atamasov, I. I. Dementev, S. A. Nemykin, B. I. Poletaev // Proceedings of the Russian Academy of Missile and Artillery Sciences. 2015. Iss. 2 (87). P. 71–75.
3. Prediction forms and parameters of oscillatory processes of design elements of spacecraft / I. I. Dementev [et al.] // Natural and technical sciences. 2013. № 3 (65). P. 196–199.
4. Romanov A. V., Testoedov N. A. Fundamentals of information and control and mechanical systems of spacecraft: a tutorial / ed. by V. D. Atamasov. St. Petersburg. : ANO LA «Professional», 2015. 240 p.
5. Romanov A. V. The theory of complex optimization of spacecraft design thermionic nuclear power plants: a monograph / ed. by B. I. Poletaev, A. P. Kovalev. St. Petersburg. : NGO «Professional», 2010. 474 p.
6. The theory of complex technical design of space-based systems: a tutorial / M. K. Sapego [et al.]. St. Petersburg. : NGO «Professional», 2012. 560 p.
7. A three-dimensional mathematical model of stressedly-deformed state of large-sized composite detail view of the spacecraft design / I. I. Dementev [et al.] // Almanac of modern science and education. 2015. № 1 (91). P. 39–48.

© Атамасов В. Д., Дементьев И. И., Устинов А. Н., 2016

УДК 629.7.02

### АНАЛИЗ ПРИМЕНЕНИЯ ГИДРАВЛИЧЕСКОГО ДЕМПФЕРА И ДИНАМИЧЕСКОГО ГАСИТЕЛЯ КОЛЕБАНИЙ ДЛЯ ЖИДКОСТНОЙ РАКЕТЫ

Е. О. Бабинова, Л. А. Семёнова

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: semenova@sibsau.ru

*Представлен анализ применения гидравлического демпфера и динамического гасителя колебаний для ракеты типа «Зенит» с экологичным топливом, дано сравнение результатов расчета.*

*Ключевые слова: динамический гаситель колебаний, продольная неустойчивость, демпфирующее устройство.*

## ANALYSIS OF THE USE OF A HYDRAULIC DAMPER AND DYNAMIC VIBRATION ABSORBER FOR LIQUID-FUELLED ROCKET

E. O. Babinova, L. A. Semyonova

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: semenova@sibsau.ru

*The research demonstrates an analysis of using a hydraulic damper and dynamic vibration absorber for a rocket tandem layout of "Zenit" with eco-friendly fuel, it contains the comparison of the calculation results.*

*Keywords: dynamic damper, dynamic longitudinal instability damping device.*

При проектировании жидкостных ракет в расчётах на прочность необходимо учитывать динамическую продольную неустойчивость. Это явление характерно для жидкостных ракет. Для решения проблемы применяют различные методы. Некоторые из них – это установка гидравлического демпфирующего устройства (далее – ГДУ) в топливной магистрали [1; 2] и использование динамического гасителя колебаний (далее – ДГК). Гидравлическое демпфирующее устройство устанавливают в питающую магистраль на входе в двигательную установку для снижения собственных колебаний жидкости в трубопроводе. Динамический гаситель колебаний обычно настраивают на одну определённую частоту, которую он «компенсирует» и полностью исключает, но он имеет ряд недостатков, например сложность настройки самого гасителя, сложность расчёта резонансной частоты, бесполезность при возникновении частот, не попадающих в диапазон его действия [3]. Кроме того, ДГК должен иметь больше большую массу, и чем больше масса, тем больше его эффективность. Но для ракетно-космической техники масса ракеты – один из важнейших критериев, и при увеличении массы конструкции (при неизменной стартовой массе) уменьшается масса полезного груза. Динамический гаситель колебаний можно устанавливать на уже готовое изделие, в отличие от ГДУ, которое необходимо заранее включать в расчёт конструкции.

При проведении расчётов задавались гипотетической ракетой типа «Зенит» – двухступенчатая ракета с разгонным блоком (3-й ступенью) с конструктивно-компоновочной схемой «Тандем». Двигатель первой ступени – жидкостный, двухкомпонентный, топливная пара: жидкий кислород – сжиженный природный газ. При выборе топливной пары были учтены современные тенденции и стремление к повышению экологичности производства и использования. Общая масса ракеты около 460 тонн с учётом полезной нагрузки в 15 тонн; выбиралась расчетная схема и математическая модель [4].

Расчёт проведен методом «замораживания коэффициентов» [5]. Вычисления проводились для нескольких схем, которые отличались наличием либо отсутствием конструктивных элементов: а) схема ракеты без специальных приспособлений; б) схема ракеты с ГДУ, который был расположен в конце топливной магистрали («нижний способ» [1]); в) схема ракеты с ДГК, расположенным в том же месте, где и

ГДУ. Определены собственные и резонансные частоты ракеты для всех схем.

По результатам расчётов было определено, что применение ГДУ более эффективно, чем динамического гасителя колебаний.

### Библиографические ссылки

1. Аринчев С. В. Теория колебаний неконсервативных систем : учеб. пособие для вузов. М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2002. 464 с.
2. Конечноеэлементный анализ резонансных режимов топливоподающего тракта ракеты / С. В. Филипповский, К. В. Аврамов [Электронный ресурс]. URL: [http://www.nbu.gov.ua/old\\_jrn/natural/Vcpi/dim/2009\\_30/20093026.pdf](http://www.nbu.gov.ua/old_jrn/natural/Vcpi/dim/2009_30/20093026.pdf) (дата обращения: 16.09.2016).
3. Корнев Б. Г., Резников Л. М. Динамические гасители колебаний: Теория и технические приложения. М. : Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1988. 304 с.
4. Моделирование в задачах вибропрочности конструкций ракетно-космической техники / И. М. Безмозгий, А. Н. Софинский, А. Г. Чернягин // Космическая техника и технологии. 2014. № 3(6). С. 71–80.
5. Колесников К. С. Динамика ракет : учебник для вузов. 2-е изд., испр. и доп. М. : Машиностроение, 2003. 520 с.

### References

1. Arinchev S. V. *Teoriya kolebaniy nekonservativnykh sistem*. [Theory of oscillations of nonconservative systems]. Moscow : MGTU im. N. E. Bauman, 2002. 464 p.
2. Filipkovskij S. V., Avramov K. V. [Finite element analysis of resonant modes of the fuel feed path of the rocket]. Available at: [http://www.nbu.gov.ua/old\\_jrn/natural/Vcpi/dim/2009\\_30/20093026.pdf](http://www.nbu.gov.ua/old_jrn/natural/Vcpi/dim/2009_30/20093026.pdf) (accessed: 16.09.2016).
3. Korenev B. G., Reznikov L. M. *Dinamicheskie gasiteli kolebaniy: Teoriya i tekhnicheskie prilozheniya*. [Dynamic vibration absorbers: Theory and technical applications]. Moscow : Nauka Publ., Gl. red. fiz.-mat. lit., 1988. 304 p.
4. Bezmozgiy I. M., Sofinskiy A. N., Chernyagin A. G. [The simulation in problems of vibration strength of rocket and space hardware] // *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii*. 2014. No 3(6). P. 71–80 (In Russ.).
5. Kolesnikov K. S. *Dinamika raket*. [Dynamics of rockets]. Moscow : Mashinostroenie Publ., 2003. 520 p.

© Бабинова Е. О., Семёнова Л. А., 2016

УДК 629.78

**АНАЛИЗ КОНЦЕПЦИЙ ОЧИСТКИ ОКОЛОЗЕМНОГО КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА**

И. Р. Багатеев, И. С. Тарлецкий, Т. Н. Баландина\*, Е. А. Баландин

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва»  
Российская Федерация, 662972, г. Железнодорожный Красноярского края, ул. Ленина, 52

\*E-mail: tan.balandina2015@yandex.ru

*Космический мусор является одной из существенных космических угроз. Он может привести к прекращению всякой деятельности в космосе, поскольку скорость движения объектов космического мусора на разных орбитах может достигать сверхзвуковой. Таким образом, на низких орбитах даже фрагмент размером в один сантиметр может привести к катастрофе.*

*Ключевые слова: космический мусор, космический объект, околоземное космическое пространство, космический аппарат, сервисный космический аппарат.*

**ANALYSIS OF CLEANING CONCEPTS OF NEAR-EARTH SPACE**

I. R. Bagateev, I. S. Tarleckiy, T. N. Balandina\*, E. A. Balandin

JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems  
52, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation

\*E-mail: tan.balandina2015@yandex.ru

*Space debris is one of the essential cosmic threats; it can lead to the termination of any activities in outer space, because the speed of movement of debris objects on different orbits can reach supersonic one. Therefore at low orbits even one centimeter-sized fragment may result in disaster.*

*Keywords: space debris, the space object, near Earth space, spacecraft, service spacecraft.*

С начала космической эры всеми космическими державами было осуществлено около 5 000 запусков, в результате чего в околоземное космическое пространство (ОКП) было выведено порядка 30 000 крупных (более 10 см) космических объектов (КО). По состоянию на 31 августа 2015 г. общее количество находящихся в космическом пространстве и каталогизированных в базах данных Автоматизированной системы предупреждения об опасных ситуациях в ОКП космических объектов техногенного происхождения составило 17 250 КО. Из них 1 362 КО – это действующие космические аппараты, а остальные 15 888 КО – космический мусор (КМ) [1].

Из действующих космических аппаратов (КА) (активных, находящихся в резерве, проходящих летные испытания и частично действующих) наибольшие группировки имеют США (446 КА), Россия (135 КА) и Китай (132 КА).

В последние годы операторы все чаще и чаще получают сообщения об угрозе столкновения функционирующих КА с каталогизированными объектами КМ (размером, как правило, более 10 см). Столкновение КА с таким объектом в лучшем случае повлечет за собой полную или частичную потерю функциональности, а в худшем – сильный взрыв с образованием большого количества новых фрагментов КМ [2].

В настоящее время рассмотрение возможности очистки околоземного космического пространства от отработавших КА и фрагментов разрушившихся КА становится весьма актуальным. По данной теме пред-

лагается широкий спектр различных технических устройств, которые могут обеспечить увод элементов КМ на безопасные орбиты или их спуск в атмосферу Земли. В качестве альтернативных методов очистки геостационарной орбиты (ГСО) от отработавших КА могут рассматриваться концепции использования космических буксиров, захвата КА с помощью сети, развертывания солнечного паруса в конце срока активного существования (САС), ионного пучка и другие.

Ниже представлен анализ недостатков предложенных различными мировыми организациями сценариев увода КМ из ОКП [3–5] (см. таблицу).

В результате проведенного исследования были проанализированы существующие мировые концепции по уводу КМ. В настоящее время с учетом специфической целевой функции СКА и недостатков рассмотренных выше концепций инженерами АО «ИСС» ведутся активные работы по исследованию проектного облика СКА для увода КМ из области ГСО. С учетом возможных к реализации сценариев увода ОКМ из защищаемой области ГСО был сделан вывод о применимости для СКА технического задела, полученного при создании КА связи и ретрансляции на ГСО, имеющих модульный принцип построения.

Данный принцип построения КА используется в течение многих лет в АО «ИСС». Разработано и реализовано несколько поколений платформ и космических аппаратов различного назначения, созданных на их основе.

**Недостатки рассмотренных сценариев увода КМ из ОКП**

Сценарий увода КМ	Недостатки
Использование космического буксира Проект CleanSpace (Swiss Space Center), Harpoon (Astrium UK), проект ConeXpress (European Space Agency), Robotic arm (Deutsche Orbital Servicing Mission)	Данный сценарий подразумевает использование жесткого сцепления сервисного космического аппарата (СКА) с объектом КМ. При таком виде сцепления, с учетом минимальности расстояний, возможно столкновение двух объектов, что приведет к увеличению засоренности ОКП. Так как КМ может иметь неконтролируемое вращение, это существенно осложняет необходимую конструкцию манипулятора и саму возможность применения метода буксировки
Захват КА с помощью сети Захват КА сетью (Robotic Geostationary Orbit Restorer). Стальная сеть для сборки космического мусора (Japan Aerospace Exploration Agency)	Сеть также создает жесткое сцепление. А использование сетки с магнитным полем подразумевает увод намагничиваемых металлических объектов с ОКП, но современные КА выполнены из сплавов алюминия и композитов. Неконтролируемое вращение объекта КМ делает невозможным применение сети
Солнечный парус Солнечный парус (National Aeronautics and Space Administration)	Большие временные затраты на перевод КА с ГСО на новую орбиту в конце САС. Солнечный парус является дополнительной конструкцией в составе КА, а следовательно, это уменьшение массы полезной нагрузки. Применение солнечного паруса требует функциональной исправности системы управления спутника
Использование ионного пучка Проект CleanSpaceOne от Федеральной политехнической школы Лозанны, США (EPFL), Ion Beam Shepherd for Contactless Space Debris Removal от Мадридского политехнического университета	Транспортировка в ионном пучке позволяет уводить крупные элементы КМ, в том числе вращающиеся, без необходимости стыковки с ними, однако при этом увеличиваются требуемые затраты рабочего тела для маневров. Также есть определенная проблема в удержании удаляемого объекта в струе ионной пушки

На рубеже 2000-х годов наиболее востребованной для применения в составе спутников, эксплуатируемых на ГСО, оказалась платформа среднего класса «Экспресс-1000Н», о чем свидетельствует разработка ряда её модификаций: «Экспресс-1000НТ», «Экспресс-1000НТА» и «Экспресс-1000НТВ». В последней модификации учтен опыт, полученный в результате наземной отработки и летных испытаний целого ряда спутников связи, что позволяет позиционировать ее как наиболее эффективную по критерию массового совершенства. Достигнутые результаты могут быть использованы в разработке концепции СКА для очистки ГСО.

**Библиографические ссылки**

1. Космический мусор – информационный армрестлинг [Электронный ресурс]. URL: <http://novosti-kosmonavtiki.ru/mag/2015/2489/29679/> (дата обращения: 05.09.2016).
2. Как очистить орбиту от космического мусора? [Электронный ресурс]. URL: <http://nlo-mir.ru/kosmoss/33708-kak-ochistit-orbitu-ot-kosmicheskogo-musora.html> (дата обращения: 05.09.2016).
3. Космический мусор – проблема, которую нужно решать [Электронный ресурс]. URL: <http://novosti-kosmonavtiki.ru> (дата обращения: 20.04.2016).
4. Space Track public satellite catalog maintained by the U.S. military [Электронный ресурс]. URL: <http://space-track.org> (дата обращения: 20.05.2016).

5. CleanSpace One – спутник очистки космического мусора [Электронный ресурс]. URL: <http://mapgroup.com.ua/kosmicheskie-apparaty/47-shvejsariya/444-cleanspace-one> (дата обращения: 08.09.2016).

**References**

1. *Kosmicheskiy musor – informatsionnyy armrestling* [Space debris – information arm wrestling]. Available at: <http://novosti-kosmonavtiki.ru/mag/2015/2489/29679/> (accessed: 05.09.2016).
2. *Kak ochistit' orbitu ot kosmicheskogo musora?* [How to clean orbit from space debris]. Available at: <http://nlo-mir.ru/kosmoss/33708-kak-ochistit-orbitu-ot-kosmicheskogo-musora.html> (accessed: 05.09.2016).
3. *Kosmicheskij musor – problema kotoruju nuzhno reshat'* [Space debris – a problem which must be solved]. Available at: <http://novosti-kosmonavtiki.ru> (accessed: 20.04.2016).
4. Space Track public satellite catalog maintained by the U.S. military. Available at: <http://space-track.org> (accessed: 20.05.2016).
5. *CleanSpace One – sputnik ochistki kosmicheskogo musora* [CleanSpace One – space debris cleaning satellite]. Available at: <http://mapgroup.com.ua/kosmicheskie-apparaty/47-shvejsariya/444-cleanspace-one> (accessed: 08.09.2016).

© Багатеев И. Р., Тарлецкий И. С., Баландина Т. Н., Баландин Е. А., 2016

УДК 629.78.018.4:620.172/178.2:678:621.378

## АДАПТАЦИЯ СТАНДАРТНЫХ РЕПЕРНЫХ ЗНАКОВ ДЛЯ ТЕРМОВАКУУМНЫХ ИЗМЕРЕНИЙ КРУПНОГАБАРИТНЫХ ТРАНСФОРМИРУЕМЫХ КОНСТРУКЦИЙ

Е. А. Байбородова, Г. В. Двирный, А. П. Антоненко, Д. В. Усачёв, Д. В. Чураков

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва»  
Российская Федерация, 662972, г. Железнодорожск Красноярского края, ул. Ленина, 52  
E-mail: baiborodovaea@mail.ru

*Рассмотрена бесконтактная система измерения при помощи лазерного трекера и меток (реперных знаков), определены проблемы данной системы. Предложен метод адаптации стандартных меток для термовакуумных измерений.*

*Ключевые слова: термовакуумные измерения, лазерный трекер, реперные знаки, крупногабаритные трансформируемые конструкции.*

## OFF-THE-SHELF ALIGNMENT MARKS ADAPTATION FOR THERMAL-VACUUM MEASUREMENTS OF LARGE TRANSFORMABLE STRUCTURES

E. A. Bayborodova, G. V. Dvirnyy, A. P. Antonenko, D. V. Usachev, D. V. Churakov

JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems  
52, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation  
E-mail: baiborodovaea@mail.ru

*This paper describes noncontact measurement system using a laser tracker and alignment marks and issues thereto related. A method of off-the-shelf alignment marks adaptation for thermal-vacuum measurements is proposed.*

*Keywords: thermal-vacuum measurements, laser tracker, alignment marks, large transformable structures.*

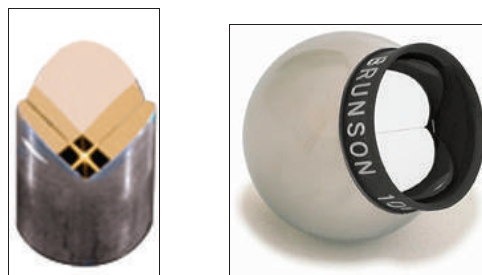
Исследование возможных деформаций конструкций вследствие температурных воздействий в космическом пространстве – одна из основных задач наземных испытаний космических аппаратов (КА).

Измерение геометрических параметров конструкций до и после воздействия экстремальных температур помогает выявить отклонения от первоначальной формы изделия. Бесконтактные методы измерений геометрических параметров являются наиболее эффективными. В настоящее время для измерения геометрических характеристик конструкций применяются бесконтактные методы измерений и контроля: теодолитные, интерферометрические (лазерный трекер с метками и лазерный сканер) и фотограмметрические измерительные системы [1].

В АО «ИСС» для измерений термодформаций крупногабаритных трансформируемых механических систем (КТМС) применяют вышеперечисленные системы бесконтактных измерений [2]. Наиболее перспективной является интерферометрическая система с использованием лазерного трекера, работающая на принципе слежения лазерного луча за специальными уголковыми отражателями (реперными знаками), установленными на поверхности измеряемого изделия в определённых точках. Излучаемый прибором лазерный луч попадает в центр реперного знака, возвращается обратно в объектив и далее на приемный датчик дальномера. Это позволяет определить две угловые координаты и расстояние. По полученным данным затем вычисляется текущее пространственное поло-

жение реперного знака и соответственно идентифицируется поверхность измеряемого изделия [3–5].

Для термовакуумных испытаний лазерный трекер (в нашем случае API Tracker 3) помещается в специально разработанный гермоконтейнер напротив объекта испытаний, на объекте испытаний крепятся определенного образом разного типа зеркальные метки (реперные знаки), каждая со своими отражательными характеристиками (рис. 1).



тип а

тип б

Рис. 1. Общий вид реперных знаков, использующихся при измерениях

Основной элемент реперного знака – тип а – пустотелый ретрорефлектор (трехгранная призма) без сферы, и тип б – пустотелый ретрорефлектор (трехгранная призма), смонтированный в сфере.

Сферический отражатель (зеркальная призма, смонтированная в сфере) поставляется в комплекте с



магнитной базой, что очень удобно в их настройке на сложных формах конструкций.

Использование же только одного вкладыша без сферы (метка типа *a*) значительно удешевляет (в 2–3 раза) стоимость реперного знака (см. таблицу), но удобство использования и регулировка положения метки при этом очень затруднены. Ко всему прочему, использование вкладышей без сферического корпуса создаёт проблему при испытаниях на экстремальные положительные температуры – в области +120 °С метка не визируется лучом лазерного трекера.

Для решения этой проблемы разработаны методы адаптации применения меток при экстремальных положительных температурах, один из которых предлагает по возможности оградить метки от чрезмерного нагрева. Этого можно добиться, используя специаль-

но разработанную оснастку под каждое изделие, учитывая особенности форм объекта испытаний.

Главные проблемы использования цилиндрических вкладышей без сферы, как говорилось выше, – закрепление их на конструкциях сложных форм, а также затруднённая их регулировка. Поскольку простое приклеивание очевидно снижает возможности тонкой настройки цилиндрических меток, было разработано два способа доработки на предмет крепления меток к поверхности: при помощи монтирования металлической сферы в тыльную часть цилиндрической метки, которая устанавливается на магнитную подставку собственного изготовления; и монтирование в тыльную часть метки небольшого шарнира, крепящегося при помощи болтового соединения к измеряемой конструкции (рис. 2).

#### Себестоимость реперных знаков

Реперный знак тип а		Реперный знак тип б	
комплектация	стоимость, руб.	комплектация	стоимость, руб.
Метка цилиндрическая	37 000	Метка цилиндрическая, вмонтированная в сферу	94 000
Оснастка (производство АО «ИСС»)	3 000	Магнитная база (оригинал)	10 000
Магнитная база (производство Китай)	100		
Итого:	40 100		104 000

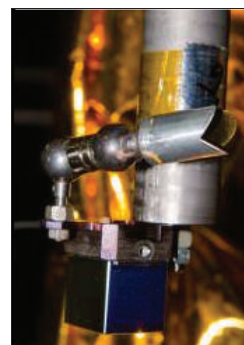
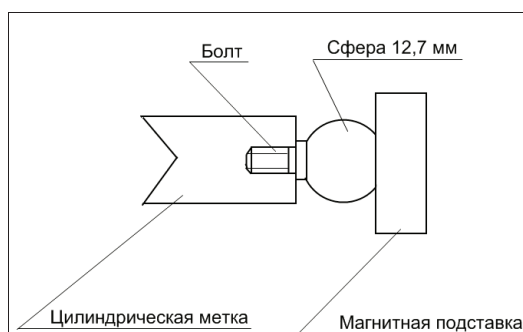
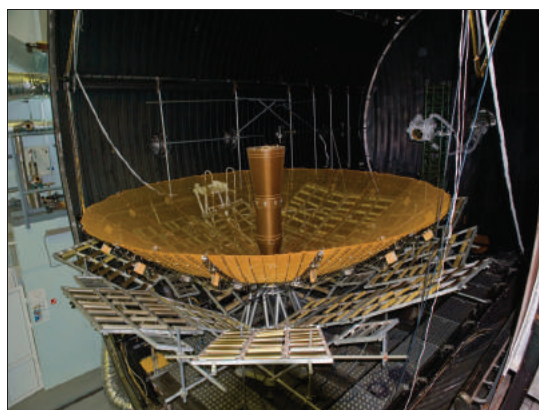


Рис. 2. Крепление цилиндрической метки (способы установки)



*a*



*б*

Рис. 3. Крепление цилиндрической метки на шарнире:

*a* – общий вид положения метки на рефлекторе Ø5 м; *б* – метка на шарнире укрупнённо

Из всего вышесказанного следует:

Использование адаптированной, т. е. доработанной, цилиндрической метки в комплекте с магнитной базой для настройки на сложных формах крупногабаритных конструкций по сравнению с использованием метки, вмонтированной в сферу, даёт экономическую выгоду в 2–2,5 раза при схожих технических характеристиках.

#### Библиографические ссылки

1. Двирный Г. В. Методы высокоточных измерений прецизионных конструкций мобильных автоматических космических аппаратов в термовакуумных условиях // Вестник СибГАУ. 2011. Вып. 2. С. 38–43.

2. Двирный Г. В. Особенности обработки крупногабаритных трансформируемых конструкций // Научно-техническая конференция молодых специалистов ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»: материалы конф. Железнодорожск, 2008. С. 69–70.

3. Тестоедов Н. А., Двирный Г. В., Пермяков М. Ю. Определение величины температурных деформаций размеростабильных рефлекторов // Вестник СибГАУ. 2011. Вып. 2. С. 67–71.

4. Двирный Г. В., Пермяков М. Ю. Испытания по определению температурных деформаций // «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»: научно-техническая конф. молодых специалистов, посвящённой 50-летию полета в космос Ю. А. Гагарина: материалы конф. Железнодорожск, 2011. С. 232–233.

5. Определение погрешности при высокоточных измерениях прецизионных размеростабильных углепластиковых конструкций космических аппаратов, в термовакуумных условиях / В. М. Михалкин [и др.] // Исследования в области оружия и систем вооружения,

авиа- и ракетостроения, космических летательных аппаратов: сб. трудов. СПб.: Балтийский гос. техн. ун-т, 2011. С. 97–103.

#### References

1. Dvirniy G. V. Metody vysokotochnykh izmerenij precizionnykh konstrukcij mobil'nykh avtomaticheskikh kosmicheskikh apparatov v termovakuumnykh uslovijah // Vestnik SibGAU. 2011. Iss. 2. P. 38–43.

2. Dvirniy G. V. Osobennosti otrabotki krupnogabaritnykh transformiruemykh konstrukcij // Nauchno-tehnicheskaja konferencija molodykh specialistov ОАО «Informacionnye sputnikovye sistemy» imeni akademika M. F. Reshetneva): Materialy konferencii. Zheleznogorsk, 2008. P. 69–70.

3. Testoedov N. A., Dvirniy G. V., Permjakov M. Ju. Opredelenie velichiny temperaturnykh deformacij razmerostabil'nykh reflektorov // Vestnik SibGAU. 2011. Iss. 2. P. 67–71.

4. Dvirniy G. V., Permjakov M. Ju. Ispytanija po opredeleniju temperaturnykh deformacij // Nauchno-tehnicheskaja konferencija molodykh specialistov ОАО «Informacionnye sputnikovye sistemy» imeni akademika M. F. Reshetneva», posvjashhjonnoj 50-letiju poleta v kosmos Ju. A. Gagarina: materialy konf. Zheleznogorsk, 2011. P. 232–233.

5. Mihalkin V. M. [et al.] Opredelenie pogreshnosti pri vysokotochnykh izmerenijah precizionnykh razmerostabil'nykh ugleplastikovykh konstrukcij kosmicheskikh apparatov, v termovakuumnykh uslovijah // Issledovanija v oblasti oruzhija i sistem vooruzhenija, avia- i raketostroenija, kosmicheskikh letatel'nykh apparatov: sb. trudov. SPb.: Baltijskij gosudarstvennyj tehnikeskij universitet, 2011. P. 97–103.

© Байбородова Е. А., Двирный Г. В., Антоненко А. П., Усачёв Д. В., Чураков Д. В., 2016

УДК УДК 621.791.72

### НАБЛЮДЕНИЕ КАНАЛА ПРОПЛАВЛЕНИЯ В РЕНТГЕНОВСКОМ СПЕКТРЕ ПРИ ЭЛЕКТРОННО-ЛУЧЕВОЙ СВАРКЕ

В. Я. Браверман, Д. Г. Кучаева

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: braverman-vladimir@rambler.ru

*Электронно-лучевая сварка широко применяется для получения неразъемных соединений изделий аэрокосмической отрасли. Наблюдение канала проплавления может стать дополнительным инструментом для контроля формирования сварного шва. В статье представлены некоторые результаты экспериментальных исследований в этом направлении.*

*Ключевые слова:* электронно-лучевая сварка, рентгеновское излучение, рентгеновский датчик.

## MONITORING CHANNEL PENETRATION IN THE X-RAY SPECTRUM IN ELECTRON-BEAM WELDING

V. Ya. Braverman, D. G. Kuchaeva

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: braverman-vladimir@rambler.ru

*Electron beam welding is widely used for permanent connections aerospace products. Observation channel of penetration can be an additional tool to control the formation of the weld. The article presents the results of experimental studies in this direction.*

*Keywords: electron beam welding, X-ray radiation, X-ray radiation sensor/*

Со времени первого промышленного применения (1958) накоплен значительный опыт использования электронно-лучевой сварки (ЭЛС) для получения неразъемных соединений. Известные преимущества этого вида сварки обуславливают целесообразность ее применения в агрегатном и корпусном производствах предприятий аэрокосмической отрасли.

Сложность и многофакторность ЭЛС затрудняют воспроизводимость качества сварных швов. В связи с этим требуется контроль процесса и управление формированием сварного шва [1–4]. Одним из элементов контроля является наблюдение процессов, происходящих в канале проплавления.

Визуальное наблюдение может стать дополнительным инструментом для исследований физических процессов, происходящих в канале проплавления, и для контроля формирования сварного шва при сварке. Сопутствующее ЭЛС тормозное рентгеновское излучение (РИ) – практически единственный источник информации для этой цели.

В экспериментах применялась камера-обскура, для формирования проекционного рентгеновского изображения сварочной ванны на мишени трубки видеокамеры по сцинтилляционным вспышкам рентгеновского датчика (рис. 1). В качестве датчика использован кристалл на основе NaJ.

В данном случае необходимо учитывать изменение ослабления РИ по глубине  $h$ . Зависимость  $l$  от  $h$  можно представить следующим образом [5]:

$$l = I_m(1 - \beta/\beta_m),$$

где  $I_m$  – максимальная толщина детали, проходимая РИ ( $\beta = 0$ );  $\beta$  – угол, определяющий направление луча, формирующего изображение точки  $h$  ( $0 \leq \beta \leq \beta_m$ ).

Кратность ослабления РИ за счет прохождения им пути  $l$  в материале:

$$K_1 = \exp(-\mu l) = \exp[-\mu l_m + (\mu l_m)(\beta/\beta_m)],$$

где  $\mu$  – коэффициент ослабления излучения в материале свариваемых изделий.

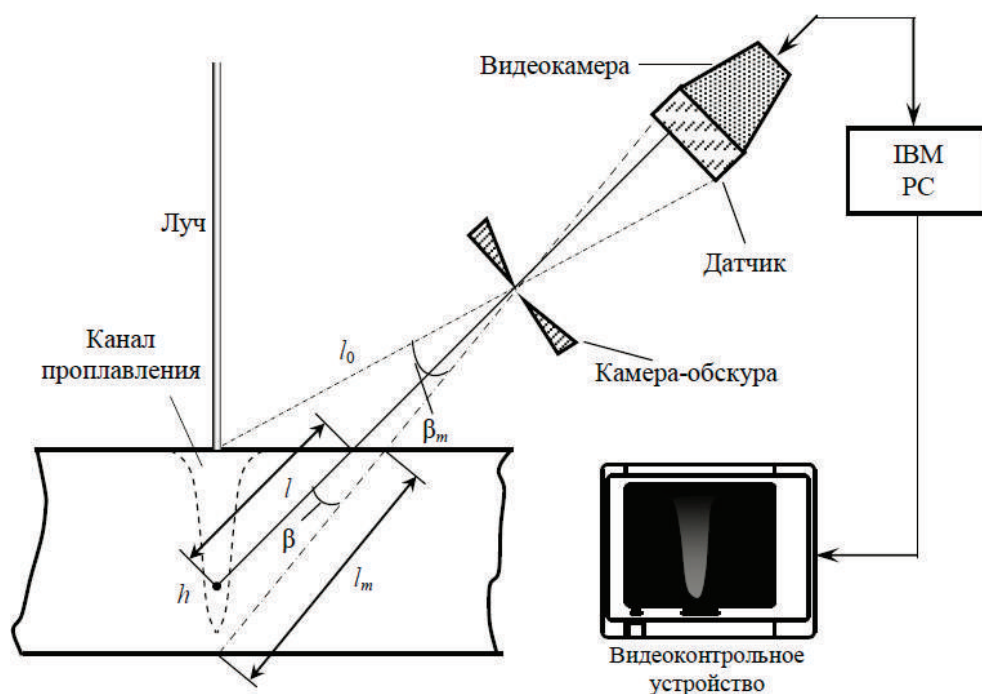


Рис. 1. Наблюдение с помощью камеры-обскуры и передающей видеокамеры

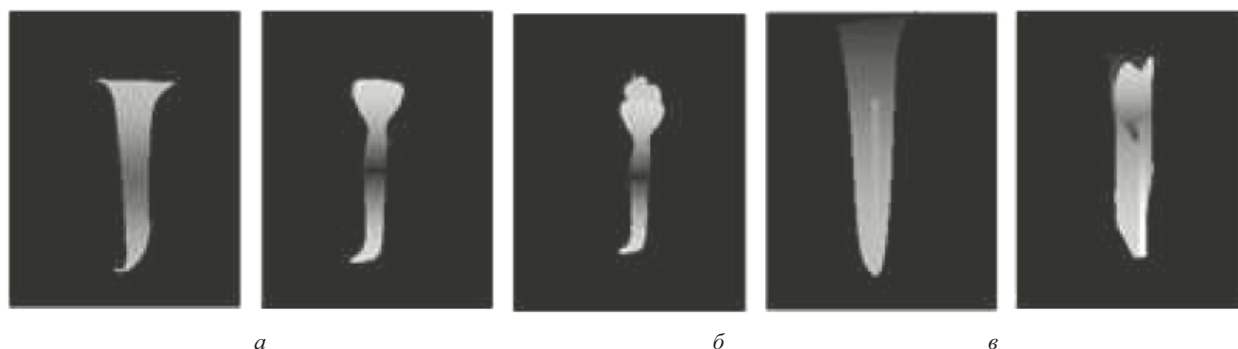


Рис. 2. Фрагменты канала проплавления в рентгеновском спектре:  
 а – наблюдение в плоскости, перпендикулярной плоскости стыка; б, в – наблюдение в плоскости стыка

Кратность  $K_1$  зависит от направления  $\beta$ . Для компенсации зависимости  $K_1$  от направления вводится дополнительное ослабление  $K$  так, чтобы полное ослабление было равно ослаблению в направлении  $\beta = 0$ :

$$K_0 = K_1 K = \exp(-\mu l_m).$$

Отсюда

$$K = \exp [(-\mu l_m) (\beta/\beta_m)].$$

Таким образом, полное ослабление будет одинаково для любого направления.

Способ выравнивания интенсивности излучения заключается во введении в измерительный тракт дополнительного коэффициента ослабления  $K$ , такого, чтобы выполнялось условие

$$K_{yc} \exp(-\mu l_m) = K_{yc} K \exp(-\mu l),$$

где  $K_{yc}$  – коэффициент усиления измерительного тракта. Отсюда

$$K = \exp [(-\mu l_m) (\beta/\beta_m)].$$

Видно, что при регистрации излучения из корня канала ( $\beta = 0$ )  $K = 1$ , т. е. ослабление отсутствует. Когда излучение регистрируется из точки, близкой к поверхности изделия ( $\beta = \beta_m$ ), то вводится максимальное ослабление.

На практике это можно реализовать программным способом, управляя коэффициентом преобразования в процессе построения опроса изображения, сформированного на кристалле рентгеновского датчика.

На рис. 2 представлены некоторые кадры, полученные описанным способом.

#### Библиографические ссылки

1. Браверман В., Баякин С. Устройство управления фокусировкой и глубиной проплавления по собственному рентгеновскому излучению при ЭЛС с модуляцией уровня фокусировки // Сварочное производство. М. : Машиностроение, 1997. № 1. С. 16–19.
2. Экспериментальные исследования рентгеновского излучения при электронно-лучевой сварке / В. Я. Браверман, В. С. Белозерцев, А. Н. Успенский // Вестник СибГАУ. 2005. № 6. С. 196–200.
3. Браверман В. Тормозное рентгеновское излучение при электронно-лучевой сварке и его взаимосвязь

с параметрами процесса // Вестник СибГАУ. 2008. № 3 (20). С. 117–121.

4. Вопросы управления формированием сварного шва при электронно-лучевой сварке / В. Я. Браверман, В. С. Белозерцев, В. П. Литвинов и др. // Вестник СибГАУ. 2008. № 2 (19). С. 148–152.

5. Браверман В. Я., Башенко В. В. Исследование возможности наблюдения канала проплавления в рентгеновском спектре при ЭЛС // Технология и оборудование электронно-лучевой сварки – 2008 : материалы I Междунар. науч.-техн. конф. (18–20 мая 2008, г. Санкт-Петербург) ; ООО «Агентство “ВиТ Принт”». СПб., 2008. С. 139–144.

#### References

1. Braverman V., Bayakin S. *Ustroystvo upravleniya fokusirovkoj i glubinoj proplavleniya po sobstvennomu rentgenovskomu izlucheniyu pri JeLS s modulyaciej urovnya fokusirovki* [The control unit focus and depth of penetration of X-rays on his own in EBW with focus level modulation]. Welding production. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1977. № 1. P. 16–19.
2. Braverman V. Ya., Belozercev V. S., Uspenskij A. N. [Experimental research of x-ray radiation during electron beam welding] // *Vestnik SibGAU*. 2005. № 6. P. 196–200 (In Russ.).
3. Braverman V. Ya. [Decelerating x-ray radiation during electron beam welding and its interrelation with the process parameters] // *Vestnik SibGAU*. 2008. № 3. P. 117–121 (In Russ.).
4. Braverman V. Ya., Belozercev V. S., Litvinov V. P., Rozanov O. V. [Issues relating to controlling seam formation process in electron beam welding] // *Vestnik SibGAU*. 2008. № 2. P. 148–152 (In Russ.).
5. Braverman V. Ya., Bashenko V. V. [Study the possibility of observing the channel penetration in the X-ray spectrum in EBW] // *Materialy I Mezhdunar. nauch.-tech. konf. “Tehnologiya i oborudovanie jelektronno-luchevoj svarki-2008”* [Materials I Intern. Scientific. Tech. Conf “Technology and equipment electron beam welding – 2008”]. SPb., 2008. P. 139–144. (In Russ.)

© Браверман В. Я., Кучаева Д. Г., 2016

УДК 539.12.04

## ОПТИМИЗАЦИЯ СООТНОШЕНИЯ КОМПОНЕНТОВ В СЛОЯХ РАДИАЦИОННО-ЗАЩИТНОГО ЭКРАНА\*

О. Н. Драганюк, С. В. Телегин

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: don-oks@mail.ru

*Рассмотрен процесс оптимизации радиационно-защитного экрана, предназначенного для защиты бортовой аппаратуры космических аппаратов от электронов ЕРПЗ. Приведено сравнение характеристик, рассчитанных методом Монте-Карло, разработанных экранов с аналогом из алюминия.*

*Ключевые слова: радиационная защита, спутник, моделирование.*

## OPTIMIZATION OF THE COMPONENT RATIO IN LAYERS OF RADIATION SHIELD

O. N. Draganyuk, S. V. Telegin

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: don-oks@mail.ru

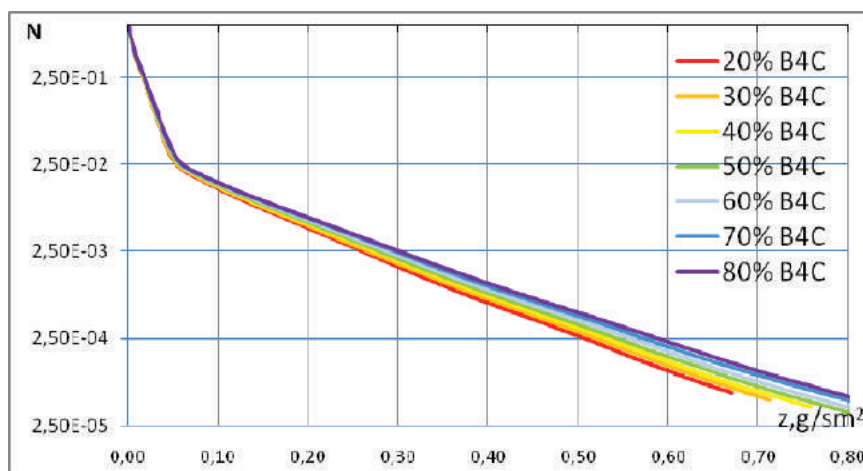
*The research considers the process of radiation shield optimization, designed to protect from electrons of natural radiation belts of Earth. It compares the characteristics calculated by Monte-Carlo method, the developed screens with analog from aluminum is proposed.*

*Keywords: radiation protection, the satellite, modeling/*

Для создания радиационно-защитных экранов для космических аппаратов необходимо решить задачу об оптимизации толщин и состава слоев. Моделирование проводилось в программе «Компьютерная лаборатория» методом Монте-Карло [2]. Рассматриваемая в данной работе модель представляет собой трехслойную композицию [1], состоящую из внешнего слоя –

лакового покрытия с карбидом бора, конструкционного – из алюмоборосиликатного волокна, внутреннего слоя – лакового покрытия с никелевым порошком.

Для оптимизации рассматриваемой модели была изучена зависимость числа частиц, прошедших за экран, от процентного соотношения веществ в материале слоев (см. рисунок).



Зависимость числа электронов от приведенной толщины слоя с карбидом бора. Масштаб по оси ординат логарифмический, нормировка на 1 частицу

\*Работа поддержана Министерством образования и науки Российской Федерации № 168.

**Коэффициенты отношений характеристик алюминиевых экранов к оптимизированным многослойным при одном ослаблении по электронам**

Экран	Коэффициент отношения по дозе	Коэффициент отношения по прошедшему вторичному излучению	Коэффициент отношения по массе	Коэффициент по защите
507550	1.21	1.56	1.37	1.84
507570	1.41	2.12	1.32	2.39
707550	1.31	1.88	1.37	1.27
707570	1.23	1.73	1.32	2.08
407550	0.91	1.76	1.33	2.04
407570	1.23	1.90	1.31	2.57
607550	1.24	2.73	1.37	1.35
607570	1.30	2.55	1.32	2.23

На графике видно, что при малых толщинах число прошедших частиц не зависит от соотношения компонентов (лака и карбида бора) в слое. Расхождение значений находится в пределах погрешностей. Толщине слоя будет соответствовать участок с наибольшим коэффициентом ослабления потока частиц. Для получения более однородной смеси необходимо создавать защитные экраны с содержанием порошкового вещества около 50 %.

Изучение зависимостей числа электронов в слое с никелем и фотонов в обоих слоях показало аналогичные результаты.

По графикам были определены приведенные толщины, соответствующие наибольшему ослаблению потока частиц.

Реальные толщины для первого слоя составили от 0,32 до 0,40 мм в слоях с 40–70 % содержанием карбида бора.

Для третьего слоя с 50 % никеля – 0,20 мм, с 70 % – 0,15 мм. Слой из алюмоборосиликатного волокна будет иметь толщину 2 мм, так как он является конструкционным и должен удовлетворять техническому заданию.

После оптимизации были смоделированы 8 различных многослойных радиационно-защитных экранов. Каждому из них было присвоено числовое название. Например, 507550 – 50 % карбида бора в первом слое, 75 % алюмоборосиликатного волокна во втором слое и 50 % никеля в третьем слое.

Сравнение экранов проводилось по нескольким параметрам, результаты приведены в таблице. Все многослойные экраны обладают лучшим ослаблением электронов, чем алюминиевый аналог. Самым эффективным по этому параметру является экран 407570. Также можно отметить, что экраны с 70 % содержанием никеля имеют большее ослабление электронов, чем с 50 % содержанием.

Таким образом, после оптимизации удалось получить экраны с улучшенными защитными характеристиками и меньшей массой. Самыми эффективными

экранами, обладающими высокими показателями по всем параметрам, являются экраны 607570 и 507570.

Использование для создания радиационно-защитного экрана многослойной структуры, материалов с высокой экранирующей способностью [3], а также оптимизация соотношения компонентов в слоях экрана и их толщин позволили создать экраны, обладающие преимуществами перед алюминиевым аналогом по всем рассмотренным в работе параметрам.

#### Библиографические ссылки

1. Драганюк О. Н., Телегин С. В. Расчет гетерогенного радиационно-защитного экрана для космических аппаратов // Вестник СибГАУ. 2015. Т. 16, № 4. С. 969–974.
2. Беспалов В. И. Пакет программ ЕРНСА для статистического моделирования поля излучения фотонов и заряженных частиц // Изв. Вузов. Физика, Приложение. 2000. № 4. С. 159–165.
3. Кимель Л. Р., Машкович В. П. Защита от ионизирующих излучений : справочник. 2-е изд. М. : Атомиздат, 1972. 312 с.

#### References

1. Draganyuk O. N., Telegin S. V. [The heterogeneous radiation shield for spacecrafts] // *Vestnik SibGAU*. 2015. Vol. 16, № 4. P. 969–974.
2. Bepalov V. I. Paket programm EPHCA dlya statisticheskogo modelirovaniya polya izlucheniya fotonov i zaryazhennykh chastits [EPHCA software package for the statistical modeling of the radiation field of photons and charged particles] // *Proceedings of Univ. Physics, Annex*. 2000. № 4. P. 159–165.
3. Kimel L. R., Mashkovich V. P. *Zashchita ot ioniziruyushchikh izlucheniyy* [Protection the Ionising Radiation]. Moscow : Atomizdat, 1972. 312 p.

© Драганюк О. Н., Телегин С. В., 2016

## МОДЕЛИРОВАНИЕ АНИЗОГРИДНЫХ ПАНЕЛЕЙ\*

И. А. Дубровина, А. П. Попова, Л. А. Бабкина

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
 Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
 E-mail: l\_babkina@mail.ru

*Рассматривается задача геометрического моделирования анизогридной панели с разными углами наклона диагональных ребер. В результате модального анализа получены значения первых частот собственных колебаний панели при ее жестком закреплении по периметру.*

*Ключевые слова:* анизогридная панель, модальный анализ, конечно-элементная модель.

## ANISOGRID PANELS MODELING

I. A. Dubrovina, A. P. Popova, L. A. Babkina

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
 31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
 E-mail: l\_babkina@mail.ru

*The problem of geometric modeling of anisogrid panels with different inclination angles of diagonal ribs is analyzed in this article. Values of the first natural frequencies of the panel when it is located on the perimeter are obtained as a result of the research.*

*Keywords:* anisogrid panels, frequency analysis, finite element model.

Анизогридные панели находят широкое применение в ракетной и космической технике и используются в качестве несущих элементов конструкций космических аппаратов. Анизогриды подвергаются значительным динамическим нагрузкам, возникающим при полете ракетного носителя, обладают высокой удельной прочностью и жесткостью. Поэтому определение частот и форм колебаний сетчатых оболочек являются важной частью анализа таких конструкций [1–3].

При проектировании космического аппарата для определения основной частоты колебаний сетчатого корпуса с прикрепленным к нему оборудованием используется упрощенная расчетная модель.

Геометрическая модель анизогридной панели размерами  $a \times b$ , мм, создана в пакете SolidWorks (рис. 1). Характерный размер сетчатой структуры представлен на рис. 2. Генерация конечно-элементной модели осуществлялась оболочечными типами элементов с параболическим полем перемещения. Панель жестко закреплена по периметру, в качестве материала выбран углепластик с модулем упругости  $E = 70$  ГПа и массовой плотностью  $\rho = 1\,550$  кг/м<sup>3</sup>. Варьируемыми параметрами являются высота ячейки сетчатой структуры  $a_x$ , толщины стенок  $d$  и  $t$ , расстояние между горизонтально расположенными ребрами  $a_y$ , расстояние между диагональными ребрами  $a_d$ , толщина ячейки  $h$  и угол ориентации диагональных ребер  $\varphi$ , количество диагональных ребер  $n$ .

Конечно-элементный анализ проводился с использованием интегрированного пакета SolidWorks Simulation [4; 5]. В результате параметрического анализа были получены первые частоты собственных колебаний анизогридной панели при разных углах наклона ребер (рис. 3). Результаты модального анализа представлены в таблице.

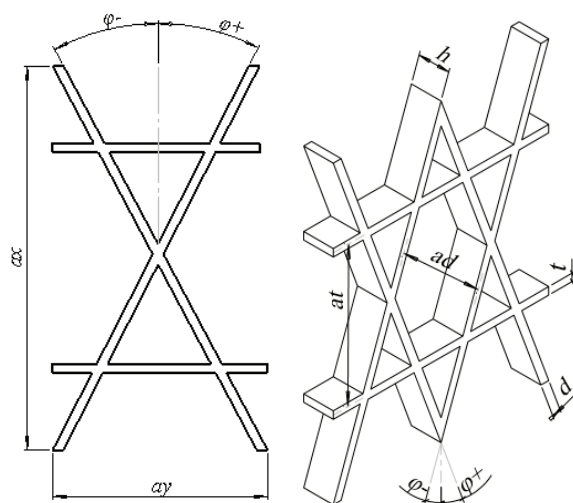


Рис. 1. Характерные размеры ячейки сетчатой структуры

\*Работа выполнена при поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации, уникальный идентификатор проекта RFVEFI57414X0082.

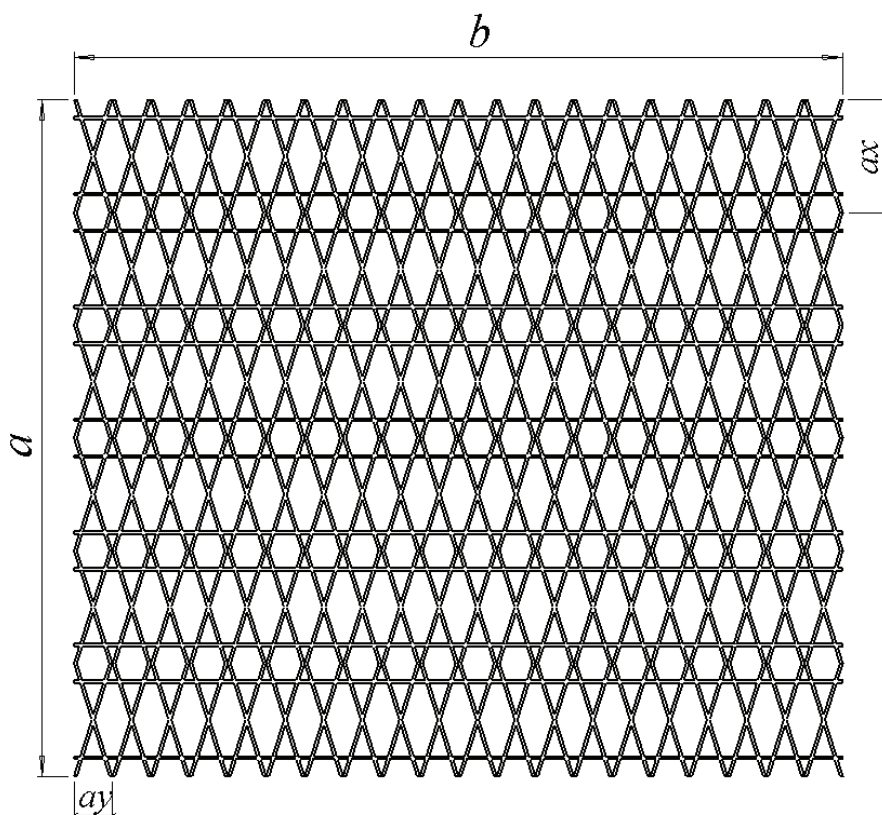
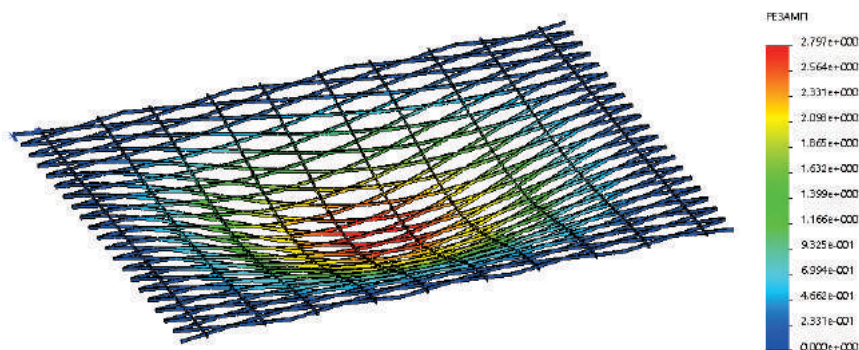


Рис. 2. Характерные размеры сетчатой структуры

Рис. 3. Первая форма колебаний панели, угол наклона диагональных ребер  $\varphi = 14^\circ$ 

**Зависимость частот собственных колебаний от угла наклона ребер анизогридной панели размерами  $a = b = 1$  м**

Угол наклона, $\varphi$ , град	Частота, Гц
14	35,523
24,2	35,413
35	30,663
45	33,616

Дальнейшая работа направлена на исследование динамического поведения анизогридной конструкции.

**Библиографические ссылки**

1. Vasiliev V. V., Razin A. Anisogrid composite lattice structures for spacecraft and aircraft applications // *Composite Structures*. 2006. Vol. 76. P. 182–189.

2. Vasiliev V. V. *Mechanics of composite structures* // CRC Press. 1993. P. 517.

3. Vasiliev V. V., Morozov E. *Advanced Mechanics of Composite Materials and Structural Elements* // Elsevier. 2013. P. 816.

4. Алямовский А. А. *Инженерные расчеты в SolidWorks Simulation*. М. : ДМК пресс, 2013. 445 с.

5. Алямовский А. А. *SolidWorks. Компьютерное моделирование в инженерной практике*. СПб. : БХВ-Петербург, 2005. 800 с.

**References**

1. Vasiliev V. V., Razin A. Anisogrid composite lattice structures for spacecraft and aircraft applications. *Composite Structures*. 2006. Vol. 76. P. 182–189.

2. Vasiliev V. V. *Mechanics of composite structures* // CRC Press. 1993. P. 517.



3. Vasiliev V. V., Morozov E. Advanced Mechanics of Composite Materials and Structural Elements // Elsevier. 2013. P. 816.

4. Alyamovskiy A. A. *Inzhenernye raschety v SolidWorks Simulation* [Engineering calculations in SolidWorks Simulation]. М. : DMK press, 2013. 445 p.

5. Alyamovskiy A. A. *SolidWorks. Komp'yuternoe modelirovanie v inzhenernoy praktike*. [SolidWorks. Computer simulation in engineering practice]. SPb. : VKhV-Peterburg, 2005. 800 p.

© Дубровина И. А., Попова А. П., Бабкина Л. А., 2016

УДК 629.76/.78

## СХЕМА АРМИРОВАНИЯ СИЛОВОЙ КОМПОЗИЦИОННОЙ ШТАНГИ, РАБОТАЮЩЕЙ ПРИ КРИОГЕННЫХ ТЕМПЕРАТУРАХ, С УЧЕТОМ ПОГРЕШНОСТИ В ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ

Д. В. Егоров, В. Д. Егорова

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва  
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52  
E-mail: anteyd@yandex.ru

*Рассматриваются технологические особенности создания композиционных штанг, работающих в условиях криогенных температур. Схема армирования определяется с учётом погрешности укладки армирующего волокна и величины угла закручивания штанги под влиянием изменения температур, при этом к штанге предъявляются требования высокого модуля упругости. В результате данной работы была определена схема армирования штанги.*

*Ключевые слова: композиционные материалы, криогенные температуры, размеростабильность, температурные деформации, штанга, цилиндрическая конструкция.*

## SCHEME TO REINFORCE COMPOSITE POWER BAR OPERATING AT CRYOGENIC TEMPERATURES TAKING INTO ACCOUNT THE PRECISION IN MANUFACTURING TECHNOLOGY

D. V. Egorov, V. D. Egorova

JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems  
52, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation  
E-mail: anteyd@yandex.ru

*This paper deals with technological features to create composite bars operating under cryogenic temperatures. The scheme of reinforcement is determined by taking into account the errors of laying the reinforcing fiber and the angle of a bar twist under the influence of temperature changes. The bar is under high modulus of elasticity requirements. As a result this research defines reinforcement scheme of a bar.*

*Keywords: composite materials, cryogenic temperature dimensionally, thermal deformation, rod, cylindrical design.*

Исходя из потребностей современной космической отрасли и жёстких требований к размеростабильности приёмных комплексов космических телескопов (КТ), возникает необходимость создания новых принципов разработки силовых конструкций КТ. Особенностью КТ «Миллиметр» является низкая рабочая температура приемного комплекса – 4 К – и требования к высокой точности положения контррефлектора.

Важным элементом конструкции приемного комплекса КТ «Миллиметр» является штанга опоры конструкции контррефлектора (ШОКК). ШОКК предназначена для размещения контррефлектора и фиксации трансформируемых элементов рефлектора при транспортировке и на участке выведения.

Выбор углепластика М46J/RTM6 в качестве материала ШОКК обусловлен высокими удельными физико-механическими характеристиками данного материала и низким значением КЛТР по сравнению с металлами. Однако изменение температуры приводит к кручению композиционных штанг. Требования по величине максимального угла закрутки для данной штанги составляют не более 1°.

В качестве метода изготовления ШОКК был выбран метод RTM. Для создания армирования – радиальное плетение, позволяющее укладывать волокно под максимально эффективным углом. При использовании радиального плетения погрешность укладки волокна составляет  $\pm 0,5^\circ$ .

Таблица 1

## Результаты расчета температурных деформаций штанги

$\sigma^\circ$	$\pm 10^\circ$	$\pm 20^\circ$	$\pm 30^\circ$	$\pm 35^\circ$	$\pm 40^\circ$	$\pm 45^\circ$	$\pm 50^\circ$	$\pm 60^\circ$	$\pm 70^\circ$	$\pm 80^\circ$
$\varphi''$	-53,9''	-42,7''	-34,0''	-31,7''	-30,9''	-31,6''	-33,5''	-40,7''	-53,0''	-64,1''

Таблица 2

## Результаты расчета температурных деформаций

$\sigma^\circ$	39,5°	39,5°	39,5°	+ 40°	+ 40°	+ 40°	+ 40,5°	+ 40,5°	+ 40,5°
	-39,5°	-40°	-40,5°	-39,5°	-40°	-40,5°	-39,5°	-40°	-40,5°
$\varphi''$	-31''	-19,9''	-9,1''	-42''	-30,9''	-20,1''	-52,9''	-41,8''	-30,9''

Для получения высокого модуля упругости конструкции была выбрана квазиоднонаправленная схема укладки волокна, при которой 90 % волокна уложено под углом  $0^\circ$  (продольные волокна), а 10 % волокна предназначены для оплетения продольных волокон и предотвращения распада преформы (плетельные волокна). Угол плетельных волокон был определен в результате настоящей работы.

В целях определения угла плетения для минимизации угла кручения штанги, вызванного изменением температур, проводится анализ температурных деформаций штанги. Моделирование и численный анализ композитной цилиндрической штанги осуществлялся с использованием конечно-элементного программного пакета ANSYS. Геометрия и конечно-элементная модель композитной цилиндрической штанги создана с использованием языка параметрического моделирования APDL в программном пакете ANSYS [1].

Рассмотрим геометрические и упругие параметры конечно-элементной модели штанги. Длина штанги  $L = 1,82$  м, радиус штанги  $R = 0,38$  м.

В параметрической модели описаны модули упругости по направлениям ортотропии, коэффициенты Пуассона, модули сдвига между направлениями ортотропии и плотность материала [2]. Также описана толщина монослоев для основных и плетельных слоёв. Отличительной особенностью расчета является использование коэффициентов линейного температурного расширения (КЛТР) материала различных для каждой температур. Значения КЛТР были определены экспериментально на образце материала.

В качестве конечного элемента использовалась многослойная оболочка с конечными деформациями SHELL181. Элемент имеет четыре узла и шесть степеней свободы в каждом узле: перемещения в направлении осей  $X$ ,  $Y$ , и  $Z$  узловой системы координат. Элемент определяется четырьмя узлами  $I$ ,  $J$ ,  $K$  и  $L$  [3].

Команды поперечного сечения оболочки учитывают формирование многослойных композитных оболочек и обеспечивают указание исходных данных, в том числе толщины, материала, направления ориентации и числа точек интегрирования по толщине слоя. Толщины монослоев штанги задаются для основных и плетельных слоёв.

Анализ температурных деформаций композитной цилиндрической штанги проводится в программном пакете ANSYS. На свободном краю штанги с помощью опции Rigid Region создано жесткое сечение. Начальная температура для проведения расчета принята  $20^\circ\text{C}$ . Температура охлаждения  $-269^\circ\text{C}$  равномерно распределена вдоль поверхности штанги.

Изменяемым параметром являлся угол плетельных волокон  $\sigma$ .

Результаты расчетов для различных  $\sigma$  приведены в табл. 1, 2, где искомой является величина  $\varphi$  – угол закручивания штанги при изменении температуры от  $+20$  до  $-269^\circ\text{C}$ .

В результате расчета был определен угол армирования плетельных волокон  $\sigma = \pm 40^\circ$ . С учетом возможных отклонений укладки плетельных волокон в  $\pm 0,5^\circ$  определен максимальный угол закручивания штанги.

Таким образом, полученный максимальный угол закручивания штанги  $\varphi = -52,9''$  удовлетворяет требованию  $|\varphi_{\max}| = 1'$ . Расчетные данные для  $\sigma = \pm 60^\circ$ , полученные в результате применения параметрической модели, были подтверждены экспериментальным способом в диапазоне температур от  $+20$  до  $-100^\circ\text{C}$  в АО «ИСС» имени академика М. Ф. Решетнева».

## Библиографические ссылки

1. ANSYS, «ANSYS Academic Research», 13.0 Ed, 2010.
2. Васильев В. В. Механика конструкций из композиционных материалов. М. : Машиностроение, 1988. 272 с.
3. Победря Б. Е. Механика композиционных материалов. М. : Изд-во МГУ, 1984. 335 с.

## References

1. ANSYS, «ANSYS Academic Research», 13.0 Ed, 2010.
2. Vasilyev V. V. Mechanics of composite structures. M. : Engineering, 1988. 272 p.
3. Pobedrya B. E. Mechanics of composite materials. M. : University Press, 1984. 335 p.

## РАЗРАБОТКА КОНЦЕПЦИИ ОРБИТАЛЬНОЙ КОМПЬЮТЕРНОЙ СЕТИ

Д. А. Замятин<sup>1</sup>, Е. П. Шашило<sup>2</sup>, В. В. Кольга<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

<sup>2</sup>Сибирский федеральный университет  
Российская Федерация, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 82а  
E-mail: zamyatin.denis2011@yandex.ru

*Описана разработка концепции крупномасштабной компьютерной сети с размещением центров обмена данными на орбите Земли и независимой от сети Интернет.*

*Ключевые слова: компьютерная сеть, космический аппарат, орбита Земли, серверный комплекс.*

## DEVELOPMENT OF THE CONCEPT OF ORBITAL COMPUTER NETWORK

D. A. Zamyatin<sup>1</sup>, E. P. Shashilo<sup>2</sup>, V. V. Kolga<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation

<sup>2</sup>Siberian Federal University  
82a, Svobodnyi Av., Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation  
E-mail: zamyatin.denis2011@yandex.ru

*This article describes the development of the concept of large computer network with data centers located on Earth orbit and independent on the Internet.*

*Keywords: computer network, spacecraft, Earth orbit, the server complex*

Создание крупномасштабной компьютерной сети с повышенным уровнем защиты от большинства существующих внешних и внутренних вредных факторов является на сегодняшний день одной из актуальных задач развития информационных технологий, так как особенности структуры Интернета делают его не вполне оптимальным средством для выполнения ряда задач, возложенных на глобальную сеть. Одним из вариантов решения проблемы является создание независимой глобальной сети, недостижимой для значительной части негативных воздействий вследствие размещения центров обмена данными на орбите.

Цель: найти оптимальный способ вывода на орбиту Земли серверных комплексов гипотетической крупной компьютерной сети, основной концепцией которой является размещение дата-центров в космосе и полная независимость от сети Интернет.

Задачи:

- 1) исследование принципов работы компьютерных сетей;
- 2) оценка возможностей вывода на орбиту крупных серверных комплексов и формирования орбитальных центров обмена данными;
- 3) выбор целевой орбиты и подходящего носителя для заданной цели;
- 4) разработка концепции космического аппарата для решения поставленных задач;
- 5) решение вопроса обеспечения надёжной связи между космическими аппаратами и с наземными устройствами;
- 6) разработка концепции устройств для связи с проектируемой сетью.

Гипотетическая космическая программа:

Размещение аппаратного обеспечения крупной компьютерной сети на орбите Земли делает необходимой разработку полномасштабной космической программы. Столь глобальная идея включает в себя широкий спектр задач самого разного характера, поэтому в данной работе рассмотрен лишь один из наиболее важных вопросов: вывод на орбиту основных звеньев системы – серверных комплексов. Выбор же именно такой – нестандартной – концепции компьютерной сети обусловлен рядом значительных преимуществ перед наземным размещением, многие из которых попросту недостижимы для последнего [1].

Преимущества программы:

- 1) защита от террористической угрозы;
  - 2) защита от большинства стихийных бедствий;
  - 3) отсутствие в космосе пыли и влаги;
  - 4) упрощение задачи охлаждения;
  - 5) вопросы энергопотребления;
  - 6) функциональность. Возможность использования системы для решения широкого спектра задач.
- Сложности реализации и возможные недостатки системы:
- 1) большая масса космических аппаратов;
  - 2) жёстко ограниченный объём хранимых данных;
  - 3) вопросы эффективности и качества связи между орбитальными серверными комплексами и с наземными устройствами;
  - 4) затруднённое обслуживание, ремонт и утилизация орбитальных серверных комплексов, проблема

сохранения данных при выведении комплекса из эксплуатации;

5) проблема устаревания аппаратного обеспечения в условиях ограниченных возможностей обновления;

6) сложность начала реализации проекта.

Разработка концепции орбитального дата-центра:

Основными элементами гипотетической орбитальной компьютерной сети являются космические аппараты, выполняющие функцию центров хранения и обработки данных (ЦОД), также называемые дата-центрами. Очевидно, что в условиях полного отсутствия возможности вывода в космос крупного дата-центра, занимающего на земле большие площади, орбитальные ЦОД должны быть выполнены по типу модульных дата-центров, модули (блоки) которых жёстко ограничены по массе и габаритам, а в сборке обеспечивать высокую вычислительную мощность, представляя собой крупные космические аппараты. Данный принцип имеет сходство со сборкой орбитальных станций, также имеющих модульную структуру, следовательно, может быть пригоден к реализации, позволив по частям строить на орбите крупные дата-центры различной конфигурации в соответствии с теми или иными требованиями к ним [2; 3].

Выбор целевой орбиты и оптимального средства доставки.

Одним из определяющих параметров при выборе орбиты является масса космических аппаратов, другим – скорость обмена данными между орбитальным дата-центром и наземными устройствами. При оценке этих параметров наиболее уместным решением выглядит размещение орбитальных ЦОД на низкой околоземной орбите (НОО). В частности, рассматриваются орбиты высотой от 600 до 800 км [4].

В качестве предполагаемого средства выведения серверных комплексов на орбиту рассматриваются российские ракеты-носители семейства «Ангара» с максимальным забрасываемым весом до 35 тонн для НОО [5].

С целью обеспечения рационального выбора ракеты-носителя, возможности которой будут необходимы и достаточными для вывода на орбиту модулей серверных комплексов гипотетической сети, на следующем этапе работы будет выполнен подробный расчёт зависимости массогабаритных характеристик орбитальных дата-центров от их вычислительной мощности.

УДК 629.762.2

## ВЫБОР КОНСТРУКТИВНО-КОМПОНОВОЧНОЙ СХЕМЫ ДВУХСТУПЕНЧАТОЙ БАЛЛИСТИЧЕСКОЙ РАКЕТЫ

Д. А. Замятин, В. В. Кольга

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: zamyatin.denis2011@yandex.ru

*Описан выбор оптимальной конструктивно-компоновочной схемы двухступенчатой баллистической ракеты с заданной дальностью полёта, массой полезного груза и компонентами топлива.*

*Ключевые слова: баллистическая ракета, конструктивно-компоновочная схема.*

## Библиографические ссылки

1. ConnectX | Secure Data Storage [Электронный ресурс]. URL: <http://connectx.com/> (дата обращения: 14.09.2016).
2. Обзор инженерных систем ЦОД: Модульный ЦОД [Электронный ресурс]. URL: <http://alldc.ru/documentation/document/613.html> (дата обращения: 14.09.2016).
3. ЦОД-конструктор: почему модульные дата-центры вскоре захватят рынок [Электронный ресурс]. URL: <http://www.computerra.ru/88315/tsod-konstruktor-pochemu-modulnyie-data-tsenyri-vskore-zahvatyat-rynok/> (дата обращения: 14.09.2016).
4. Наблюдение ИСЗ [Электронный ресурс]. URL: <http://www.sat.belastro.net/> (дата обращения: 14.09.2016).
5. «Ангара» (ракета-носитель): технические характеристики и запуск [Электронный ресурс]. URL: <http://fb.ru/article/169323/angara-raketa-nositel-tehnicheskie-harakteristiki-i-zapusk> (дата обращения: 14.09.2016).

## References

1. ConnectX | Secure Data Storage. Available at: <http://connectx.com/> (accessed 14.09.2016).
2. *Obzor inzhenernykh sistem TsOD: Modul'nyy TsOD* [Review of engineering systems for data centers Modular data center] (In Russ.). Available at: <http://alldc.ru/documentation/document/613.html> (accessed 14.09.2016).
3. *TsOD-konstruktor: pochemu modul'nye data-tsenyri vskore zakhvatyat rynok* [Datacenter-designer: why modular data centers will soon take over the market] (In Russ.). Available at: <http://www.computerra.ru/88315/tsod-konstruktor-pochemu-modulnyie-data-tsenyri-vskore-zahvatyat-rynok/> (accessed 14.09.2016).
4. *Nablyudenie ISZ* [Satellites observation] (In Russ.). Available at: <http://www.sat.belastro.net/> (accessed 14.09.2016).
5. *«Angara» (raketa-nositel'): tekhnicheskie kharakteristiki i zapusk* [Angara (rocket): specifications and launch] (In Russ.). Available at: <http://fb.ru/article/169323/angara-raketa-nositel-tehnicheskie-harakteristiki-i-zapusk> (accessed 14.09.2016).

© Замятин Д. А., Шашило Е. П., Кольга В. В., 2016

## THE CHOICE OF DESIGN-LAYOUT SCHEME FOR TWO-STAGE BALLISTIC MISSILE

D. A. Zamyatin, V. V. Kolga

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: zamyatin.denis2011@yandex.ru

*This article describes the choice of optimal design-layout scheme for two-stage ballistic missile with the specified range, the mass of payload and propellant.*

*Keywords: design-layout scheme, two-stage ballistic missile.*

**Введение.** Выбор конструктивно-компоновочной схемы и геометрических параметров является одной из важнейших задач при проектировании изделий ракетно-космической техники. От данных параметров существенно зависят характеристики проектируемых ракет и космических аппаратов. В частности, значимым пунктом при выборе конструктивно-компоновочной схемы является выбор геометрии головной части ракеты, так как от формы и размеров головной части зависят аэродинамические характеристики ракеты при движении в плотных слоях атмосферы и масса полезного груза [1].

Цели работы:

- 1) провести расчёт баллистической ракеты с жидкостным ракетным двигателем (ЖРД);
- 2) выбрать оптимальную конструктивно-компоновочную схему.

Первый этап работы.

Первый этап данной исследовательской работы был выполнен в рамках курсового проекта по дисциплине «Проектирование ракет» и включал в себя расчёт одноступенчатой баллистической ракеты с массой полезного груза 1 000 кг, дальностью полёта 3 000 км, с жидким кислородом в качестве окислителя и несимметричным диметилгидразином (НДМГ) в качестве горючего [2].

Необходимые расчёты выполнялись в программах Microsoft Excel, Maple и Икар.

Второй этап.

После проделанной работы полученный опыт был применён для проектирования двухступенчатой раке-

ты с увеличенной дальностью полёта (10 000 км) и массой полезного груза (2300 кг) (рис. 1).

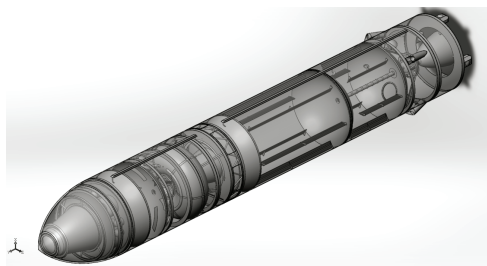


Рис. 1. Схематично показанный общий вид спроектированной ракеты

Однако конструктивно-компоновочная схема, использовавшаяся для одноступенчатой ракеты, не вполне эффективна для двухступенчатых ракет, поэтому было принято решение внести в конструкцию ряд изменений, а именно:

– заменить конусную головную часть на оживальную в целях повышения компактности при минимальных потерях аэродинамических характеристик, так как оживальная головная часть обеспечивает значительно большую компактность при одинаковом диаметре миделя и размерах полезного груза и приборного отсека [3; 4] (рис. 2);

– заменить цилиндрический бак горючего второй ступени торовым баком того же объёма, расположенным вокруг двигательной установки, что значительно сократит длину ракеты [5] (рис. 3).

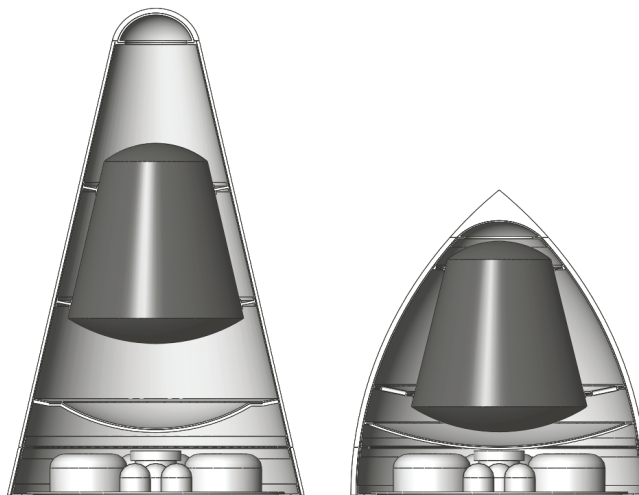


Рис. 2. Сравнение габаритов конусной и оживальной головных частей при одинаковом диаметре миделя и размерах полезного груза и приборного отсека

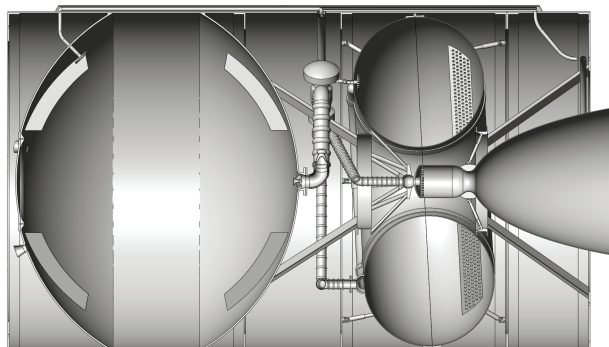


Рис. 3. Схема второй ступени с торовым баком горючего

В результате проделанной работы была спроектирована баллистическая ракета с заданными проектными параметрами, к которой впоследствии были предприняты действия по улучшению массогабаритных характеристик.

#### Библиографические ссылки

1. Технология изготовления обтекателей из композиционных материалов / В. В. Василенко, Я. С. Карпов, С. П. Кривенда, М. Ю. Русин, М. А. Шевцова ; Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т». Харьков, 2005. 48 с.
2. Проектирование и конструирование баллистических ракет и ракет-носителей / Н. А. Тестоедов, В. В. Кольга, Л. А. Семенова ; под ред. Н. А. Тестоедова ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2013. 308 с.
3. Усолкин Ю. Ю. Проектирование головных частей баллистических ракет / Южно-Уральск. гос. ун-т. Челябинск, 2005. 41 с.
4. Русин М. Ю. Проектирование головных обтекателей ракет из керамических и композиционных материалов. М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2005. 64 с.
5. Основы устройства ракет / А. И. Шулёпов, М. А. Петровичев, А. А. Панков ; Самар. гос. аэрокосмич. ун-т им. С. П. Королева (нац. исслед. ун-т). Самара, 2012.

#### References

1. *Tekhnologiya izgotovleniya obtekateley iz kompozitsionnykh materialov* [Manufacturing technology of fairings made of composite materials] / V. V. Vasilenko, J. S. Karpov, S. P. Krivenda, M. Yu. Rusin, M. A. Shevtsova ; National aerospace University «Kharkiv aviation Institute». Kharkiv, 2005. 48 p.
2. *Proektirovanie i konstruirovaniye ballisticheskikh raket i raket-nositeley* [Design and construction of ballistic missiles and rockets] / N. A. Testoedov, V. V. Kolga, L. A. Semenova ; ed. N. A. Testoedov ; Siberian state aerospace University. Krasnoyarsk, 2013. 308 p.
3. *Proektirovanie golovnykh chastey ballisticheskikh raket* [Design of the warheads of ballistic missiles] / Y. Y. Usolkin ; South Ural State University. Chelyabinsk, 2005. 41 p.
4. *Proektirovanie golovnykh obtekateley raket iz keramicheskikh i kompozitsionnykh materialov* [Design of missiles warhead fairings from ceramic and composite materials] / M. Y. Rusin. M. : MSTU of N. E. Bauman, 2005. 64 p.
5. *Osnovy ustroystva raket* [Basics for design of rockets]. A. I. Shulepov, M. A. Petrovichev, A. A. Pankov ; Samara state aerospace University. S. P. Korolev (National research University). Samara, 2012.

© Замятин Д. А., Кольга В. В., 2016

УДК 629.78

### ВЫБОР ОПТИМАЛЬНОЙ КОНФИГУРАЦИИ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ АНИЗОГРИДНОЙ КОНСТРУКЦИИ

О. А. Исеева<sup>1</sup>, Ю. С. Кравченко<sup>1</sup>, В. В. Савицкий<sup>1</sup>, Г. Г. Крушенко<sup>2</sup>, Е. Г. Пацкова<sup>1</sup>

<sup>1</sup>АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва  
Российская Федерация, 662972, г. Железнодорожск Красноярского края, ул. Ленина, 52

<sup>2</sup>Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

E-mail: iseeva.olena@iss-reshetnev.ru

*Рассмотрен выбор параметров при проектировании анизогридной конструкции в составе КА, подверженной воздействию осевой и перерезывающих сил, изгибающих моментов, а также локальных сосредоточенных нагрузок.*

*Ключевые слова: анизогридная силовая труба, космический аппарат, сетчатая конструкция, жесткость, прочность, нагрузки.*

## SELECTING THE BEST CONFIGURATION TO DESIGN ANIZOGRID STRUCTURE

O. A. Iseeva<sup>1</sup>, Yu. S. Kravchenko<sup>1</sup>, V. V. Savitskiy<sup>1</sup>, G. G. Krushenko<sup>2</sup>, E. G. Patskova<sup>1</sup>

<sup>1</sup>JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems  
52, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation

<sup>2</sup>Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: iseeva.olena@iss-reshetnev.ru

*The research describes a configuration of designing anizogrid body as a part of a spacecraft exposed to axial and shear forces, bending moments and concentrated local loads.*

*Keywords: anizogrid body tube, spacecraft, grid structure, hardness, strength, load.*

При эксплуатации анизогридная силовая труба (АСТ) в составе КА подвергается комплексным воздействиям распределенных переменных по длине осевой и перерезывающих сил, изгибающих моментов, а также сосредоточенных нагрузок со стороны элементов крепления приборов и оборудования [1]. Действие этих нагрузок приводит к возникновению отличающихся в разных частях оболочки напряжений в ребрах сетчатой структуры. Для обеспечения необходимой прочности и жесткости конструкция оптимизируется с точки зрения количества, расположения и сечения ребер. При этом обеспечиваются требуемые прочностные характеристики конструкции при минимальной массе.

Для цилиндрических оболочек с сетчатой структурой существуют аналитические зависимости по выбору оптимальных параметров при действии сжимающих нагрузок, обеспечивающих минимальную массу при достаточной прочности, местной и общей устойчивости [2]. При этом, как правило, запасы прочности при действии растягивающих нагрузок обеспечиваются. В отличие от цилиндрических сетчатых оболочек, проектируемых из условия прочности и устойчивости, к рассматриваемым конструкциям дополнительно предъявляются требования по осевой и изгибной жесткостям. Дополнительные требования по осевой и изгибной жесткости к оболочкам с сетчатой структурой усложняют задачу оптимизации. Для ряда сетчатых конструкций требование по осевой жесткости обеспечивается оптимальными параметрами по прочности и устойчивости при использовании высоко модульного углепластика [3].

Исходные данные:

1. Геометрические размеры: внутренний радиус 593,5 мм; общая длина 1 567 мм.

2. Нагрузки: наибольшая расчетная эквивалентная осевая сжимающая сила, рассчитанная согласно равенствам [4] составляет 531 кН:

$$\sigma_c = -\frac{P}{2\pi Dh\bar{\delta}_c c^2}, \quad \sigma_k = -\frac{Ps^2}{2\pi Dh\bar{\delta}_k c^2},$$

где  $\sigma_c$ ,  $\sigma_k$  – напряжение в спиральных/ кольцевых ребрах;  $P$  – сила осевого сжатия;  $h$  – высота ребер;  $D$  – диаметр цилиндрической оболочки;  $c = \cos\phi$ ;  $s = \sin\phi$ ;  $\bar{\delta}_c = \delta_c / a_c$ ;  $\bar{\delta}_k = \delta_k / a_k$ ;  $\delta_c$ ,  $\delta_k$  – ширина спиральных/ кольцевых ребер;  $a_c$ ,  $a_k$  – расстояния между

спиральными (по нормам к оси ребра)/ кольцевыми ребрами.

3. Требования по жесткости: поперечное перемещение верхнего шпангоута не более 2,2 мм под действием поперечной силы 60 кН, приложенной на расстоянии 1 750 мм от плоскости разделения; продольное перемещение верхнего шпангоута не более 1,8 мм под действием осевой сжимающей силы 354 кН.

По результатам испытаний образцов были определены механические характеристики ребер на основе углеродных волокон M46J: модуль упругости вдоль ребра 180 ГПа; прочность ребра при сжатии 480 МПа. Запас по прочности должен составлять не менее 1,25.

В соответствии с числом точек крепления на торцах было выбрано число пар спиральных ребер 32. Результаты проектного расчета приведены на рис. 1–4.

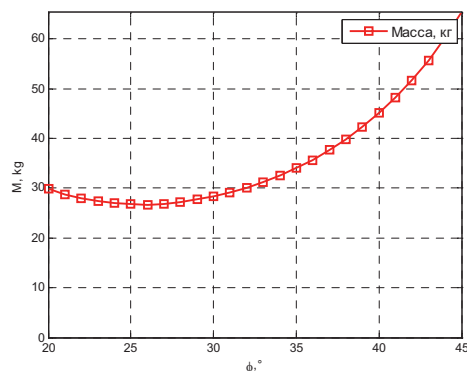


Рис. 1. Зависимость массы сетчатой структуры от угла наклона ребер

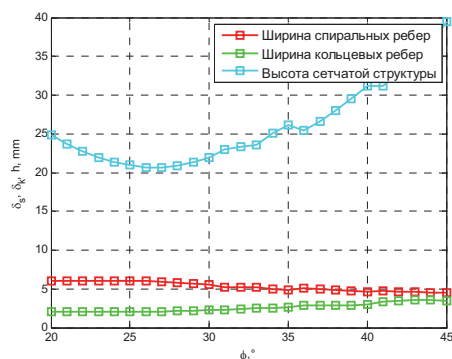


Рис. 2. Зависимость параметров сетчатой структуры от угла наклона ребер

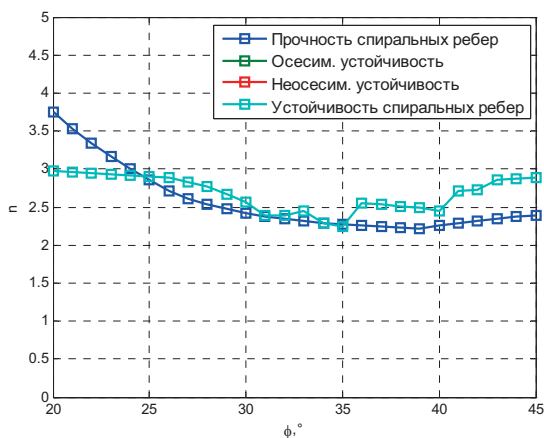


Рис. 3. Зависимость запасов прочности и устойчивости от угла наклона ребер

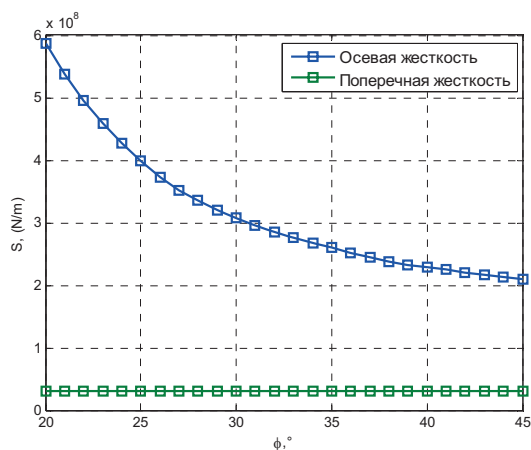


Рис. 4. Зависимость жесткостных характеристик корпуса от угла наклона ребер

Определяющим является ограничение по поперечной жесткости конструкции. Запасы по прочности и устойчивости составляют не менее двух. По результатам проектного расчета выбраны следующие параметры сетчатой структуры: число пар спиральных ребер  $n_c = 32$ ; угол наклона спиральных ребер к образующей  $\phi = 24,5^\circ$ ; высота ребер  $h = 21$  мм; ширина спиральных ребер  $\delta_c = 6$  мм; ширина кольцевых ребер  $\delta_k = 3$  мм.

Учитывая особенности сетчатых конструкций, можно сделать вывод, что выбор оптимальной конфигурации АСТ при проектировании приводит к положительным результатам в области решения таких задач, как снижение массы конструкции и обеспечение размеростабильности, прочности и жесткости при эксплуатации [5].

## Библиографические ссылки

1. Пат. 2392122 Российская Федерация С1 МПК В32В1/08(2006.01) В32В3/12(2006.01) В64С1/00(2006.01) В64G1/22(2006.01) Сетчатая оболочка вращения из композиционных материалов / Андронов А. И., Федоров В. В., Никитюк В. А., Разин А. Ф., Васильев В. В., Халиманович В. И. Заявка № 2008144082/11 от 07.07.2009.
2. Азаров А. В. Оптимальное проектирование композитных сетчатых стержневых элементов космических аппаратов // Вопросы оборонной техники. Сер. 15. Композиционные неметаллические материалы в машиностроении. 2007. № 2(147). С. 3–7.
3. Бурнышева Т. В., Дудина Ю. А. О решении задачи устойчивости оболочечных конструкций из композиционных материалов // Краевые задачи и математическое моделирование : тематич. сб. науч. ст. В 3 т. Т. 2 / НФИ ГОУ ВПО «КемГУ» ; под общ. ред. В. О. Каледина. Новокузнецк : КемГУ, 2010. С. 142–149.
4. Бурнышева Т. В., Каледин В. О., Миткевич А. Б. Особенности деформирования сетчатых композиционных оболочек при статическом осевом сжатии // Заводская лаборатория. Диагностика материалов. 2012. Т. 78, № 11. С. 61–65.
5. Пат. 2153419 Российская Федерация С1 МПК В32В1/08, В32В3/12, В64С1/08, F16L9/12 Сетчатая оболочка вращения (варианты) / Васильев В. В., Артюхов М. С., Разин А. Ф. Заявка № 99104827/28 от 10.03.1999.

## References

1. Andronov A. I. et al. *Setchataya obolochka vrashcheniya iz kompozitsionnykh materialov* [Retina of rotation of composite materials]. Patent RF, no 2392122, 2009.
2. Azarov A. V. [Optimal design of composite mesh beam elements spacecraft] // *Voprosy oboronnoy tekhniki*, 2007. Ser. 15, no. 147. P. 3–7. (In Russ.)
3. Burnysheva T. V., Dudina Yu. A. [Optimal design of composite mesh beam elements spacecraft] // *Kraevye zadachi i matematicheskoe modelirovanie*. 2010. Vol. 2, P. 142–149. (In Russ.)
4. Burnysheva T. V., Kaledin V. O., Mitkevich A. B. [Features mesh deformation of composite shells under static axial compression] // *Zavodskaya laboratoriya. Diagnostika materialov*. 2012. № 11. P. 61–65 (In Russ.)
5. Vasil'ev V. V. et al. *Setchataya obolochka vrashcheniya (varianty)* [Mesh shell rotation (options)]. Patent RF, no. 2153419, 1999.

© Исеева О. А., Кравченко Ю. С., Савицкий В. В., Крушенко Г. Г., Пацкова Е. Г., 2016



УДК 519.853.4

## ПОИСК ОПТИМАЛЬНЫХ КОНСТРУКТИВНЫХ ПАРАМЕТРОВ СЕТЧАТОЙ ЦИЛИНДРИЧЕСКОЙ ОБОЛОЧКИ

В. О. Каледин, О. А. Штейнбрехер, Т. В. Бурнышева

Новокузнецкий институт (филиал) «Кемеровский государственный университет»  
Российская Федерация, 654041, Кемеровская обл., г. Новокузнецк, ул. Циолковского, 23  
E-mail: olga\_sht@mail.ru

*Представлен пример применения алгоритма оптимизации к задаче поиска оптимальных конструктивных параметров сетчатой оболочки. Данный класс конструкций широко применяется в машиностроении, в том числе аэрокосмического назначения.*

*Ключевые слова: оптимальное проектирование силовых конструкций, анیزогридные конструкции, минимум массы, алгоритм оптимизации*

## SEARCHING OF OPTIMUM DESIGN DATA OF LATTICE SHELL

V. O. Kaledin, O. A. Shteinbreher, T. V. Burnysheva

Novokuznetsk Institute (Branch) «Kemerovo State University»  
23, Tsiolkovsky Street, Novokuznetsk, Kemerovo region, 654041, Russian Federation  
E-mail: olga\_sht@mail.ru

*The paper shows an example of applying optimization algorithm to a problem of searching optimum design data of a lattice shell. This class of designs is widely used in mechanical engineering including space appointment.*

*Keyword: optimum design of power designs, anizogrid construction, weight minimum, algorithm of minimization/*

При проектировании силовых конструкций, в том числе конструкций аэрокосмического назначения, одним из важных этапов является подбор геометрических параметров, позволяющий минимизировать массу конструкции при соблюдении технико-экономических характеристик и показателей качества конструкции.

Одним из классов конструкций аэрокосмического назначения являются анیزогридные конструкции [1], представляющие собой регулярную структуру спиральных и кольцевых ребер. Для проведения оптимального проектирования силовых конструкций требуется наиболее полно представить возможные ограничения. Очевидным набором ограничений являются минимально допустимые значения проектных параметров, обусловленные конструктивными и производственными особенностями и общим физическим смыслом значения параметра. Остальные виды ограничений связаны с формами разрушений, являющимися традиционными для данного класса конструкций: разрушение спиральных ребер при сжатии, общая потеря устойчивости оболочки и местная потеря устойчивости участков спиральных ребер между узлами пересечения ребер [2].

Таким образом, в связи с тем, что конструкции являются многоэлементными, задача оптимального проектирования содержит большое число ограничений, выражаемых функциями, нелинейно зависящими от варьируемых факторов. Известен способ приведения произвольного числа ограничений к одному, в котором система ограничений-неравенств заменяется од-

ним неравенством, в левой части которого находится R-предикат пересечения множеств, определяемых каждым ограничением в отдельности [3; 4]. Область допустимых параметров, как правило, является невыпуклой. Это затрудняет использование традиционных методов решения задачи нелинейного программирования.

В данной работе рассматривается использование алгоритма [5], в основе которого лежит алгоритм симплексного поиска, в котором для описания невыпуклых гладких участков границы строится частичный R-предикат [4] допустимой области, учитывающий только ближайшие к текущей точке участки границы (доминанты).

Для решения задача представляется следующим образом: отыскивается минимум целевой функции – массы конструкции  $z(x_1, x_2, \dots, x_n)$ . Решением будет точка  $x$  с координатами  $(x_1, x_2, \dots, x_n)$  в области допустимых решений  $\Omega$ , которая определяется системой из  $N$  ограничений-неравенств:

$$\Omega: \begin{cases} \omega_1(x_1, x_2, \dots, x_n) \geq 0, \\ \omega_2(x_1, x_2, \dots, x_n) \geq 0, \\ \dots \\ \omega_N(x_1, x_2, \dots, x_n) \geq 0. \end{cases} \quad (1)$$

При использовании данного алгоритма значение каждой из функций в (1) определяет меру расстояния текущей (пробной) точки от соответствующего участка границы. Для решения проблемы заикливания

алгоритма вблизи острых углов области поиска и «кратных» границ, определяемых линейно зависимыми ограничениями, каждая доминанта заменялась упругой связью, которая действует на перемещаемый симплекс аналогично пружине, нормальной к поверхности  $\omega_i(x_1, x_2, \dots, x_n) = 0$ , а направление перемещения симплекса корректируется с учетом суммы реакций этих упругих связей.

Тогда по мере убывания вспомогательной целевой функции симплекс движется на приблизительно равном расстоянии от доминант, вдоль линии Дирихле области поиска, и приходит в искомую точку по кратчайшему пути.

Когда все доминанты уменьшаются до заданного порогового значения, определяется точка, в которой значение всех доминант обращается в нуль, т. е. находится точка минимума суммы квадратов доминант. Поиск завершается, когда размеры симплекса становятся меньше заданного значения погрешности. Окончательно в качестве решения задачи выбирается центр тяжести полученного симплекса.

В качестве объекта проектирования рассмотрим сетчатую цилиндрическую оболочку, образованную системой спиральных и кольцевых ребер. Типовая сетчатая конструкция характеризуется следующими проектными параметрами: толщиной сетчатой структуры  $h$ , толщинами спиральных и кольцевых ребер  $\delta_c$  и  $\delta_k$ , расстояниями между спиральными ребрами  $a_c$  (по нормали к оси ребра) и между кольцевыми ребрами  $a_k$ , углом наклона спиральных ребер (по отношению к образующей). При известных проектных параметрах сетчатой оболочки (радиусе  $R$  и длине  $L$ ), физико-механических параметрах материала и значении критической сжимающей силы  $F$  остальные параметры конструкции определяются численно.

В качестве варьируемых параметров выступают значения высоты сечения, угла наклона спиральных ребер по отношению к образующей, число пар спиральных ребер и ширина поперечного сечения спирального ребра.

Для применения описанного алгоритма необходимо получить зависимости описывающие функции ограничений (1). Существуют [2] аналитические зависимости, позволяющие выразить ограничения критической силы по прочности, общей и местной устойчивости для данной конструкции.

Результаты применения данного алгоритма согласуются с теорией устойчивости цилиндрических оболочек.

В случае если не существует аналитических выражений, описывающих функции ограничения и целевую функцию, их можно получить, используя аппроксимацию откликов при проведении вычислительного эксперимента с варьированием определяемых проек-

тных параметров при заданных геометрических и физических характеристиках модели.

Требуется также учитывать, что в связи с ограничениями, накладываемыми технологией производства, вектор полученных параметров требует корректировки в пределах области ограничений с учетом градиента целевой функции.

#### Библиографические ссылки

1. Васильев В. В. Механика конструкций из композитных материалов. М. : Машиностроение, 1988. 272 с.
2. Анизогридные композитные сетчатые конструкции – разработка и приложения к космической технике / В. В. Васильев и др. // Композиты и наноструктуры. 2009. № 3. С. 38–50.
3. Каледин В. О. Оптимизация анизогридных сетчатых конструкций из композиционных материалов с ограничениями по прочности, жесткости и устойчивости // Проблемы оптимального проектирования сооружений : докл. 3-й Всерос. конф. Новосибирск: Изд-во Новосиб. гос. арх.-стр. ун-та, 2014. С. 190–197.
4. Рвачев В. Л. Теория R-функций и некоторые ее приложения. Киев : Наук. думка, 1982. 552 с.
5. Каледин В. О., Штейнбрехер О. А. Алгоритм оптимизации многоэлементных конструкций с ограничениями по прочности и габаритам // Научно-технический вестник Поволжья. 2016. № 3. С. 113–115.

#### References

1. Vasil'ev V. V. *Mekhanika konstruksiy iz kompozitnykh materialov* [Mechanics of constructions from composite materials]. Moscow : Mechanical engineering, 1988. 272 p.
2. Vasil'ev V. V., Barynin B. A., Razin A. F., Petrakovskiy S. A., Khalimanovich V. I. [Anizogrid composite mesh design – development and application of space technology] // *Composites and Nanostructures*. 2009. № 3. P. 38–50 (In Russ.)
3. Kaledin V. O. [Optimization anizogridnyh reticulated composite structures with the limitations of strength, rigidity and stability] // *Problemy optimal'nogo proektirovaniya sooruzheniy: dokl. 3-y Vseros. konf.* [Problems of optimum projection of a sooruzhenia: reports of a 3-a of the All-Russian conference] Novosibirsk, 2014. P. 190–197 (In Russ.)
4. Rvachev V. L. *Teoriya R-funktsiy i nekotorye ee prilozheniya* [Theory of R-functions some of its applications]. Kiev : Naukova dumka, 1982. 552 p.
5. Kaledin V. O., Shteynbrekher O. A. [Algorithm of optimization of multielement designs with restrictions on durability and dimensions] // *Nauchno-tekhnicheskii vestnik Povolzh'ya*. 2016. № 3. P. 113–115.

© Каледин В. О., Штейнбрехер О. А., Бурнышева Т. В., 2016

УДК 621.865.8

## ПРИМЕНЕНИЕ ТРОСОУПРАВЛЯЕМЫХ МЕХАНИЗМОВ ПАРАЛЛЕЛЬНОЙ СТРУКТУРЫ В ПРОИЗВОДСТВЕ РАКЕТНОЙ ТЕХНИКИ

Д. А. Климовский, Н. А. Смирнов

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: Klinsky92@yandex.ru

*Рассматривается вопрос о возможности применения тросоуправляемых механизмов параллельной структуры при проведении высокоточных сборочных работ крупногабаритных изделий ракетной техники. Приводятся основные преимущества этих механизмов по сравнению с другими системами перемещения.*

*Ключевые слова: тросоуправляемый механизм параллельной структуры, сборка ЛА, перемещение ЛА.*

## APPLYING CABLE-DRIVEN PARALLEL KINEMATIC MACHINE TO MANUFACTURE ROCKET TECHNOLOGIES

D. A. Klimovskiy, N. A. Smirnov

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: Klinsky92@yandex.ru

*Paper considers the application of a cable-driven parallel kinematic machine for high-precision assembly work of large parts of rocket technologies. The authors present the main advantages of these mechanisms compared to other systems of movement.*

*Keywords: cable-driven parallel kinematic machine, assembly of aircraft, movement of aircraft.*

Современное производство, межцеховой и внутрицеховой транспорт, погрузочно-разгрузочные и сборочные операции крупногабаритных изделий ракетной техники невозможны без применения разнообразных грузоподъемных машин и механизмов, обеспечивающих непрерывность и ритмичность производственных процессов.

Правильный выбор грузоподъемного оборудования является основным фактором нормальной работы и высокой эффективности производства. Нельзя обеспечить устойчивый ритм производства на современной ступени его развития без согласованной и безотказной работы современных средств механизации внутрицехового и межцехового транспортирования сырья, полуфабрикатов и готовой продукции на всех стадиях производства [1].

В настоящее время успешно осуществляется переход от отдельных видов подъемно-транспортной техники к внедрению высокопроизводительных комплексов. Создаются принципиально новые системы грузоподъемных машин для комплексной механизации и автоматизации погрузочно-разгрузочных, транспортных, складских и сборочных работ.

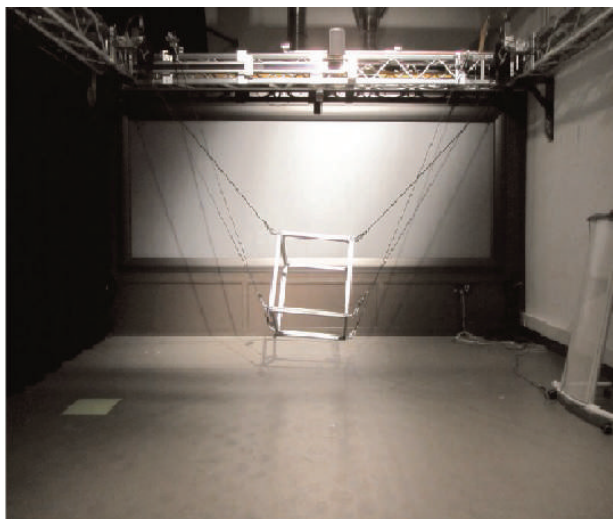
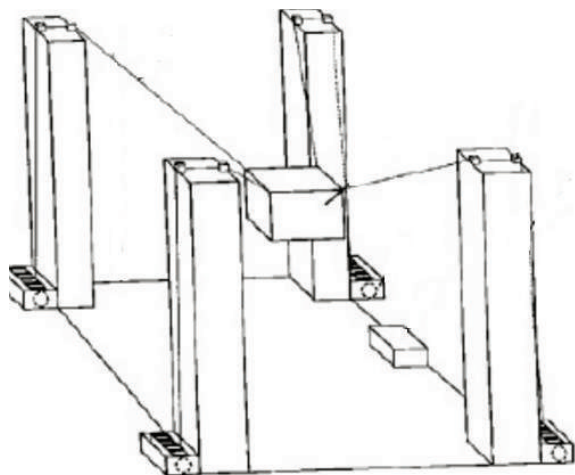
В связи с усложнением конструкций ракетной техники в процессе сборки ЛА возникает потребность не только перемещать крупногабаритные изделия, такие как обечайки, днища и корпуса ДУ, по линейным координатам, но и вращать их в различных плоскостях. Сейчас представляет интерес оборудование на основе механизмов параллельной структуры благода-

ря их преимуществ по сравнению с классическими манипуляторами [2–3]. Особый интерес представляют механизмы параллельной структуры с гибкими звеньями, которые имеют большое рабочее пространство, большой диапазон перемещаемых масс, быстрое разворачивание, низкую металлоемкость конструкции. Рабочий орган приводится в действие набором гибких звеньев, роль которых могут выполнять тросы. Этот класс оборудования иногда называют тросоуправляемыми механизмами параллельной структуры (см. рисунок) [4–5].

Такой тип конструкции сохраняет все достоинства стержневых механизмов параллельной структуры: восприятие нагрузок как пространственные фермы, что повышает точность, грузоподъемность и жесткость всей конструкции, большое рабочее пространство, однотипность всех приводов.

В отличие от традиционных балочных кранов, используемых в производстве ракетной техники, подъемное устройство с таким механизмом может осуществлять не только линейное перемещение изделий, но и поворачивать их в процессе перемещения без применения дополнительных приспособлений.

Альтернативой балочным кранам в процессе сборки изделий могли бы стать классические промышленные манипуляторы. Однако при сборке крупногабаритных изделий требуется большое рабочее пространство, что ведет к увеличению металлоемкости таких конструкций, повышению массы, а следовательно, и нагрузок на каждое звено.



Тросоуправляемый механизм параллельной структуры

Подъемные устройства на основе тросоуправляемых механизмов параллельной структуры благодаря их достоинствам могут стать хорошей альтернативой классическим средствам перемещения, таким как балочные краны и манипуляторы. Это устройство может выглядеть подобно механизму, представленному на рисунке.

Управляющие приводы закрепляются на стенах сборочного участка. Они соединены тросами с подвижной платформой, на которой установлен переходник для закрепления элемента конструкции, например обечайки, днища или камеры ДУ.

#### Библиографические ссылки

1. Грузоподъемные машины : учебник для вузов по специальности «Подъемно-транспортные машины и оборудование» / М. П. Александров, Л. Н. Колобов, Н. А. Лобов и др. М. : Машиностроение, 1986. 400 с.

2. Рыбак Л. А., Ержуков В. В., Чичварин А. В. Эффективные методы решения задач кинематики и динамики робота станка параллельной структуры. М. : Физматлит, 2011. 148 с.

3. Прогрессивное машиностроительное оборудование : монография / В. В. Ержуков, А. Г. Ивахненко, Е. О. Ивахненко и др. ; под ред. А. В. Киричека. М. : Спектр, 2011. 248 с.

4. Albert J. Wavering Parallel Kinematic Machine Research at NIST: Past, Present, and Future/ Parallel kinematic machines theoretical aspects and industrial requirements. Springer-Verlag London Limited, 1999. P. 17–33.

5. Alessandro Berti, Jean-Pierre Merlet, Marco Carricato Solving the direct geometrico-static problem of underconstrained cable-driven parallel robots by interval analysis // The International Journal of Robotics Research. 2016. Vol. 35, no. 6. P. 723–739.

#### References

1. Gruzopodemnye mashiny: Uchebnik dlja vuzov po specialnosti «Podemno-transportnye mashiny i oborudovanie» / M. P. Aleksandrov, L. N. Kolobov, N. A. Lobov et al. M. : Mashinostroenie, 1986. 400 p.

2. Rybak L. A., Erzhukov V. V., Chichvarin A. V. Effektivnye metody reshenija zadach kinematiki i dinamiki robota stanka parallelnoj struktury. M. : Fizmatlit, 2011. 148 p.

3. Progressivnoe mashinostroitel'noe oborudovanie. Kollektivnaja monografija / V. V. Erzhukov, A. G. Ivahnenko, E. O. Ivahnenko et al. ; pod red. A. V. Kiricheka. M. : Izdatelskij dom «Spektr», 2011. 248 p.

4. Albert J. Wavering Parallel Kinematic Machine Research at NIST: Past, Present, and Future/ Parallel kinematic machines theoretical aspects and industrial requirements, Springer-Verlag London Limited, 1999. P. 17–33.

5. Alessandro Berti, Jean-Pierre Merlet, Marco Carricato Solving the direct geometrico-static problem of underconstrained cable-driven parallel robots by interval analysis // The International Journal of Robotics Research. 2016. Vol. 35, no. 6. P. 723–739.

© Климовский Д. А., Смирнов Н. А., 2016

УДК 629.20

## ПРИМЕНЕНИЕ СОВРЕМЕННЫХ ИНФОРМАЦИОННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ И СОЗДАНИИ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ И КОМПЛЕКСОВ

Н. А. Кузьмина

Сибирский федеральный университет  
Российская Федерация, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79  
E-mail: nadezhda\_kuzmina\_80@mail.ru

*Представлены современные достижения проектирования, применение трехмерного моделирования при проектировании космических аппаратов, применение программ «Логос» при проектировании и создании космических систем и комплексов.*

*Ключевые слова: современные информационные технологии, космические системы и комплексы, проектирование, 3-D моделирование, пакет программ «Логос».*

## APPLYING MODERN INFORMATION TECHNOLOGIES TO THE DESIGN AND CREATION OF SPACE SYSTEMS AND COMPLEXES

N. A. Kuzmina

Siberian Federal University  
79, Svobodny Av., Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation  
E-mail: nadezhda\_kuzmina\_80@mail.ru

*The author covers the problem of applying modern information technologies in the design and creation of space systems and complexes.*

*Keywords: modern information technology, space systems and complexes, designing, 3D-modeling software package "Logos".*

В настоящее время применение современных информационных технологий при проектировании и создании космических систем и комплексов постепенно становится одним из основных инструментов создания сложных инженерных объектов. Наиболее выражена эта тенденция в космической отрасли, так как космические системы, как правило, чрезвычайно сложны и дорогостоящи и требуют, с одной стороны, тщательной отработки и обеспечения максимальной надежности, с другой – экономии средств.

Систематизация и анализ накопленного опыта по применению методологии программно-целевого подхода к реализации космических программ и разработке космических систем показывают, что среди мер, направленных на эффективное использование материальных и финансовых ресурсов, наряду с совершенствованием планирования, управления и организации космической деятельности высокой эффективностью обладает направление, связанное с внедрением в космических системах и комплексах новейших научных достижений и технико-технологических решений.

Последние составляют резерв для разработки перспективных космических программ и высокоэффективных космических систем. Их реализация в разрабатываемой космической технике обеспечивается:

- поиском и исследованием новых научных принципов и методов разработки космических систем;
- развитием и внедрением новых технологий построения и применения космических средств;

- комплексной оптимизацией технических решений при создании космической техники;
- формированием и использованием рационального опережающего задела по созданию перспективных космических систем и комплексов.

При проектировании космических аппаратов особую роль играет трехмерное моделирование конструкции и компоновки – это экономически эффективно и позволяет получить первые результаты непосредственно с самого начала моделирования. Создание космических аппаратов представляет собой очень сложный процесс, что связано с множеством самых разнообразных и трудно формализуемых факторов. На начальном этапе проектирования космического аппарата, как правило, имеется ограниченный набор исходных данных.

Но за время существования космической отрасли накоплен большой теоретический и практический материал, позволяющий строить компьютерные модели, описывающие состав бортовых систем и конструкцию космического аппарата с любой степенью точности [1]. Так как построение физической модели будущего космического аппарата представляет собой сложный и долгий по времени процесс, то целесообразным является построение компьютерной модели в системах автоматизированного проектирования. Это дает возможность, во-первых, визуально представить космический аппарат, во-вторых, можно исследовать конструкцию на предмет эксплуатационных характеристик. Такими характеристиками являются проч-

ность, надежность, материал, подъемная сила космического аппарата и другие.

Модель позволяет учесть влияние таких внешних факторов, как состояние перегрузки, вибрационное воздействие, тепловое и радиационное излучение и других. Сам процесс проектирования космического аппарата тоже довольно длительный и дорогостоящий. И поэтому с помощью систем автоматизированного проектирования (САПР) есть возможность в процессе проектирования и разработки космического аппарата создать трехмерные модели до начала изготовления деталей. Значительный объем задач макетирования возможно реализовать на 3D-модели изделия. САПР имеют специализированные инструменты для выполнения моделей с учетом технологических и прочих особенностей.

Применение этих инструментов существенно снижает объем модели и повышает удобство работы с ней. Это позволяет выявить ошибки и недоработки на более ранних этапах, а следовательно, уменьшает общее время изготовления изделия. Исходя из условий обеспечения выполнения задач макетирования, к электронной модели изделия можно предъявить следующие требования:

3D-модель должна максимально соответствовать конструкторской документации. К сожалению, добиться полного соответствия очень трудно по той причине, что при разработке трехмерной модели по различным причинам допускаются допущения и некоторые отличия;

создание модели должно осуществляться с помощью одной САД-системы с использованием единой системы управления инженерными данными. Возможно создание отдельных узлов и блоков в различных САД-системах с последующим конвертированием моделей;

модели подвижных элементов должны позволять отображать их штатное срабатывание;

помимо приборов, агрегатов и систем должны быть смоделированы технологические процессы их установки в изделие в тех случаях, когда большие габариты и масса приборов, агрегатов, систем, минимальные зазоры в зонах установки или отсутствие возможности визуального контроля переводят технологические процессы в разряд критических;

при моделировании технологических процессов должны быть созданы модели технологического оборудования в случае его применения при монтаже приборов, агрегатов и систем;

трехмерная модель изделия должна позволять отображать разборку его на модули и агрегаты. При этом создаваемые материалы могут войти в эксплуатационную документацию, в частности в интерактивные электронные технические руководства [2].

На данный момент во многих направлениях высокотехнологичного производства человечество начинает упираться в «потолок» технических возможностей традиционных методов обработки материалов. Внедрение инновационных способов прототипирования и производства, таких как 3D-печать, позволяет перешагнуть эти барьеры и реализовать самые смелые идеи конструкторов и ученых.

Применение аддитивных технологий все больше влияет на ускорение внедрения прорывных идей в дизайне, машиностроении и, конечно, ракетостроении.

Разумеется, наибольший интерес для производства и изготовления современных изделий ракетно-космической техники (РКТ) представляет «печать» в металле. Печать в пластике на данный момент не адаптирована для изготовления штатных и летных изделий в силу малых конструкционных свойств пластики.

Однако весьма любопытным является рассмотрение вопроса изготовления деталей и сборочных единиц из пластика на 3D-принтере для опытно-конструкторских разработок новейших образцов РКТ. Таким образом, печать в пластике представляет насущный интерес для конструкторов при разработке, компоновке и изготовлении конструкторских макетов вновь создаваемых сложных изделий, состоящих из большого числа различных агрегатов и узлов, имеющих сложную геометрическую увязку. На сегодняшний день широко освоена и внедрена технология 3D-проектирования новых изделий в различных системах автоматизированного проектирования, таких как Компас 3D, Solid Works, NX и другие. Компьютерное 3D-моделирование существенно облегчает труд конструктора, позволяя при этом избежать ряда ошибок при изготовлении нового изделия «в железе», а также обеспечивает куда большую наглядность [3].

Однако же компьютерное моделирование, оставаясь виртуальным, не решает всех проблем и не позволяет обнаружить все ошибки и недочеты при проектировании изделий и их блоков, т. е. сложных сборочных систем, состоящих из агрегатов различного назначения и связанных между собой «хитрой» геометрической компоновкой (ярким примером таких систем являются ракетные двигатели и связанные с ними системы) [4]. Эти проблемы приходится решать при сборке макетов изделий в металле, что может приводить к повторному изготовлению деталей и сборочных единиц, изменивших свою геометрию в процессе увязки компоновки изделия. В связи с вышеизложенным отказ от макетов (конструкторских и тем более образцов макетов) является преждевременным.

Технология 3D-печати в пластике приходит здесь на помощь, способствуя существенному удешевлению, упрощению и ускорению процесса изготовления конструкторских макетов новых проектируемых изделий [5].

Таким образом, применение трехмерного моделирования при проектировании космических аппаратов экономически эффективно, позволяет устранить ошибки проектирования на ранних этапах, сокращает сроки проектирования и изготовления аппаратов.

#### Библиографические ссылки

1. Панченко В. А. Применение аддитивных технологий при проектировании изделий и блоков ракетно-космических систем // Тезисы докладов XX научно-технологической конференции молодых учёных и специалистов (10–14 ноября 2014, г. Королёв). Королёв, 2014. С. 400–402.

2. САПР и графика. Особенности процесса создания трехмерной модели конструкции космического аппарата дистанционного зондирования. [Электронный ресурс]. URL: <http://www.sapr.ru/article.aspx?id=22132&iid=1013>. Режим доступа – свободный.

3. Вишняков А. Ю., Дерюгин Ю. Н. Пакет программ Логос. Модуль расчета сопряженных и связанных задач теплопереноса // Труды Московского физико-технического ин-та [Электронный ресурс]. URL: <http://www.sapr.ru/article.aspx?id=22132&iid=1013>. Режим доступа – свободный.

4. Алексеев А. Н. Государственное регулирование инвестиционной деятельности в машиностроении России // Инновационные технологии и экономика в машиностроении : сб. тр. V Междунар. науч.-практ. конф. / Томск. гос. политехн. ун-т. 2014. С. 97–101.

5. Мысаченко В. И., Стаурин Г. Н. Стимулирование инновационной активности машиностроительных предприятий // Бизнес в законе. Экономико-юридический журнал. 2013. № 2. С. 223–226.

#### References

1. Panchenko V. A. Application of additive technologies in the design of products and units of rocket and space systems // proceedings of the XX scientific-

technological conference of young scientists and specialists (10–14 November 2014, the city of Korolev). Korolev, 2014. P. 400–402.

2. The journal "CAD and graphics". Features of the process of creating three-dimensional models of spacecraft remote sensing. [Electronic resource]. URL: <http://www.sapr.ru/article.aspx?id=22132&iid=1013>, mode of access – free.

3. Vishnyakov A., Deryugin Yu. N. The Logos software. A module for calculating the conjugate and the related tasks of heat transfer // Proceedings of Moscow Institute of physics and technology [Electronic resource]. URL: <http://www.sapr.ru/article.aspx?id=22132&iid=1013>, mode of access – free

4. Alekseev A. N. State regulation of investment activity in machine building of Russia // Innovative technologies and Economics in mechanical engineering proceedings of the V International scientific-practical conference. Tomsk Polytechnic University, 2014. P. 97–101.

5. Mischenko V. I., Laurin G. N. Stimulation of innovative activity of machine-building enterprises // Business in law. Economic-legal journal. 2013. No. 2. P. 223–226.

© Кузьмина Н. А., 2016

УДК 62-238.9

## РАЗРАБОТКА УЗЛА РЕГУЛИРОВКИ НАТЯЖЕНИЯ ВАНТ ДЛЯ ЗАКРЕПЛЕНИЯ КОМПОЗИТНОГО БАКА ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ

Е. Д. Мироненко

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва  
Российская Федерация, 662972, г. Железнодорожск Красноярского края, ул. Ленина, 52  
E-mail: [mironenko91@iss-reshetnev.ru](mailto:mironenko91@iss-reshetnev.ru)

*Представлены результаты работ по проектированию высокотехнологичного узла регулирования натяжения вантовой системы, применяемой для закрепления композитных баков высокого давления на силовую конструкцию корпуса космического аппарата.*

*Ключевые слова: композитный бак высокого давления, вантовая система, узел регулировки натяжения, космический аппарат.*

## DESIGN OF HIGH-TECH CONTROL UNIT OF GUY SYSTEM TENSION FOR COMPOSITE OVERWRAPPED PRESSURE VESSEL FASTENING

E. D. Mironenko

JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems  
52, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation  
E-mail: [mironenko91@iss-reshetnev.ru](mailto:mironenko91@iss-reshetnev.ru)

*The results of the research on the design of high-tech control unit of guy system tension for composite overwrapped pressure vessel fastened to the body bearing structure of spacecraft.*

*Keywords: composite overwrapped pressure vessel, guys' system, tension control unit, spacecraft.*

**Введение.** В настоящее время в спутникостроении (как отечественном, так и зарубежном) широкое распространение получили композитные баки высокого

давления (КБВД, бак) для размещения необходимого объема топлива на борту космического аппарата (КА). Использование подобных баков позволяет:

– повысить энергомассовые характеристики, срок активного существования (САС) и конкурентоспособность КА;

– решить проблему довыведения КА тяжелого класса при помощи собственной двигательной установки в случаях, когда традиционное выведение разгонным блоком (РБ) невозможно.

Обеспечивая требуемый запас рабочего тела (ксенона) на борту КА (до 400 л), КБВД должен быть надежным. Потеря работоспособности КБВД является единичной точкой отказа всего КА, резервирование столь тяжелого узла невозможно. На данный момент проведены работы по обеспечению надежности КБВД в части требуемой несущей способности и жесткости, исследовано напряженно-деформированное состояние КБВД, о чем свидетельствуют отечественные и зарубежные научные источники [1; 2]. Однако не решена проблема надежности вантовой системы закрепления КБВД на силовую конструкцию корпуса (СКК) КА.

В ранее изданных работах большое внимание уделялось определению критериев надежной работы вантовой системы закрепления, приведено описание разработанного регулируемого узла крепления (заявка на изобретение RU 2015156337 от 26.01.2016) и исследование его напряженно-деформированного состояния [3–5].

На данный момент узел применяется на КА 775, отработан на статическую прочность.

В результате работ было выявлено, что узел имеет большую массу и низкую точность регулировки. Недостатки обусловлены наличием в конструкции узла двух регулировочных механизмов.

Целью работы является устранение выявленных недостатков путем разработки принципиально нового узла натяжки вант.

**Описание разработки.** Конструкция разработанного узла представлена на рис. 1.

Узел имеет один регулировочный механизм, состоящий из скобы 4 с гайками 5, проушины 7 и шпильки 8 с гайкой 9. Натяжение строп 14 осуществляется затяжкой гайки 9 до достижения размера  $K2$  (расчетное значение, обеспечивающее требуемое усилие в стропях).

При этом направляющая часть проушины 7 входит в направляющую часть накладки опорной 11 по плотной посадке, обеспечивая требуемое направление натяжки.

После выполнения размера  $K2$  проводится стопорение механизма: удерживая гайку 9 монтажным ключом, закрутить шпильку 8 до упора (при помощи шлица).

Скоба 4 в паре с проушиной 7 образует шарнирный узел, позволяя площадке вант поворачиваться в двух плоскостях, что обеспечивает самораспределение усилий в вантах в зависимости от их длин и остаточных напряжений.

Использование одного регулировочного механизма (вместо двух) позволяет увеличить точность регулировки натяжения вант, максимально уменьшить габаритные размеры накладок на СКК и упростить технологический процесс регулировки натяжения вант.

**Заключение.** В сравнении с отработанным узлом разработанный узел регулировки вант, выполняя целевую задачу, требует меньшей площади для установки его на СКК.

На примере монтажа узлов (отработанного и нового) на СКК можно наглядно оценить разницу накладок на СКК (рис. 2). В данном случае удалось снизить массу узлов на 64 % (5,5 кг).

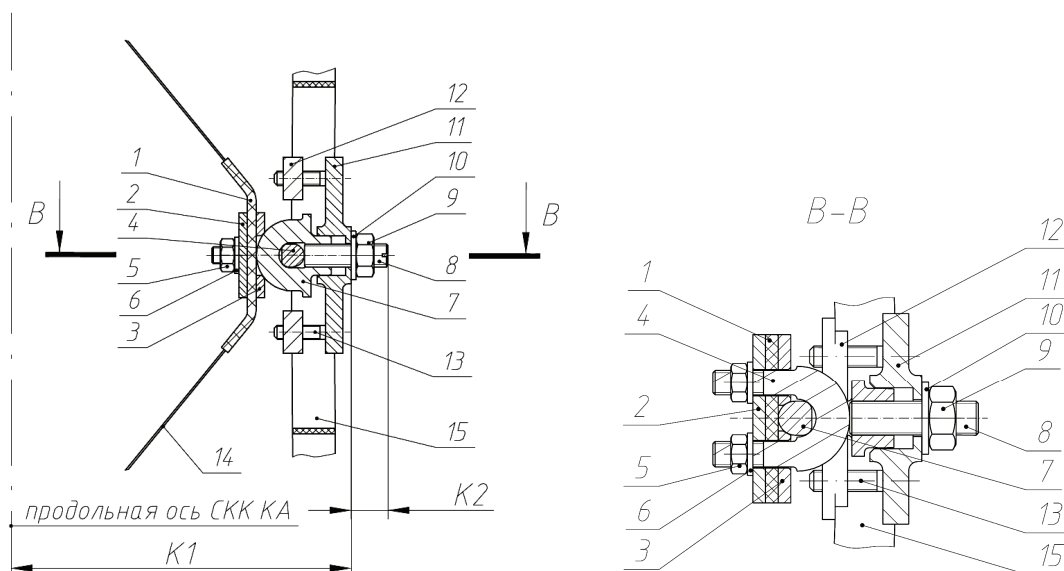


Рис. 1. Конструкция узла натяжения вант:

1 – площадка углепластиковая; 2 – накладка внутренняя; 3 – накладка внешняя; 4 – скоба; 5 – гайки М6 (2 шт.); 6 – шайбы М6 (2 шт.); 7 – проушина; 8 – шпилька; 9 – гайка М8; 10 – шайба М8; 11 – накладка опорная на СКК; 12 – накладка ответная на СКК; 13 – винты накладок на СКК; 14 – ванты; 15 – СКК



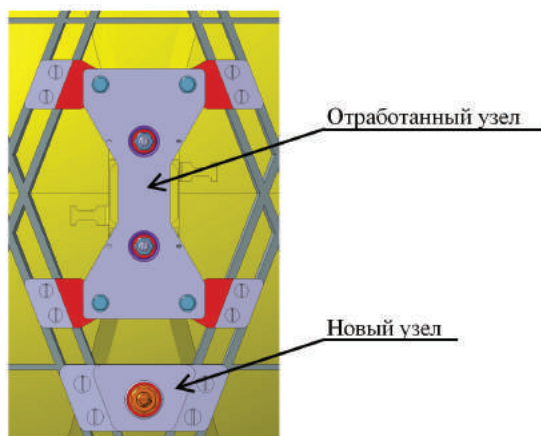


Рис. 2. Накладки узлов, установленных на СКК КА

В настоящее время на данное изобретение подана заявка на патент, проводится анализ напряженно-деформированного состояния узла.

#### Библиографические ссылки

1. Васильев В. В. Композитный бак давления. Анализ проектирования и производства. США : Булл-Ридж, 2009. 690 с.
2. Азаров А. В., Бабичев А. А., Синьковский Ф. К. Проектирование и изготовление композитного бака высокого давления для космического аппарата // Композиты и наноструктуры. 2013. № 4. С. 44–57.
3. Мироненко Е. Д. и др. Способы повышения надежности крепления топливного бака высокого давления к силовой конструкции корпуса космического аппарата // Вопр. оборон. техники. Сер. 15. Композиционные неметаллические материалы в машиностроении. М. : НТЦ «Информтехника» – филиал ФГУП «НИИСУ», 2016. Вып. 1 (180). С. 25–29.
4. Мироненко Е. Д., Михеев А. Е., Подпорина Н. М. Projekterstellung des verstellbaren Befestigungselementes

der Konstruktion mit Interface auf Anschlagseilen // Молодежь. Общество. Современная наука, техника и инновации [Электронный ресурс]. URL: <https://flcys.sibsau.ru/page/materials.html>.

5. Мироненко Е. Д., Авкельгин С. В., Двирный Г. В. Разработка регулируемого узла крепления конструкций с интерфейсом на стропях // Решетневские чтения : материалы XIX Междунар. науч.-практ. конф., посвящ. 55-летию Сиб. гос. аэрокосмич. ун-та им. акад. М. Ф. Решетнева (10–14 нояб. 2015, г. Красноярск) : в 2 ч. / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2015. Ч. 1. С. 33–36.

#### References

1. Vasiliev V. V. Composite Pressure Vessels – Analysis Design and Manufacturing. Bull Ridge Publishing, USA, 2009. 690 p.
2. Azarov A. V., Babichev A. A., Sinkovskii F. K. Проектирование и изготовление композитного бака высокого давления для космического аппарата // Композиты и Наноструктуры. 2013. № 4. Р. 44–57.
3. Mironenko E. D. Sposobi povisheniya nadezhnosti krepneniya toplivnogo baka vysokogo davleniya k silovoi konstrukcii korpusa kosmicheskogo apparata // Vopr. obron. tehniki. Ser. 15. Kompozicionnie nemetallicheskie materialy v mashinostroenii. 2016. P. 25–29.
4. Mironenko E. Projekterstellung des verstellbaren Befestigungselementes der Konstruktion mit Interface auf Anschlagseilen // Youth. Society. Modern science, technologies & innovations [Electronic collection]. URL: <https://flcys.sibsau.ru/page/materials.html>.
5. Mironenko E. D., Avkelgin S. V., Dvirnyy G. V. Adjustable strap attachment fitting development // Materialy XIX Mezhdunar. nauch. konf. “Reshetnevskie chteniya” [Materials XIX Intern. Scientific. Conf “Reshetnev reading”]. Krasnoyarsk, 2015. P. 34–36.

© Мироненко Е. Д., 2016

УДК 629.78.001.5

### ИСТОЧНИК БЕСПЕРЕБОЙНОГО ПИТАНИЯ НА ОСНОВЕ ХИМИКО-КИНЕТИЧЕСКОГО НАКОПИТЕЛЯ ЭНЕРГИИ

Ц. Г. Надараиа<sup>1</sup>, А. И. Селиванов<sup>1</sup>, И. Я. Шестаков<sup>2</sup>, А. А. Фадеев<sup>2</sup>, А. П. Грибанов<sup>2</sup>

<sup>1</sup>ООО «Конструирование, внедрение образцов новой техники»

Российская Федерация, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 75

<sup>2</sup>Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева

Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

E-mail: yakovlevish@mail.ru

*Одной из важнейших бортовых систем любого космического аппарата является система электроснабжения. Основным источником электроэнергии для космического аппарата в настоящее время является комбинация солнечных и аккумуляторных батарей. Предлагается использовать химическую энергию аккумуляторных батарей и их кинетическую энергию вращения.*

*Ключевые слова: источник бесперебойного питания, аккумуляторная батарея, кинетическая энергия вращения.*

## UNINTERRUPTIBLE POWER SUPPLY ON THE BASIS OF CHEMICAL-KINETIC ENERGY STORAGE

C. G. Nadaraia<sup>1</sup>, A. I. Selivanov<sup>1</sup>, I. J. Shestakov<sup>2</sup>, A. A. Fadeev<sup>2</sup>, A. P. Gribanov<sup>2</sup>

<sup>1</sup>LLC «Design, implementation of new equipment»  
75, Svobodny Av., Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation  
<sup>2</sup>Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: yakovlevish@mail.ru

*One of the most important on-board systems of any spacecraft is the power system. The main source of electricity for spacecraft is currently a combination of solar and accumulator batteries. The research proposes to use the chemical energy of batteries and their kinetic energy of rotation.*

*Keywords: uninterruptible power supply, battery, kinetic energy of rotation.*

Одной из важнейших бортовых систем любого космического аппарата (КА), которая в первую очередь определяет его тактико-технические характеристики, надежность, срок службы и экономическую эффективность, является система электроснабжения. Поэтому проблемы разработки, исследования и создания систем электроснабжения космических аппаратов имеют первостепенное значение.

Основным источником электроэнергии для КА в настоящее время является комбинация солнечных и аккумуляторных батарей, которые должны обеспечить бесперебойное питание КА.

Термин «источник бесперебойного питания (ИБП)» используется как применительно к системам бесперебойного электроснабжения, так и к отдельным приборам, содержащим аккумуляторную батарею и преобразователь постоянного напряжения в переменное, встраиваемые в системы электроснабжения некоторых видов оборудования [1].

Источники бесперебойного питания развивались параллельно с компьютерами и другим высокотехнологичным оборудованием в связи с необходимостью обеспечения надежного питания этого оборудования, чего стандартные электросети создать не могут.

В настоящее время вычислительная техника немаловажна без источников бесперебойного электроснабжения как типа мотор–генератор, так и типа аккумулятор–преобразователь.

В качестве накопителей энергии в ИБП используются аккумуляторные батареи (АКБ) различного типа [2]: свинцово-кислотные, литий-ионные, литий-полимерные, никель-кадмиевые, никель-металлгидридные.

В космической технике применяются топливные элементы, в электроэнергетике используются кинетические накопители энергии (маховики).

Характерные показатели накопителей энергии [3] представлены в таблице.

Из данных таблицы следует, что наилучшими удельными параметрами обладают химические и механические накопители. Для повышения энергообеспеченности ИБП предложено устройство, включающее в себя химический и кинетический накопители энергии (ХКНЭ) [4; 5]. На рисунке представлен общий вид ХКНЭ. В этом накопителе аккумуляторные батареи могут быть как дисковыми, так и плоскими.

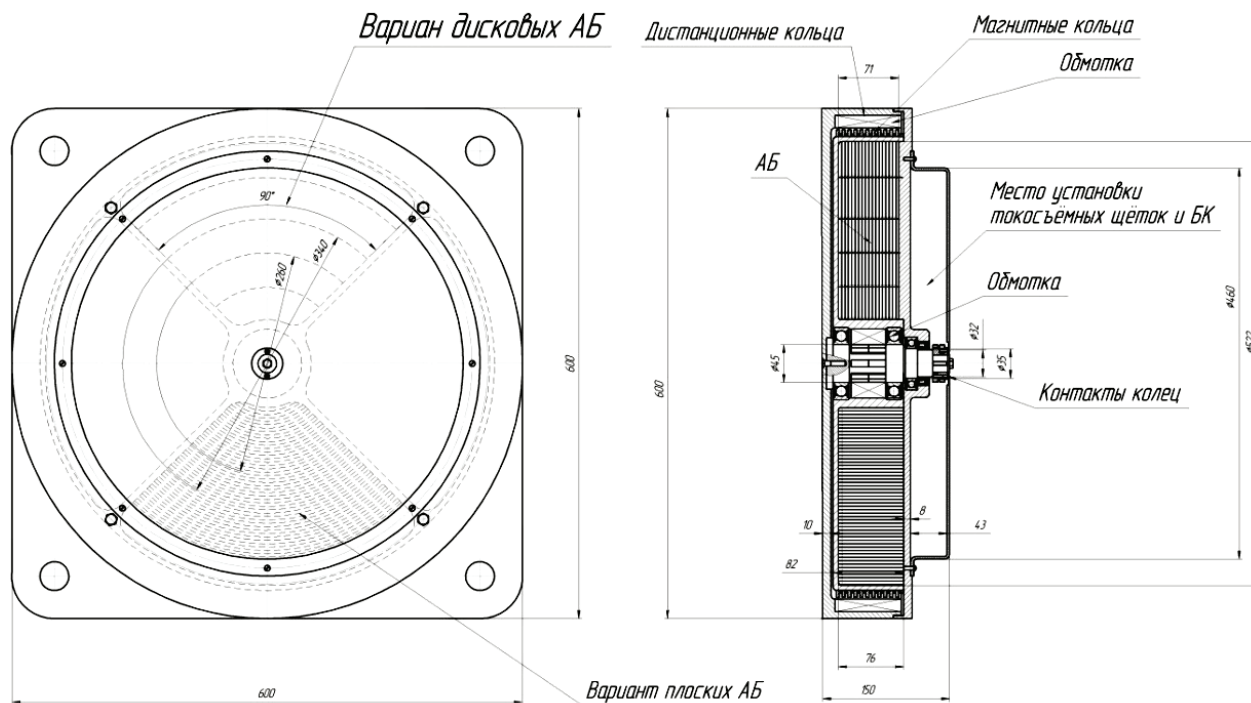
Технические характеристики ХКНЭ:

1. Тип АКБ – литий-ионная
2. Объем ХКНЭ – 0,02 м<sup>3</sup>
3. Ресурс – 5–7 лет
4. Габариты ХКНЭ – 60×60×6 см
5. Вес АКБ – 45,0–50,0 кг
6. Время зарядки от сети 220 В (2–3 ч)
7. Работа в режиме перегрузки 20–45 мин
8. Рабочая температура – 10–45 С
9. Рабочий диапазон относительной влажности – влагонепроницаемый
10. Температура хранения – 15–45 С
11. Уровень акустического шума на расстоянии 1 м – шумоизолирован (35–40 дБ)
12. Коммуникационные средства управления (дистанционное устройство)

Ориентировочная оценка показывает, что совместное использование химического и кинетического накопителей энергии позволит уменьшить массогабаритные характеристики ИБП в пределах 20–24 % при той же энергообеспеченности.

### Характеристики накопителей энергии

Накопитель		Удельная энергия, Дж/г	Время вывода энергии, с
Со статической активной зоной	Химический	10 <sup>2</sup> ...10 <sup>3</sup>	1...10 <sup>5</sup>
	Индуктивный	1...10	10 <sup>3</sup> ...10
	Емкостный	0,1...0,5	10 <sup>-6</sup> ...10 <sup>-2</sup>
С динамической активной зоной	Механический	10...10 <sup>3</sup>	1...10 <sup>3</sup>
	Электромеханический	1...10	10 <sup>-2</sup> ...10
	Электродинамический	0,05...1	10 <sup>-3</sup> ...10 <sup>-2</sup>



Общий вид химико-кинетического накопителя энергии

### Библиографические ссылки

1. Сети электроснабжения. Методы и средства обеспечения качества энергии / А. Куско, М. Томпсон ; пер.с англ. А. Н. Рабдзая. М. : Додэка-XXI, 2010. 333 с.
2. Химические источники тока : справочник / под ред. Н. В. Коровина и А. М. Скундина. М. : МЭИ, 2003. 740 с.
3. Бут Д. А., Алиевский Б. Л., Мизюрин С. Р., Васюкевич П. В. и др. Накопители энергии : учеб. пособие для вузов / под ред. Д. А. Бута. М. : Энергоатомиздат, 1991. 400 с.
4. Надараиа Ц. Г., Бабкина Л. А., Шестаков И. Я., Фадеев А. А. Химико-кинетический накопитель энергии // Вестник СибГАУ. 2014. № 2(54). С. 56–61.
5. Виноградов К. Н., Шестаков И. Я., Фадеев А. А., Надараиа Ц. Г. Особенности работы химико-кинетического накопителя энергии // Решетневские чтения : материалы XVIII Междунар. науч. конф., посвящ. 90-летию со дня рождения генер. конструктора ракет.-космич. систем акад. М. Ф. Решетнева (11–14 нояб. 2014, г. Красноярск) : в 3 ч. / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2014. Ч. 1. С. 125–126.

### References

1. Kusko A., Tompson M. Seti ehlektrosnabzheniya. Metody i sredstva obespecheniya kachestva ehnergii [Of the electricity network. Methods and tools for quality assurance of energy]. Moscow : Dodeka-XXI, 2010. 333 p.
2. Korovin N. V., Skundina A. M. Himicheskie istochniki toka: spravochnik [Chemical current sources]. Moscow : MPEI, 2003. 740 p.
3. But D. A., Alievskij B. L., Mizyurin S. R., Vasyukevich P. V. Nakopiteli ehnergii [The energy storage], Moscow : Energoatomizdat, 1991. 400 p.
4. Nadaraia Ts. G., Babkina L. A., Shestakov I. Ya., Fadeev A. A. [Chemical-kinetic energy storage device] // Vestnik SibGAU. 2014, No. 2(54). P. 56–61 (In Russ.).
5. Vinogradov K. N., Shestakov I. Ya., Fadeev A. A., Nadaraia Ts. G. [Work features of chemical-kinetic energy storage device] // Materialy XVIII Mezhdunarodnoy nauchnoy konferentsii "Reshetnevskie chteniya". [Proceedings of the XVIII International Conference "Reshetnev readings"]. 2014. Vol. 1. P. 125–126 (In Russ.).

© Надараиа Ц. Г., Селиванов А. И., Шестаков И. Я., Фадеев А. А., Грибанов А. П., 2016

УДК 629.7.064.5

## ОПТИМИЗАЦИЯ СТРУКТУРЫ И ПАРАМЕТРОВ ЭНЕРГОДВИГАТЕЛЬНЫХ СИСТЕМ БОЛЬШОЙ ЭНЕРГОВОООРУЖЕННОСТИ

Ю. А. Новиков<sup>1\*</sup>, В. И. Ермолаев<sup>2</sup>

<sup>1</sup>ФГУП «Конструкторское бюро «Арсенал» имени М. В. Фрунзе»

Российская Федерация, 195009, г. Санкт-Петербург, ул. Комсомола, 1–3

<sup>2</sup>Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д. Ф. Устинова

Российская Федерация, 190005, г. Санкт-Петербург, ул. 1-я Красноармейская, 1

\*E-mail: geo4ever@ya.ru

*Энергодвигательные системы КА оказывают существенное влияние на возможности и эффективность решения целевых задач. Авторами предложена методика оптимизации структуры и параметров энергодвигательных систем КА, в том числе на базе ЯЭУ.*

*Ключевые слова: ядерные энергетические установки, электроракетные двигательные установки, энергодвигательные системы.*

## OPTIMIZATION OF STRUCTURE AND PARAMETERS OF LARGE ENERGY PROPULSION SYSTEMS

Y. A. Novikov<sup>1\*</sup>, V. I. Ermolaev<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Federal State Unitary Enterprise «Design Bureau «Arsenal» named after M. V. Frunze»

1-3, Komsomol Street, Saint-Petersburg, 195009, Russian Federation

<sup>2</sup>Baltic State Technical University "Voenmeh" named after D. F. Ustinov

1, 1st Krasnoarmeiskay Street, Saint-Petersburg, 190005, Russian Federation

\*E-mail: geo4ever@ya.ru

*Energy propulsion spacecraft systems have a significant impact on the capabilities and effectiveness of the solution targets. The authors propose a method to optimize the structure and parameters of energy propulsion spacecraft systems, including those based on nuclear power.*

*Keywords: Nuclear power plants, electric propulsion system, energy propulsion systems.*

Современный этап развития отечественной космонавтики характеризуется значительным увеличением энерговооруженности космических аппаратов. В качестве энергетических установок все чаще используются каскадные солнечные батареи (СБ) с повышенным коэффициентом полезного действия (КПД) [1]. Вновь возобновился интерес к ядерным энергетическим установкам (ЯЭУ) [2]. Причем помимо термоэмиссионных ЯЭУ активно ведутся работы по созданию ЯЭУ на базе газотурбинных преобразователей. Такие энергетические установки в перспективе могут иметь электрическую мощность порядка 1 МВт. Однако единой методики расчета газотурбинных ЯЭУ в настоящий момент не существует. Среди накопителей помимо химических аккумуляторных батарей интерес представляют накопители иного рода – маховичные накопители энергии (МНЭ) [3].

В зависимости от целевой системы и задач космического аппарата (КА), а также энерговооруженности КА используются как жидкостные ракетные двигательные установки (ЖРДУ), так и электроракетные двигательные установки (ЭРДУ).

Основное влияние на оптимальную структуру энергодвигательной системы (ЭДС) оказывают требо-

вания к энергообеспечению целевой системы КА и требования к маневренным возможностям КА [4]. Поэтому при проведении исследований в качестве исходных варьируемых параметров рассматривались: мощность, потребляемая целевой системой КА, затраты характеристической скорости на выполнение единичного маневра и периодичность выполнения маневров, представляющая собой количество витков по орбите между выполнением маневров.

В результате разработанной расчетной модели были получены области рационального использования различных структур ЭДС (см. рисунок).

Области представлены в зависимости от периодичности выполнения маневров и затрат характеристической скорости на выполнение единичного маневра при мощности целевой системы 5 кВт и 25 кВт. Критерием оптимальности выступает минимизация массы ЭДС.

**Выводы.** При требованиях к ЭДС, характерных для перспективных КА, оптимальными являются системы, содержащие СБ или ЯЭУ. При этом ЯЭУ целесообразно использовать при высоких энергопотреблениях целевых систем или при высоких требованиях к маневренным возможностям КА.

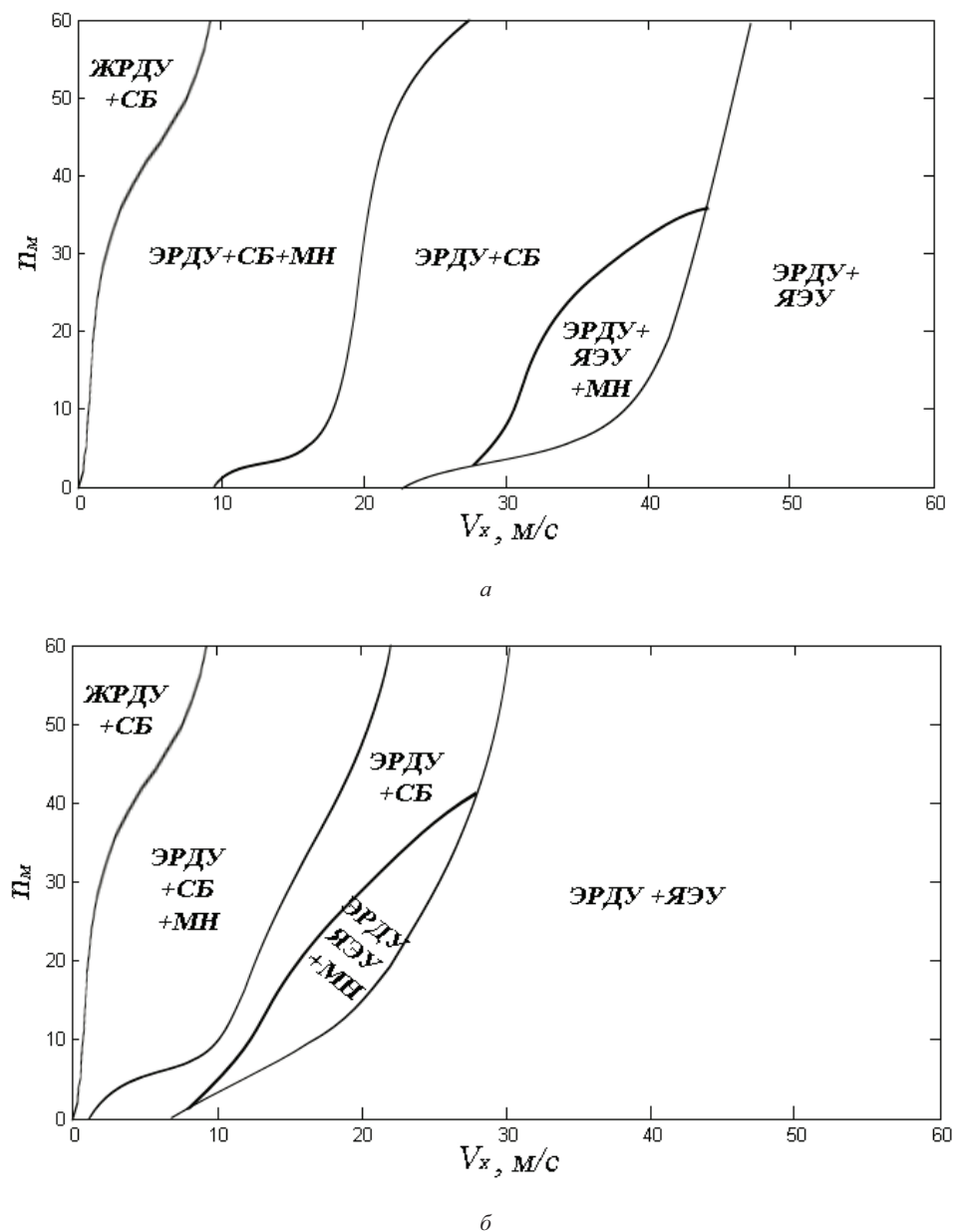


Рис. 1. Области рационального использования различных структур ЭДС при мощности целевой системы:  
 а – 5 кВт; б – 25 кВт

Для маневрирования перспективных КА предпочтительно использование ЭРДУ. Использование ЖРДУ ограничивается относительно небольшой областью, для которой характерны очень малые маневренные возможности КА или высокая оперативность маневрирования.

**Библиографические ссылки**

1. Ермолаев В. И., Новиков Ю. А. Исследование оптимальных структур энергодвигательных систем на основе солнечных батарей для перспективных космических аппаратов // Инновационный арсенал молодежи : труды пятой науч.-техн. конф. / ФГУП «КБ «Арсенал» ; Балт. гос. техн. ун-т. СПб., 2014. С. 106–109.

2. Ермолаев В. И., Аскеров Ф. А. Исследование характеристик и способов применения средств межорбитальной транспортировки // Космонавтика XXI века и ядерные термоэмиссионные энергетические установки СПб. : Агентство «РДК-принт», 2002. С. 7–64.

3. Кунин В. Н., Дорожков В. В., Сергеева М. В. Инерционный копровый накопитель для получения электрических импульсов высоких энергий // Приборы и техника эксперимента. 1981. № 3.

4. Ермолаев В. И., Чилин Ю. Н., Наркевич Н. Н. Двигательные и энергетические установки космических летательных аппаратов : учебник. СПб. : Рубин, 2003. 585 с.

## References

1. Ermolaev V. I., Novikov Y. A. [Study of optimal structures energy propulsion systems based on solar panels for advanced spacecraft] // *Innovacionnyj arsenal molodezhi: trudy pjatoj nauchno-tehnicheskoy konferencii* [Innovative Arsenal Youth: Proc. 5th Scientific and Technical Conference]. St. Petersburg, 2014, P. 106–109 (In Russ.).

2. Ermolaev V. I., Askerov F. A. [Investigation of the characteristics and uses of funds-orbit transportation] // *Kosmonavtika XXI veka i jadernye termojemissionnye jenergeticheskie ustanovki* [Cosmonautics of the XXI

century and thermionic nuclear power plants]. St. Petersburg, 2002. P. 7–64 (In Russ.).

3. Kunin V. N., Dorozhkov V. V., Sergeeva M. V. [Inertia hoisting drive for high-energy electrical pulses] // *Pribory i tehnika jeksperimenta*. 1981, No 3 (In Russ.).

4. Ermolaev V. I., Chilin Y. N., Narkevich N. N. *Dvigatel'nye i jenergeticheskie ustanovki kosmicheskikh letatel'nyh apparatov*. [Propulsion and power systems for spacecraft]. St. Petersburg, FGUP CKB "Rubin" Publ., 2003, 585 p.

© Новиков Ю. А., Ермолаев В. И., 2016

УДК 061.5:629.78

## ИННОВАЦИИ ПРИ СДАЧЕ ПРОДУКЦИИ И ПРОИЗВОДСТВЕ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Е. В. Патраев, В. Н. Наговицин, А. Б. Пестов, К. М. Двирная, Ю. В. Ягудина

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва  
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52  
E-mail: pab05869@mail.ru

*Рассмотрены внедрение системы электронной кладовой инструмента и электронных комплекточных ведомостей. Предложена система передачи документов и мелких деталей сборки посредством пневмопочты.*

*Ключевые слова: производство космических аппаратов, комплекточная ведомость, пневмопочта, информационный терминал, детали, сборочные единицы.*

## INNOVATIONS IN PRODUCT DELIVERING AND IN SPACECRAFT MANUFACTURING

E. V. Patraev, V. N. Nagovicin, A. B. Pestov, K. M. Dvirnaya, Y. V. Yagudina

JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems  
52, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation  
E-mail: pab05869@mail.ru

*The paper considers introduction of electronic storage of tools and electronic component lists. It proposes a pneumatic tube transport system for documents and small parts.*

*Keywords: spacecraft manufacturing, kitting list, pneumatic tube transport, information terminal, parts, assembly units.*

Экономическая эффективность производства космических аппаратов (КА) основывается на том, что главным источником доходов должна становиться высокая организация и производительность труда, особенно на этапе сдачи продукции.

Усложнение продукции, повышение требований к ее качеству, обострение конкуренции являются теми причинами, по которым производители вынуждены кардинально пересматривать формы и способы ведения своей деятельности в области производства КА. Частичное улучшение производственных процессов обычно не даёт желаемых результатов и не позволяет получить конкурентное преимущество. На примере сборочного цеха АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева» мы

увидим, что предлагаемые инновации в производстве КА позволяют более полно реализовать возможности новых технологий и человеческих ресурсов.

Часто встречающаяся ситуация при производстве КА – это проверка деталей и сборочных единиц (ДСЕ), установленных на узле, по ведомости комплектаций. В одной ведомости может быть закомпоновано сразу 5–10 групп узлов, на каждом из узлов могут вестись параллельные сборочные работы, и ведомость для проверки ДСЕ нужна на каждом рабочем месте. Иногда она находится в кладовой деталей на комплектации либо докомплектации какого-либо ДСЕ. При сдаче готовой продукции контролёру ОТК возникает проблема отсутствия ведомости, так как она находится в работе на другом узле сборки.

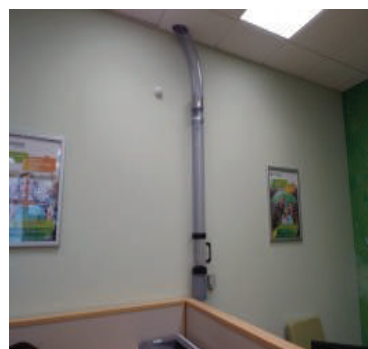
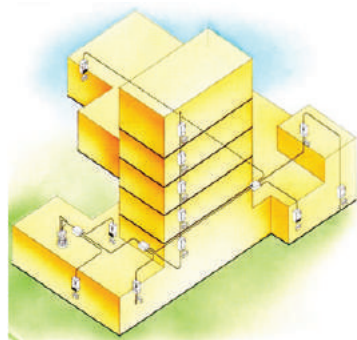


Рис. 1. Схема расположения по зданию и внешний вид системы пневмопочты

Слесарям приходится тратить в лучшем случае от 5 минут до часа, чтобы найти ведомость и принести её на проверку контролёру так как сборка узлов КА может вестись параллельно на разных рабочих местах цеха или в другом смежном цехе в процессе испытаний одного конкретного узла. А в современных КА количество ДСЕ исчисляется тысячами. Это касается и ракет-носителей [1–2].

Каждое рабочее место цеха оборудовано компьютером, подключённым к локальной сети предприятия. Система электронных комплекточных ведомостей позволит значительно экономить рабочее время при сдаче готовой продукции контролёру ОТК. Каждый слесарь-сборщик или мастер цеха при сдаче готовой продукции всегда смогут, не отходя от рабочего места, показать ведомость для проверки контролёру ОТК, открыв её на компьютере. Также электронная комплекточная ведомость позволит экономить рабочее время при получении ДСЕ, которые срочно нужны для сборки из смежных цехов, так как ДСЕ не надо будет передавать в кладовую деталей для внешнего осмотра и комплектации. Контролёр прямо на месте сборки узла сможет провести внешний осмотр ДСЕ и электронной подписью закомплектовать их в нужную группу сборки, тем самым обеспечив минимальный простой рабочего времени при сборочных работах.

Также экономить рабочее время предлагается за счет системы пневмопочты, что приведет к дополнительному повышению производительности труда. Пневмопочта – это быстрая и надёжная связь, которая сделает доступной практически любую точку цеха.

Пневмопочта актуальна на промышленных предприятиях со сложным производством, многочисленными структурными подразделениями и производственными цехами.

Промышленные предприятия являются чрезвычайно сложными системами с многочисленными подразделениями и большим количеством разнообразных производственных участков. К производственному предприятию, как и к любому другому виду деятельности, предъявляются требования: снижение производственных расходов, максимальная производительность при одновременном поддержании стандартов качества. Для выполнения данных критериев промышленная пневмопочта представляет собой чрезвычайно быстрое, надежное и недорогое транспортирующее средство. Применение пневмопочты на производстве значительно сокращает временные затраты,

повышает надежность и оперативность системы контроля качества, а также повышает эффективность производства. Специальные станции позволяют полностью или частично автоматизировать процесс передачи деталей, документов на рабочие места. Промышленные системы пневматической почты могут передавать практически все, что можно поместить в специальные капсулы: горячие или холодные стальные пробы, жидкости, порошки, гранулированные материалы, узлы и механизмы, микросхемы, инструменты и т. д. Пневмопочта на промышленном предприятии может оптимизировать документооборот между функциональными подразделениями, такими как заводоуправление, бухгалтерия, склады, участки комплектации, лаборатория и т. д. [3]

Основные преимущества использования современной системы пневмопочты следующие:

- оперативная передача документов, сборочных единиц и небольших предметов со скоростью 8 м/с и весом до 1 кг. (При использовании нестандартных систем с большим диаметром трубы вес может увеличиться до 3 кг);
- эффективное использование рабочего времени персонала;
- гибкая структура и возможность модернизации системы;
- возможность установки в строящихся и готовых помещениях;
- возможность прокладки трубопровода между зданиями, этажами, под землёй, возможность скрытой прокладки магистрали внутри здания (рис. 1) [4].

Данная система позволит экономить рабочее время и рационализировать процесс сборки КА. С помощью системы пневмопочты распределители работ на участках сборки смогут оперативно и за минимальное количество времени получать закомплектованное ДСЕ из кладовой деталей на участок сборки, сдавать ДСЕ в кладовую деталей. Также вновь пришедшее ДСЕ из смежных цехов, которое срочно нужно в работу, можно получать непосредственно на рабочее место сборки узла, минуя схему: кладовая деталей – распределитель работ – выдача ДСЕ в работу. По системе пневмопочты можно получать лакокрасочные материалы (клеи, эмали, шпатлёвки, грунты, краски) прямо на рабочее место, экономя тем самым время на передвижении до маляра и обратно.

Система пневмопочты позволит наладить документооборот как внутри цеха, так и со смежными це-

хами (отделами), для согласования технологических маршрутных паспортов сборки КА, техпроцессов, приказов не нужно будет обходить несколько кабинетов или зданий, а достаточно отправить документ по пневмопочте.

Ещё одна из проблем цеха сборки КА – отслеживание инструмента после получения его в работу и местоположения оснастки. Зачастую работники, получив в работу инструмент, забывают его сдать, а слесарь, которому инструмент необходим в работу, в данный момент тратит время на поиски, вместо того чтобы приступить к работе.

Решить эту проблему поможет создание электронной базы учёта с присваиванием штрих-кодов каждой оснастке и инструменту, в которую войдут:

- электронная карточка на каждый инструмент или оснастку;
- информационные сенсорные терминалы со считывателем штрих-кодов (рис. 2).

В электронной карточке будет указан индекс, штрих-код инструмента или приспособления, кто получил, какого числа и для работы на каком изделии получен данный инструмент. Для оснастки в карточке также будет содержаться штрих-код, индекс, местоположение (например, холодный склад, 5-й стеллаж) и лицо, получившее в работу данную оснастку.

Отслеживание движения инструмента и оснастки в цехе производится через информационные сенсорные терминалы [5]. Терминалы очень компактны, поэтому могут быть установлены как непосредственно на рабочих местах сборки, так и в любом удобном для работы с ним месте цеха. Вход в электронную базу на терминале осуществляется путём поднесения пропуска работника сборочного цеха, дабы исключить вход в систему лиц, не имеющих допуска к работе с данной базой. При наборе в терминале индекса либо названия инструмента или оснастки на экран выводится электронная карточка с информацией о движении её как в цехе, так и за его пределами.



Рис. 2. Информационные терминалы

Если инструмент получен, но уже не используется в работе, его можно забрать и, подойдя к ближайшему терминалу, переписать его на себя, считав штрих-код с инструмента, не заходя в кладовую. Также если идёт непрерывный процесс сборки, данные терминалы могут использоваться для заказа инструмента, лакокрасочных материалов, ДСЕ непосредственно на рабочее

место посредством доставки диспетчерами цеха. Если в процессе сборки возник вопрос по сборке узла, конструкторской или технологической документации, слесарь-сборщик через информационный терминал также может получать онлайн-консультацию от конструктора, непосредственно отвечающего за данный узел сборки, либо технолога цеха, что позволяет значительно экономить рабочее время при сборке КА и его узлов.

**Выводы:**

Практическая реализация предложенных инновационных элементов в виде систем электронных комплектовочных ведомостей, электронной базы учета оснастки и инструмента, штрих-кодирование инструмента и информационных терминалов позволят сократить потери рабочего времени и повысить производительность труда в процессе изготовления КА.

Для дополнительного повышения производительности труда предложено использовать систему пневмопочты.

### Библиографические ссылки

1. Технология производства космических аппаратов : учебник для вузов / Н. А. Тестоедов [и др.] ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2009. 352 с.
2. Ковалев Б. К. Развитие ракетно-космических систем выведения : учеб. пособие. М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2014. 398 с.
3. Автоматические инженерные решения [Электронный ресурс]. URL: [http://atmsyst.ru/transfer\\_system.html](http://atmsyst.ru/transfer_system.html) (дата обращения 23.07.2016).
4. Пневмопочта. КейИнфоСистемс [Электронный ресурс]. URL: <http://www.k-info.ru/products/pnevmo-mail/what/> (дата обращения 23.07.2016).
5. Системы электронных терминалов [Электронный ресурс]. URL: <http://www.termo-expert.ru/info/princip-raboty.html> (дата обращения 29.08.2016).

### References

1. Spacecraft manufacturing technology: a textbook for high schools / N. A. Testoyedov [etc.]. Sib. state. aerokosmich. University. Krasnoyarsk, 2009. 352 p.
2. Kovalev B. K. Development of space-rocket launch systems: tutorial. Moscow : Publishing MSTU. Bauman, 2014. 398 p.
3. Automatic engineering solutions [Electronic resource]. URL: [http://atmsyst.ru/transfer\\_system.html](http://atmsyst.ru/transfer_system.html) (date of the application 23.07.2016).
4. Pnevmo-mail. KeyInfoSistems [Electronic resource]. URL: <http://www.k-info.ru/products/pnevmo-mail/what/> (date of the application 23.07.2016).
5. Systems electronic terminals [Electronic resource]. URL: <http://www.termo-expert.ru/info/princip-raboty.html> (date of the application 29.08.2016).

© Патраев Е. В., Наговицин В. Н., Пестов А. Б., Двирная К. М., Ягудина Ю. В., 2016



УДК 621.9.06.

## ГЕОМЕТРИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТРЕХСЛОЙНЫХ КОНСТРУКЦИЙ

А. П. Попова, И. А. Дубровина, Л. А. Бабкина

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: l\_babkina@mail.ru

*Рассматриваются особенности трехмерного геометрического моделирования конструкций трехслойных пластин с разной формой ячейки дискретного заполнителя. Выполнено исследование напряженно-деформированного состояния, проведен расчет на устойчивость. В результате исследования получены эпюры напряжений, перемещений и деформаций и значения критической нагрузки.*

*Ключевые слова: численное моделирование, напряженно-деформированное состояние, трехслойная пластина.*

## GEOMETRIC SIMULATION OF SANDWICH PLATES

A. P. Popova, I. A. Dubrovina, L. A. Babkina

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: l\_babkina@mail.ru

*The paper studies stress-strain state of the sandwich plates with a different discrete filler under pressure. Investigation of the stress-strain state and the calculation of the stability are performed. Results of the research are graphs of equivalent stress, strain, displacement and the value of the critical load on the plate.*

*Keywords: numerical modeling, stress-strain state, sandwich plates.*

Трехслойные панели с заполнителем широко применяются при изготовлении элементов конструкций летательных аппаратов, таких как фюзеляж, шпангоуты, обтекатели антенн и др. [1]. Их применение обусловлено малой массой, высокой экономичностью конструкции и высокими жесткостными характеристиками.

В настоящее время существует большое разнообразие дискретных заполнителей, имеющих самые различные конструктивные формы и структуры. Наибольшее распространение получили сотовые заполнители с шестигранной формой ячейки из различных материалов.

В расчетах конструкций сотовый заполнитель рассматривается как некоторый условный, однородный по объему ортотропный заполнитель, имеющий заметную упругую анизотропию. Варьируя геометрией ячейки дискретного заполнителя, можно добиться необходимых жесткостных характеристик конструкции [1–3].

С внедрением CAD/CAE-систем стало возможным проведение комплексного геометрического и конечно-элементного моделирования при проектировании трехслойных конструкций.

В работе исследуется напряженно-деформированное состояние трехслойных конструкций, геометрические модели которых созданы в пакете SolidWorks и приведены на рис. 1 и 2. Конечно-эле-

ментное моделирование проводилось в пакете SolidWorks Simulation [4; 5].

Дискретизация модели осуществлялась оболочечными типами конечных элементов с параболическим полем перемещения.

В качестве материала несущих слоев был выбран стеклопластик с  $E_{НС} = 5,2 \cdot 10^{10}$  Н/м<sup>2</sup>, заполнителя – алюминиевая фольга с  $E_з = 6,9 \cdot 10^{10}$  Н/м<sup>2</sup> и  $\nu = 0,33$ . Пластина закреплена по кромкам нижнего несущего слоя и нагружена распределенным давлением.

В результате исследования напряженно-деформированного состояния получены эпюры напряжений, перемещений (рис. 3–4) и деформаций сотовых панелей.

Результаты численного исследования напряженно-деформированного состояния и потери устойчивости трехслойных панелей с разной формой ячейки дискретного заполнителя представлены в таблице.

Результаты исследований показывают, что, варьируя геометрией ячейки дискретного заполнителя трехслойных панелей, можно управлять весовыми и жесткостными характеристиками конструкции. Результаты численного моделирования имеют хорошую сходимость с аналитическим решением.

Представленная методика численного исследования может использоваться в учебном процессе при изучении дисциплины «Механика трехслойных конструкций» [1–3].

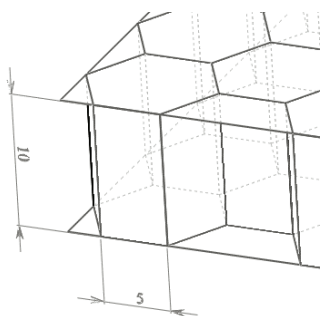


Рис. 1. Дискретный наполнитель с шестигранной формой ячейки

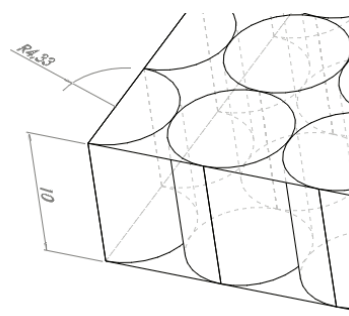


Рис. 2. Дискретный наполнитель с круглой формой ячейки

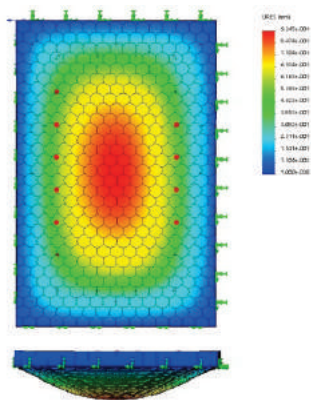


Рис. 3. Эпюры перемещения трехслойной конструкции с шестигранной формой ячейки дискретного наполнителя

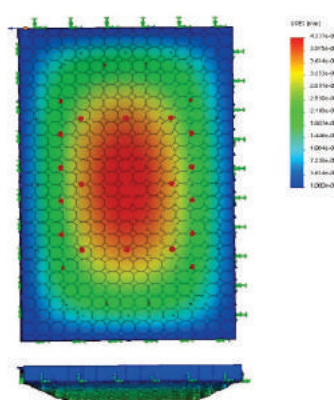


Рис. 4. Эпюры перемещения трехслойной конструкции с круглой формой ячейки дискретного наполнителя

#### Результаты исследований трехслойных панелей с разной формой ячейки дискретного наполнителя

Параметр	Трехслойная конструкция с шестигранной формой ячейки	Трехслойная конструкция с круглой формой ячейки
Максимальное напряжение по von Mises	2.151e + 008, Н/м <sup>2</sup>	2.345 + e007, Н/м <sup>2</sup>
Максимальное премещение	9.245e-001, мм	4.337e-002, мм
Максимальная деформация	4.934e-003	5.472e-001
Максимальная критическая нагрузка	2094,1 Н/м <sup>2</sup>	4460,1 Н/м <sup>2</sup>

#### Библиографические ссылки

1. Кобелев В. Н. Расчет трехслойных конструкций. М. : Машиностроение, 1984. С. 12–13.
2. Гладков Ю. А. Особенности расчета сотовых конструкций. Теория и практика проектирования пассажирских самолетов. М. : Наука, 1976. С. 278–290.
3. Панин В. Ф., Гладков Ю. А. Конструкции с наполнителем : справ. М. : Машиностроение, 1991. 272 с.
4. Алямовский А. А. Инженерные расчеты в SolidWorks Simulation. М. : ДМК пресс, 2013. 445 с.
5. Алямовский А. А. SolidWorks. Компьютерное моделирование в инженерной практике. СПб. : БХВ-Петербург, 2005. 800 с.

#### References

1. Kobelev V. N. *Raschet trekhslonnykh konstruksiy* [Calculation of sandwich structures]. М. : Mashinostroenie, 1984. 304 p.

2. Gladkov Yu. A. *Osobennosti rascheta sotovykh konstruksiy. Teoriya i praktika proektirovaniya passazhirsikh samoletov* [Features of the calculation of cell structures. Theory and practice of designing passenger aircraft]. М. : Nauka, 1976. P. 278–290.
3. Panin V. F., Gladkov Yu. A. *Konstruksii s zapolnitelem* [Design with filler]. М. : Mashinostroenie, 1991. 272 p.
4. Alyamovskiy A. A. *Inzhenernye raschety v SolidWorks Simulation* [Engineering calculations in SolidWorks Simulation]. М. : ДМК пресс, 2013. 445 p.
5. Alyamovskiy A. A. *SolidWorks. Komp'yuternoe modelirovanie v inzhenernoy praktike*. [SolidWorks. Computer simulation in engineering practice]. SPb. : BKhV-Peterburg, 2005. 800 p.

© Дубровина И. А., Попова А. П.,  
Бабкина Л. А., 2016

## ПАРАМЕТРИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ВАФЕЛЬНЫХ ОБОЛОЧЕК

А. П. Попова, И. А. Дубровина, Л. А. Бабкина

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: popovaannapavlovna@mail.ru

*Рассмотрено параметрическое моделирование цилиндрических вафельных оболочек с продольно-кольцевым расположением ребер в пакете SolidWorks. В результате написана программа для автоматического построения моделей вафельных конструкций с разными геометрическими параметрами.*

*Ключевые слова: цилиндрическая вафельная оболочка, автоматическое проектирование.*

### PARAMETRIC MODELING OF WAFFLE SHELLS

A. P. Popova, I. A. Dubrovina, L. A. Babkina

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: popovaannapavlovna@mail.ru

*Parametric modeling the cylindrical hollow annular ribs wafer shell in SolidWorks is analyzed in this article. The research presents the software to automatically build models of the wafer structures with different geometric parameters.*

*Keywords: waffle cylindrical shell, automatic designing.*

Цилиндрические вафельные оболочки получили широкое применение при изготовлении конструкций корпусов ракет, топливных баков и т. п.

Вафельные оболочки имеют ряд преимуществ перед гладкими оболочками, так как они менее чувствительны к локальным вмятинам, обладают значительно большей несущей способностью при осевом сжатии [1–3].

Современные системы трехмерного геометрического моделирования позволяют использовать приемы как автоматизированного, так и автоматического проектирования.

При автоматическом проектировании выполнение проектных процедур или их части происходит без участия человека на промежуточных этапах, т. е. формируется листинг программы, согласно которой модель строится по задаваемым параметрам, что сокращает временные затраты при поиске конструктивных решений [4; 5].

В работе рассматриваются основные этапы разработки программы автоматического проектирования вафельной цилиндрической оболочки в среде SolidWorks. Цилиндрическая оболочка имеет следующие варьируемые параметры (рис. 1): внешний диаметр оболочки  $d$ , мм; толщина стенки  $h$ , мм; длина оболочки  $L$ , мм; угол наклона перекрестных ребер составляет  $\varphi^\circ$ .

Вафельная оболочка создана с внутренним расположением перекрестно-кольцевых ребер, имеющих прямоугольное поперечное сечение размерами  $a \times b$ , мм. Ребра образуют ячейки в виде равносторонних

треугольников с числом ячеек по внутреннему диаметру оболочки  $n$ .

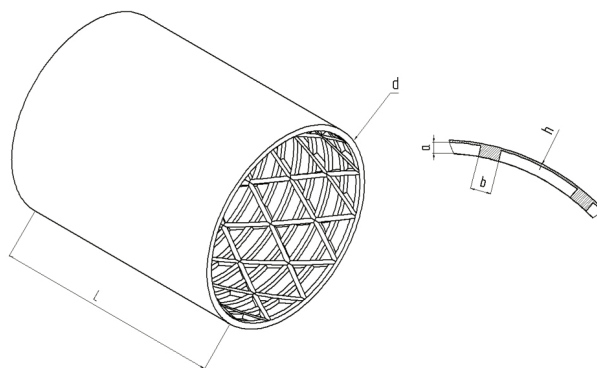


Рис. 1. Геометрическая модель вафельной оболочки

Кольцевые ребра жесткости в сечении идентичны перекрестным ребрам, их количество равно  $n + 1$ . В результате работы программы получена параметрическая модель цилиндрической вафельной оболочки с продольно-кольцевым набором ребер. На каждом этапе создания модели программа запрашивает значения варьируемых параметров и перестраивает исходную геометрию на основании новых данных.

Примеры созданных моделей оболочек приведены на рис. 2–4.

Дальнейшая работа направлена на разработку параметрических моделей конструкций вафельных оболочек, имеющих вырезы.

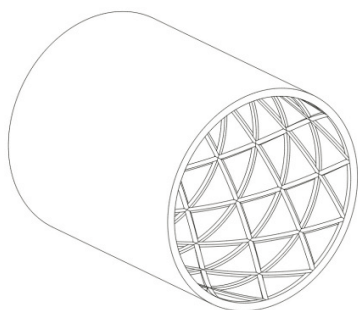


Рис. 2. Перестроенная геометрическая модель вафельной оболочки с продольно-кольцевым набором ребер

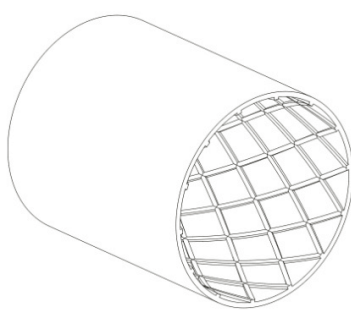


Рис. 3. Перестроенная геометрическая модель вафельной оболочки с продольным набором ребер

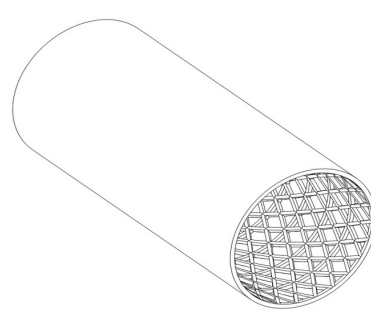


Рис. 4. Геометрическая модель вафельной оболочки с увеличенным количеством продольных и кольцевых ребер

### Библиографические ссылки

1. Лизин В. Т., Пяткин В. А. Проектирование тонкостенных конструкций. М. : Машиностроение, 1976. 408 с.
2. Автоматизация проектирования авиационных конструкций на базе МКЭ. САПР РИПАК / В. А. Комаров, В. П. Пересыпкин и др. ; Куйбышевский авиационный ин-т. Деп. в ВИНТИ 6.08.1984. № 3709-84. 175 с.
3. Погорелов В. И. Прочность и устойчивость тонкостенных конструкций. 2-е изд., испр. и доп. СПб. : Балт. гос. техн. ун-т., 2005. 154 с.
4. Алямовский А. А. и др. SolidWorks. Компьютерное моделирование в инженерной практике. СПб. : БХВ-Петербург, 2005. 800 с.
5. Большаков В. П., Бочков А. Л. Основы 3D-моделирования. Изучаем работу в AutoCAD, КОМПАС-3D, SolidWorks, Inventor. СПб. : Питер, 2013. 304 с.

### References

1. Lizin V. T., Pjatkin V. A. *Proektirovanie tonkostennykh konstrukcij*. M. : Mashinostroenie [Design of thin-walled structures], 1976. 408 p.

2. Komarov V. A., Peresypkin V. P. *Avtomatizacija proektirovanija aviacionnykh konstrukcij na baze MKJe. SAPR RИPAK* [Automation of the design of structures on the basis of FEM. CAD REPACK] Kujbyshevskij aviacionnyj institut. Dep. v VINITI 6.08.1984. № 3709-84. 175 p.
3. Pogorelov V. I. *Prochnost' i ustojchivost' tonkostennykh konstrukcij* [The strength and stability of thin-walled structures] SPb. : Balt. gos. tehn. un-t, 2005. 154 p.
4. Alyamovskiy A. A. *SolidWorks. Komp'yuternoe modelirovanie v inzhenernoy praktike*. [SolidWorks. Computer simulation in engineering practice]. SPb. : BKhV-Peterburg, 2005. 800 p.
5. Bol'shakov V. P., Bochkov A. L. *Osnovy 3D-modelirovanija. Izuchaem rabotu v AutoCAD, KOMPAS-3D, SolidWorks, Inventor* [Basics of 3D modeling. Study work in AutoCAD, COMPASS-3D, SolidWorks, Inventor]. SPb. : Piter, 2013. 304 p.

© Попова А. П., Дубровина И. А.,  
Бабкина Л. А., 2016

УДК 620.197

## ИССЛЕДОВАНИЕ ШЕРОХОВАТОСТИ МДО-ПОКРЫТИЙ НА СПЛАВАХ АМг6 И 01570

Н. А. Сиденко<sup>1</sup>, Т. В. Трушкина<sup>1</sup>, Д. В. Раводина<sup>2</sup>, А. Е. Михеев<sup>2</sup>

<sup>1</sup>АО «Красноярский машиностроительный завод»

Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 29

<sup>2</sup>Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева

Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

E-mail: michla@mail.ru.

Проведен сравнительный анализ шероховатости покрытий, сформированных микродуговым оксидированием на образцах алюминиевых сплавов АМг6 и 01570.

Ключевые слова: микродуговое оксидирование, шероховатость, сплав 01570.

## THE STUDY OF ROUGHNESS OF THE MAO COATINGS ON ALLOYS AMG6 AND 01570

N. A. Sidenko<sup>1</sup>, T. V. Trushkina<sup>1</sup>, D. V. Ravodina<sup>2</sup>, A. E. Miheev<sup>2</sup>

<sup>1</sup>JSC «Krasnoyarsk Machine Building Plant»

29, Krasnoyarskiy Rabochiy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation

<sup>2</sup>Reshetnev Siberian State Aerospace University

31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation

E-mail: michla@mail.ru.

*A comparative analysis of the roughness of coatings formed by microarc oxidation to the samples of aluminium alloy AMG6 and 01570.*

*Keywords: microarc oxidation, roughness, alloy 01570.*

Основным конструкционным материалом, применяемым при изготовлении ракет и космических летательных аппаратов, является алюминиевый сплав АМг6, обладающий уникальным сочетанием физико-механических свойств. Однако сплав характеризуется невысокими пределами прочности и текучести, что не удовлетворяет требованиям, предъявляемым к материалам при изготовлении современных образцов ракетно-космической техники (РКТ). Поэтому на основе сплава АМг6 с дополнительным легированием скандием был разработан сплав 01570 [1].

При эксплуатации деталей, узлов и агрегатов изделий РКТ прежде всего в жестких условиях оказываются рабочие поверхности, воспринимающие на себя воздействие агрессивных сред и внешних нагрузок. Важной задачей ракетно-космического машиностроения является повышение твердости и коррозионной стойкости деталей, изготовленных из алюминиевых сплавов. В связи с этим возникает необходимость применения различных методов для повышения эксплуатационных свойств материалов.

Одним из методов является использование защитных покрытий на рабочих поверхностях изделий. К таким методам получения покрытий относится микродуговое оксидирование (МДО) – процесс формирования защитных оксидных слоев с высокими физико-механическими характеристиками. Получения твердых покрытий и обеспечения необходимой шероховатости упрочненного слоя и точности размеров детали с МДО-покрытием можно достигать варьированием технологических режимов процесса или подвергать их финишной механической обработке. Шероховатость и толщина покрытий значительно влияют на функциональные свойства изделия и зависят от режимов обработки. Прогнозирование толщины и шероховатости поверхности при МДО является важным моментом, решаемым на стадии разработки технологического процесса [2–3]. Анализ публикаций по данной тематике показал, что вопросы определения шероховатости поверхности, точности формы и толщины покрытия теоретически и экспериментально мало изучены. Поэтому данный вопрос является актуальным.

Для формирования покрытий микродуговым оксидированием были выбраны образцы из алюминиевых сплавов 01570 и АМг6. Регулируемым параметром процесса являлось соотношение катодной и анодной

составляющих силы тока в интервале от 0,8 до 1,2. Процесс вели в силикатно-щелочном электролите при фиксированном значении времени и плотности тока.

Высокие значения толщины и шероховатости оксидных слоев при  $I_k/I_a = 0,8$  объясняются механизмом формирования покрытия. В непосредственной близости от сквозных пор, образованных микроплазменными разрядами, скорость роста анодно-оксидного слоя выше, что приводит к увеличению шероховатости покрытия. Увеличение значения шероховатости может происходить и за счёт оплавления осадка в окрестностях плазменных кратеров. Меньшие значения шероховатости и толщины покрытия достигаются при увеличении катодной составляющей тока. Как показали исследования, шероховатость на образцах алюминиевого сплава АМг6 при соотношении катодной и анодной составляющих силы тока 0,8 значительно выше, чем на образцах сплава 01570. При увеличении значения соотношения катодной и анодной составляющих силы тока до 1,2 шероховатость покрытия на сплавах снижается и достигает своего минимума в исследуемом диапазоне.

Значение шероховатости на сплаве 01570 при соотношении катодной и анодной составляющих силы тока 1,2 составило  $Ra = 3,3$  мкм, что характеризуется высоким качеством поверхности и соответствует 6-му классу шероховатости согласно ГОСТ 2789–73 [4]. Для изучения качественных свойств полученных МДО-покрытий на образцах сплава 01570 планируется проводить дальнейшие исследования.

### Библиографические ссылки

1. Тихоненко В. В., Шкилько А. М. Диагностика наружного слоя покрытия, полученного микродуговым оксидированием на сплавах алюминия // Вестник НТУ «ХПИ» : сб. научных трудов. 2010. № 47. С. 119–125.
2. Микродуговое оксидирование: теория, технология, оборудование / И. В. Суминов, А. В. Эпельфельд, В. Б. Людин и др. М. : Экспо, 2005. 368 с.
3. Исследование шероховатости МДО-покрытий на алюминиевых сплавах / Т. В. Трушкина, А. В. Гирн, Е. В. Вахтеев и др. // Решетневские чтения : материалы XVI Междунар. науч. конф. (10–12 ноября 2012, г. Красноярск) : в 2 ч. / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2012. С. 37–39.

4. ГОСТ 2789–73. Шероховатость поверхности. Параметры и характеристики. М., 1975. 10 с.

#### References

1. Tikhonenko V. V., Shkil'ko A. M. [Diagnosis of the outer coating layer obtained microarc oxidation on aluminum alloy]. *Sbornik nauchnykh trudov «Vestnik NTU «KhPI»*. 2010. № 47. P. 119–125. (In Russ.)

2. Suminov I. V., Epel'fel'd A. V., Lyudin V. B. *Mikrodugovoe oksidirovanie: teoriya, tekhnologiya, oborudovanie* [Microarc oxidation theory, technology, equipment]. Moscow : Ekspo, 2005. 368 p.

3. Trushkina T. V., Girn A. V., Vakhteev E. V. [Study of MAO coating roughness on aluminum alloys] // *Materialy XVI Mezhdunar. nauch. konf. "Reshetnevskie chteniya"* [Materials XVI Intern. scientific. Conf. "Reshetnev Readings"]. Krasnoyarsk, 2012. P. 37–39. (In Russ.)

4. GOST 2789–73. *Sherokhovatost' poverkhnosti. Parametry i kharakteristiki* [State Standard 2789–73 Surface roughness. The parameters and characteristics]. М., 1975. 10 p.

© Сиденко Н. А., Трушкина Т. В., Раводина Д. В., Михеев А. Е., 2016

УДК 629.78

### ИЗГОТОВЛЕНИЕ РЕФЛЕКТОРОВ ИЗ УГЛЕПЛАСТИКА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ УГЛЕПЛАСТИКОВОЙ ОСНАСТКИ

А. Н. Сулимов, В. Н. Наговицин

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва  
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52  
E-mail: geval2@mail.ru

*В процессе изготовления рефлектора на металлической оснастке очень часто возникает проблема демонтажа рефлектора. Для решения данной проблемы предлагается изготовление рефлекторов на углепластиковой оснастке.*

*Ключевые слова: рефлектор, оснастка для изготовления рефлекторов, снятие с оснастки, углепластик.*

### MANUFACTURING REFLECTORS OF THE CARBON PLASTIC FACILITIES USING THE CARBON FIBER SNAP

A. N. Sulimov, V. N. Nagovitsin

JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems  
52, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation  
E-mail: geval2@mail.ru

*While manufacturing a reflector on metal snap the problem to dismantle a reflector occurs very often. The researchers propose manufacturing reflectors on carbon-fiber snap to solve this problem.*

*Keywords: reflector, snap for manufacturing of reflectors, dismantling from snap, carbon-filled plastic.*

Важнейшая особенность производства современных композиционных материалов заключается в том, что, как правило, композит и технология его изготовления разрабатывается для использования в конкретной конструкции. При изготовлении конструкции из композиционного материала совершенство технологии определяется выбором оптимальных параметров технологического процесса, техническим уровнем используемого оборудования и оснастки, наличием надежных методов неразрушающего контроля как самой конструкции, так и полуфабрикатов для ее производства [1–2]. В настоящее время очень часто при снятии изготовленного рефлектора с оснастки происходит залипание рефлектора, то есть он не снимается с оснастки, несмотря на применение различных антиадгезионных смазок и воздушной системы

снятия с оснастки. Приходится механически воздействовать на рефлектор для его снятия. Это в свою очередь может повлечь за собой нарушение целостности лицевой оболочки.

Приходится производить ремонт лицевой оболочки рефлектора. К наиболее распространенным внутренним нагрузкам можно отнести температурные напряжения [3].

Во время полимеризации рефлектора на металлической оснастке из-за различия материалов и их разного температурного коэффициента расширения происходит залипание рефлектора.

Оснастка из углепластика существенно выравнивает разницу температурного расширения оснастки и рефлектора. Была изготовлена оснастка из углепластика (рис. 1).

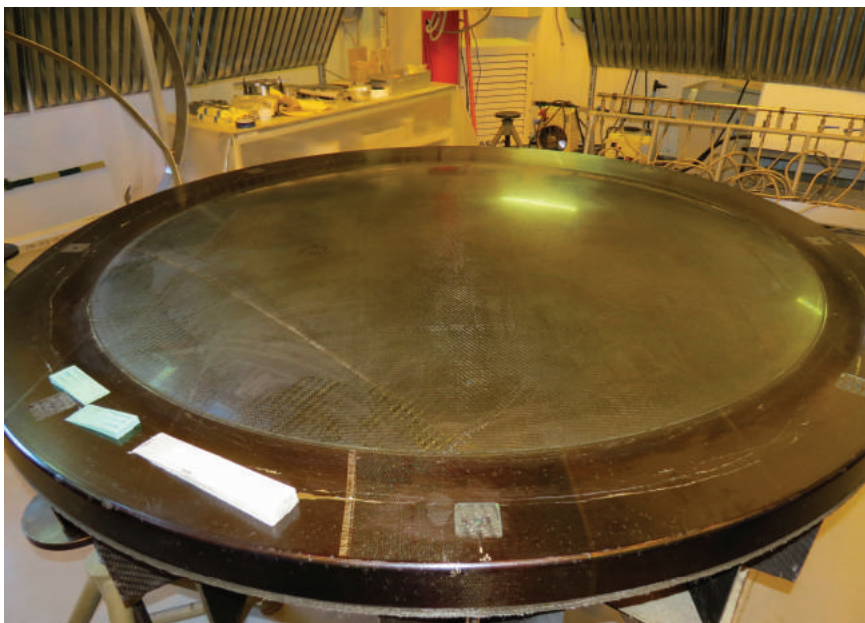


Рис. 1. Оснастка для изготовления рефлекторов

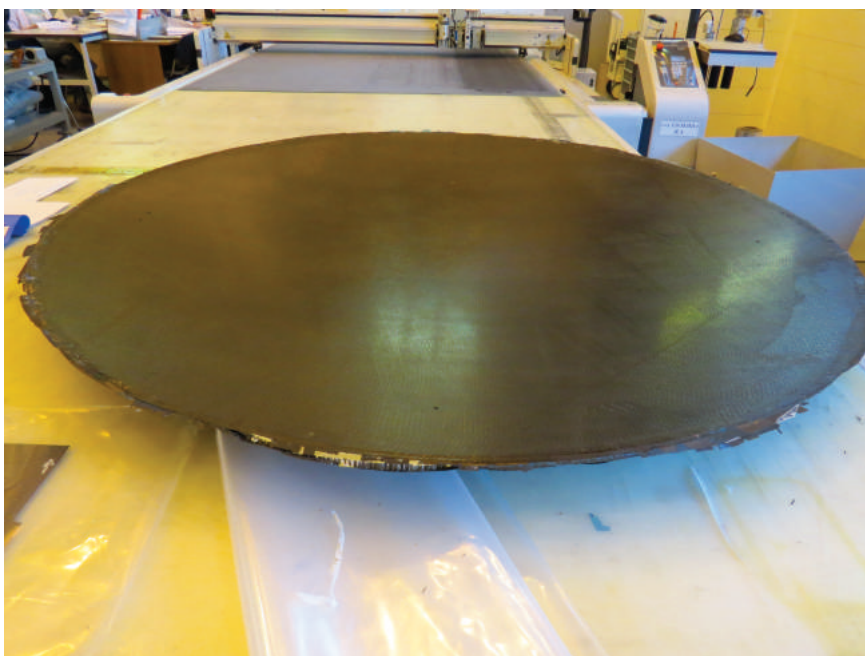


Рис. 2. Образец рефлектора с сотовым наполнителем

На ней была изготовлена оболочка, которая при помощи антиадгезионных смазок, без использования воздушной системы снятия с оснастки, снялась очень легко. Изготовление образца рефлектора с сотовым наполнителем на этой же оснастке только подтвердило данную теорию (рис. 2).

Рефлектор снялся хорошо, без лишних усилий. На оснастке не осталось следов армирующего слоя с лицевой оболочки рефлектора. На рефлекторе также нет следов повреждения из-за последствий демонтажа с оснастки, что свидетельствует о возможности применения данной технологии при изготовлении рефлекторов.

Производство изделий из композиционных материалов состоит из ряда специфических разнохарактерных процессов. В силу своей специфичности эти процессы проектируются под специальное, конкретное оборудование и осуществляются в определенной последовательности в определенных производственных условиях [4–5].

#### Библиографические ссылки

1. Батаев А. А., Батаев В. А. Композиционные материалы: строение, получение, применение. Новосибирск : Изд-во НГТУ, 2002. 384 с.

2. Воробей В. В., Маркин В. Б. Контроль качества изготовления и технология ремонта композитных конструкций. Новосибирск : Наука, 2006. 189 с.

3. Гардымов Г. П., Мешков Е. В. и др. Композиционные материалы в ракетно-космическом аппаратостроении / под общ. ред. д-ра техн. наук, проф. Г. П. Гардымова и д-ра техн. наук, проф. Е. В. Мешкова. СПб. : Спецлит, 1999. 271 с.

4. Афанасьев Ю. А. Технологические методы обеспечения качества формирования изделий из композиционных материалов. СПб. : БГТУ им Д. Ф. Устинова, 2010. 183 с.

5. Ивановская О. В., Шевцова М. А. Производство изделий из полимерных композиционных материалов : учеб. пособие по лабораторному практикуму. Харьков : ХАИ, 2005. 84 с.

#### Referenses

1. Bataev A. A., Bataev V. A. Kompozitsionnye Kompozicionnye materialy: stroenie, poluchenie, primenenie. [Composite materials: structure, production, application]. Novosibirsk : publisher NGTU, 2002. 384 p.

2. Vorobey V. V., Markin V. B. Kontrol' kachestva izgotovlenija i tehnologija remonta kompozitnyh konstrukcij [Quality control of production and repair technology of composite designs]. Novosibirsk : Nauka, 2006. 189 p.

3. Gardymov G. P., Meshkov E. V. et al. Kompozicionnye materialy v raketno-kosmicheskom apparatostroenii [Composite materials in a space-rocket apparatus building] / ed. by. dr. techn. sci., professor G. P. Gardymov and dr. techn. sci., E. V. Meshkov. SPb. : SpecLit, 1999. 271 p.

4. Afanas'ev Ju. A. Tehnologicheskie metody obespechenija kachestva formirovanija izdelij iz kompozicionnyh materialov [Technological methods for ensuring quality of creation products from composite materials] SPb. : BG TU im D. F. Ustinova, 2010. 183 p.

5. Ivanovskaja O. V., Shevcova M. A. Proizvodstvo izdelij iz polimernyh kompozicionnyh Uchebnoe posobie po laboratornomu praktikumu materialov [Production of products from polymeric composite materials The manual on a laboratory practical work]. Har'kov : HAI, 2005. 84 p.

© Сулимов А. Н., Наговицин В. Н., 2016

УДК 621.923.9

### ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ АБРАЗИВНЫХ ЗЕРЕН С ПОВЕРХНОСТЬЮ КАНАЛОВ КРЫЛЬЧАТКИ ПРИ АБРАЗИВНО-ЭКСТРУЗИОННОЙ ОБРАБОТКЕ

Н. С. Теряев, Л. П. Сысоева, А. С. Сысоев

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: teryaev-kmz@mail.ru

*Исследовано взаимодействие абразивных зерен с поверхностью каналов крыльчатки при абразивно-экструзионной обработке.*

*Ключевые слова: абразивно-экструзионная обработка, рабочая среда.*

### THE INTERACTION OF ABRASIVE GRAINS WITH THE SURFACE OF IMPELLER CHANNELS FOR ABRASIVE-EXTRUSION PROCESSING

N. S. Terjaev, L. P. Syisoeva, A. S. Sysoev

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: teryaev-kmz@mail.ru

*The paper describes interaction of abrasive grains with the surface of the impeller channels for abrasive-extrusion processing.*

*Keywords: abrasive flow machining, work medium.*

Анализ конструкций летательных аппаратов (ЛА) показывает, что турбины, роторы, крыльчатки, шнеки и другие детали работают в агрессивных средах при больших окружных скоростях и инерционных нагрузках. Дальнейшее увеличение окружных скоростей в

перспективе проектирования новых конструкций ЛА вызывает необходимость применения высокопрочных материалов и повышения требований к физико-химическому состоянию поверхностного слоя. Сложные каналы в деталях формируются в основном лить-



ем и электроэрозионной обработкой, поэтому качество их поверхностей характеризуется повышенной шероховатостью ( $R_a = 20 \dots 40$  мкм), большой глубиной термически измененного слоя (глубина дефектного слоя достигает 1,2 мм), низким сопротивлением усталости и высокими остаточными напряжениями. Объектом исследования была выбрана крыльчатка (рис. 1), деталь турбокомпрессорного агрегата ЖРД.

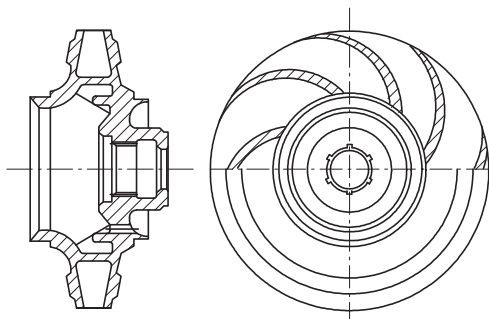


Рис. 1. Крыльчатка

В качестве инструмента для абразивно-экструзионной обработки (АЭО) используется вязкоупругий полимерный материал, равномерно наполненный абразивными зёрнами с добавлением пластификаторов и модификаторов, позволяющих варьировать свойства рабочей среды (РС) в зависимости от условий обработки и требований к размерной точности обрабатываемой поверхности и качеству поверхностного слоя.

Процесс съема металла с поверхности АЭО аналогичен другим видам абразивной обработки (резание, оттеснение, пластическая деформация) и осуществляется единичным абразивным зерном, закрепленным в полимерной матрице [1]. Интенсивность и характер протекания процесса зависят от механических (материал, форма и зернистость абразива, высота микронеровностей поверхности), физико-химических свойств контактирующих тел и режимов обработки. Эти параметры обуславливают характер взаимодействия активного абразивного зерна с обрабатываемой поверхностью в зоне контакта. Взаимодействие «металл – абразивное зерно» реализуется в отдельных друг от друга зонах фактического контакта обрабатываемой детали и РС (рис. 2). Для детали эти зоны представлены микронеровностями поверхностного слоя, для РС – микровыступами абразивных зёрен [2].

Под действием тангенциальной силы  $P_z = \sigma_c S_z$ , вызванной перепадом давления на входе в канал и выходе из него, происходит перемещение зерна, а силой  $P_y = \sigma_c S_y$ , появление которой обусловлено напряженно-деформированным состоянием РС, зерно вдавливаются в поверхность.

Здесь  $S_z$  и  $S_y$  – проекции поверхности контакта на плоскости, нормальной к вектору скорости зерна и касательной к деформируемой поверхности соответственно;  $\sigma_c$  – среднее напряжение стружкообразования, упрощенно и с учетом твердости материала  $\sigma_c \sim 1,23$  НВ. Результирующий вектор силы направлен под углом к обрабатываемой поверхности:

$$\bar{P} = \int_s dS,$$

где  $S$  – поверхность контакта зерна с металлом;  $dS$  – векторный элемент поверхности в точке контакта.

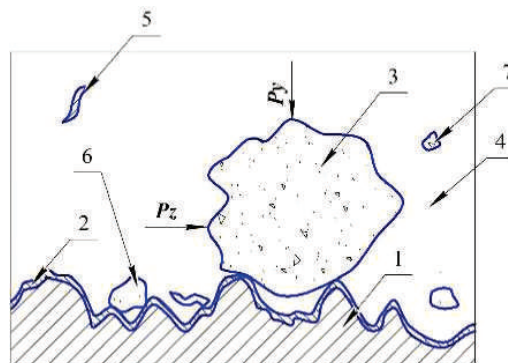


Рис. 2. Контактные взаимодействия единичного абразивного зерна с поверхностью лопатки: 1 – микровыступ лопатки; 2 – окисленный слой; 3 – абразивное зерно; 4 – полимерная основа РС; 5 – стружка; 6 – мелкое абразивное зерно; 7 – осколки

При абразивно-экструзионной обработке поверхности с произвольно направленной шероховатостью сначала металл оттесняется, а затем он срезается активным абразивным зерном [2]. Для начала стружкообразования необходимо достигнуть определенных значений сил [1]:

$$P_y = \sigma_c S_{y0} \mu_y,$$

$$\mu_y = 1 + \frac{h}{h+h_2} \delta,$$

$$P_z = \sigma_c S_{z0} \mu_z,$$

$$\mu_z = 1 + \frac{\pi}{2} \frac{h+h_2}{h+2h_2} \delta,$$

где  $S_{y0}$ ,  $S_{z0}$  – сечения микродавления и микрорезания при отсутствии выдавливания металла;  $\mu_y$ ,  $\mu_z$  – функции пластического оттеснения металла, принятые для условия резания усеченным конусом с высотой износа вершины  $h_2$ ;  $\delta$  – безразмерный параметр пластичности,  $\delta = h_2/h$  (рис. 3).

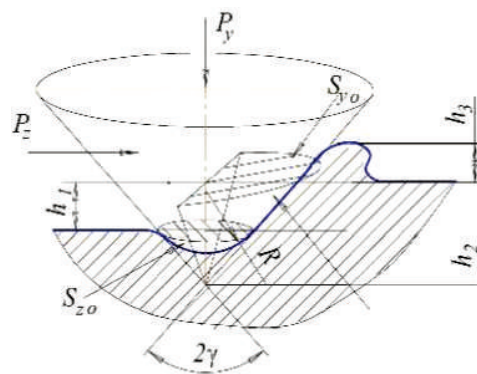


Рис. 3. Взаимодействие единичного абразивного зерна при микрорезании конусом с усеченной вершиной

Предложенная модель позволяет определить значения сил, действующих в зоне контакта единичного абразивного зерна с обрабатываемой поверхностью и необходимых для начала процесса микрорезания, приняв в качестве режущего микровыступа зерна конус с усеченной вершиной. При этом учитывают, что на силы резания влияют геометрические характеристики абразивного зерна, зависящие от его вида и зернистости.

#### Библиографические ссылки

1. Сысоев С. К., Сысоев А. С. Экструзионное хонингование деталей летательных аппаратов: теория, исследования, практика : монография / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2005. 220 с.

2. Левко В. А. Абразивно-экструзионная обработка: современный уровень и теоретические основы процесса : монография / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2007.

#### References

1. Syisoev S. K., Syisoev A. S. Ekstruzionnoe honingovanie detaley letatelnyih apparatov: teoriya, issledovaniya, praktika [Extrusion honing aircraft details: theory, research, practice] / Sib. gos. aerokosmich. un-t. Krasnoyarsk, 2005. 220 p.

2. Levko V. A. Abrasive-extrusion processing: state of the art and theoretical basis of the process : monograph / Sib. gos. aerokosmich. un-t. Krasnoyarsk, 2007.

© Теряев Н. С., Сысоева Л. П., Сысоев А. С., 2016

УДК 629.78

### РАЗРАБОТКА ТЕХНИЧЕСКИХ РЕШЕНИЙ ПЛАТФОРМЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДЛЯ СИСТЕМЫ ПЕРСОНАЛЬНОЙ ПОДВИЖНОЙ СПУТНИКОВОЙ СВЯЗИ В ИНТЕРЕСАХ ШАНХАЙСКОЙ ОРГАНИЗАЦИИ СОТРУДНИЧЕСТВА\*

В. И. Халиманович, А. В. Кузовников, С. В. Единосык, А. В. Яковлев, С. А. Кузнецов

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва»  
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52  
E-mail: okg2000@mail.ru

*Разработаны технические решения платформы КА для персональной подвижной спутниковой связи в интересах Шанхайской организации сотрудничества, которая обеспечит организацию каналов связи на территориях, где создание сотовых сетей не является экономически эффективным.*

*Ключевые слова: персональная подвижная спутниковая связь, региональная спутниковая система, геостационарная орбита, автоматические космические аппараты.*

### DEVELOPING TECHNICAL SOLUTIONS OF SPACECRAFT PLATFORM FOR PERSONAL MOBILE SATELLITE COMMUNICATION SYSTEMS FOR THE SHANGHAI COOPERATION ORGANIZATION

V. Khalimanovich, A. Kuzovnikov, S. Edinosyak, A. Yakovlev, S. Kuznetsov

JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems  
52, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation  
E-mail: okg2000@mail.ru

*The research demonstrates spacecraft platform technical solutions for personal mobile satellite communication systems for the Shanghai cooperation organization and the platform is aimed to provide communicational services for the areas where cellular networks establishing is not economically efficient.*

*Keywords: personal satellite communications, regional satellite system, geostationary orbit, automatic spacecraft.*

В настоящее время АО «ИСС» разрабатывает комплексный научно-технический проект системы региональной персональной подвижной спутниковой связи (СППСС) в интересах стран-участниц Шанхайской организации сотрудничества (ШОС), которая должна обеспечить организацию каналов связи в интересах государственных, коммерческих организаций и физических лиц на территориях, где создание проводных

или сотовых сетей является экономически неэффективным [1]. Актуальность создания спутниковой системы определяется:

– отсутствием отечественной универсальной и высокопроизводительной системы мобильной связи, обеспечивающей предоставление сервисов связи на всей территории РФ и территории стран-участниц ШОС в интересах различных групп потребителей;

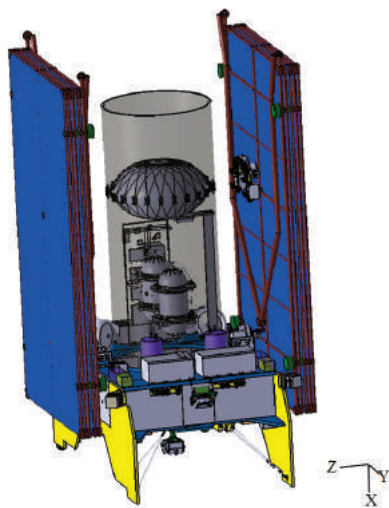
\*Работа выполняется при поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации, Соглашение № 14.585.21.0003, идентификатор проекта RFMEFI58514X0003.

– необходимостью обеспечения информационной независимости РФ в среднесрочной и долгосрочной перспективе;

– необходимостью создания новых сервисов связи, в том числе в северных и труднодоступных районах РФ и стран-участниц ШОС, в интересах обеспечения безопасности и социально-экономического развития территорий.

На третьем этапе выполнена разработка электронной 3D-модели платформы КА (см. рисунок) и проведен её анализ для обоснования планируемого уровня энергопотребления КА и массогабаритных характеристик ПН КА, разработаны технические решения построения бортового ретрансляционного комплекса (БРК) КА и бортового комплекса управления (БКУ) КА.

В результате проведенных исследований разработана электронная 3D-модель платформы КА [2], включая 3D-модели приборов [3], проведен анализ разработанной электронной 3D-модели платформы КА, включающий обоснование планируемого уровня энергопотребления КА и массогабаритных характеристик полезной нагрузки КА, составлено описание технических решений построения БРК КА и БКУ КА.



3D-модель платформы КА

Областью применения результатов является проектирование платформ КА, бортовых ретрансляционных комплексов КА и бортового комплекса управления КА.

Результаты исследования позволят разработать технологии и отдельные технические решения для создания СППСС, описать принципы работы системы, её состав и основные характеристики, в том числе характеристики отдельных элементов системы, а также позволят разработать техническое задание на ОКР по проектированию связанного космического аппарата на геостационарной орбите.

Проект реализуется в рамках Стратегической программы исследований технологической плат-

формы «Национальная информационная спутниковая система».

#### Библиографические ссылки

1. Разработка системы персональной подвижной спутниковой связи для Шанхайской организации сотрудничества / В. И. Халиманович, А. В. Кузовников, С. В. Единосык и др. // Материалы XVIII Междунар. науч. конф., посвящ. 90-летию со дня рождения генер. конструктора ракет.-космич. систем акад. М. Ф. Решетнева (11–14 нояб. 2014, г. Красноярск). Красноярск, 2014. Ч. 1. С. 202–203.

2. Платформа «ЭКСПРЕСС-2000». Проектное описание. 795-NT-43000-ISS-00019.

3. Определение ключевых элементов и проблемных вопросов технической реализации перспективных проектов по созданию космических платформ КА связи, вещания и ретрансляции. Разработка предложений по проектному облику и оценке достижимых ТТХ базовых космических платформ основных размерностей с привязкой к областям их применения : научно-технический отчет ОНТ 110-7823-13. Шифр темы: НИР «Платформа-ISS». Составная часть НИР «Магистраль» (Задел-Матрица). Этап 2 календарного плана договора № (249-1035-2011)-1036/85-2012 от 10.01.2012. (п. 2.3.4, 2.3.5 Технического задания).

#### References

1. Khalimanovich V. I., Kuzovnikov A. V., Edinosyak S. V. et al. Razrabotka sistemy personal'noy podvizhnoy sputnikovoy svyazi dlya Shankhayskoy organizatsii sotrudnichestva [Development of personal mobile satellite for the Shanghai Cooperation Organization] // XVIII Mezhdunarodnaya nauchnaya konferentsiya, posvyashchennaya 90-letiyu so dnya rozhdeniya general'nogo konstruktora raketno-kosmicheskikh sistem akad. M. F. Reshetneva. Krasnoyarsk, 2014. P. 202–203.

2. “Ekspress-2000” platform. Project description. 795-NT-43000-ISS-00019.

3. ONT 110-7823-13. Definition of key elements and problematic issues of technical implementation of advanced projects of satellite platforms for communication, broadcast and relay purpose. Preliminary development of project design and assessment of possible performance characteristics of basic satellite platforms with regard to their purpose. [Opredelenie klyuchevykh elementov i problemnykh voprosov tekhnicheskoy realizatsii perspektivnykh projektov po sozdaniyu kosmicheskikh platform KA svyazi, veshchaniya i retranslyatsii. Razrabotka predlozheniy po proektnomu obliku i otsenka dostizhimykh TTKh bazovykh kosmicheskikh platform osnovnykh razmernostey s privyazkoy k oblastyam ikh primeneniya]. Scientific research “Platforma-ISS” incl. scientific research “Magistral”. Stage 2 of contract № (249-1035-2011)-1036/85-2012.

© Халиманович В. И., Кузовников А. В., Единосык С. В., Яковлев А. В., Кузнецов С. А., 2016

УДК [629.042:629.783]

## ЛОКАЛЬНОЕ ДЕФОРМИРОВАНИЕ СЕТЧАТОЙ ЦИЛИНДРИЧЕСКОЙ ОБОЛОЧКИ В ЗОНЕ УСТАНОВКИ КОМПОЗИТНОГО БАКА ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ\*

А. А. Хахленкова\*, А. В. Шатов

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
\*E-mail: SparkleA@yandex.ru

*Рассматривается способ уменьшения локальных деформаций силовой конструкции космического аппарата в зоне установки композитного бака высокого давления при воздействии боковой перегрузки.*

*Ключевые слова: конечно-элементное моделирование, сетчатая цилиндрическая оболочка, композитный бак высокого давления, силовая конструкция космического аппарата.*

## LOCAL STRAINING OF LATTICE CYLINDRICAL SHELL IN LOCATION AREA OF HIGH-PRESSURE COMPOSITE TANK

A. A. Khakhlenkova\*, A. V. Shatov

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Ave., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
\*E-mail: SparkleA@yandex.ru

*The research considers the way reducing local deformations of a spacecraft load-bearing unit in the zone where a high-pressure composite tank of high pressure attackable by a side overload is installed.*

*Keywords: finite-element modelling, lattice cylindrical shell, high-pressure composite tank, load-bearing unit of spacecraft.*

Многие годы композитные сетчатые оболочки, обладающие высокой удельной прочностью и жесткостью, находят применение в ракетной и космической технике [1–3]. В последнее время композитные сетчатые цилиндрические оболочки широко применяются в качестве корпусов КА. Сетчатая оболочка является несущей (силовой) конструкцией, к которой присоединяются приборы и механизмы КА. Внутри силовой конструкции КА тяжелого класса с помощью вантовой конструкции закреплен один из основных элементов его двигательной установки – композитный бак высокого давления (рис. 1). Основное назначение бака – хранение ксенона массой не менее 350 кг, при этом масса самой конструкции бака не превышает 38 кг [4].

Известно, что при выведении на орбиту космический аппарат испытывает значительные продольные и боковые перегрузки. Восприятие механических нагрузок осуществляется его силовой конструкцией, основным элементом которой и является сетчатая цилиндрическая оболочка. Поэтому особый интерес представляет анализ сетчатой оболочки в местах размещения различного оборудования, и, в частности, в зоне установки бака.

Для анализа локального деформирования сетчатой конструкции в зоне установки бака была создана ко-

нечно-элементная модель (КЭМ) [5], которая представляет собой пространственную раму из набора двухузловых элементов типа BEAM (рис. 2). Конструкция бака, включая полную заправку ксеноном (388 кг), имитировалась как жесткий элемент типа RIGID, имеющий в центральном узле элемент типа MASS. Соединение бака с сетчатой оболочкой осуществлялось с помощью набора элементов типа BEAM, причем в этих элементах было задано предварительное натяжение величиной от 500 до 1 000 Н.

Нагружение КЭМ боковой перегрузкой показывает, что в зоне крепления бака присутствуют значительные локальные прогибы (рис. 3). Уменьшение этих прогибов будет способствовать повышению местной прочности сетчатой оболочки. Усилить зону установки бака можно, например, путем добавления некоторого набора кольцевых ребер. Участок сетчатой оболочки без усиления и схемы усиления представлены на рис. 4.

В таблице приведены значения прогибов сетчатой конструкции в зоне установки бака от действия поперечной перегрузки величиной 5g в зависимости от силы натяжения вант и выбранной схемы усиления.

Анализ полученных данных показывает эффективность введения в сетчатую оболочку дополнительных кольцевых ребер в зоне установки бака.

\*Работа поддержана Министерством образования и науки Российской Федерации, уникальный идентификатор проекта RFMEF157414X0082.

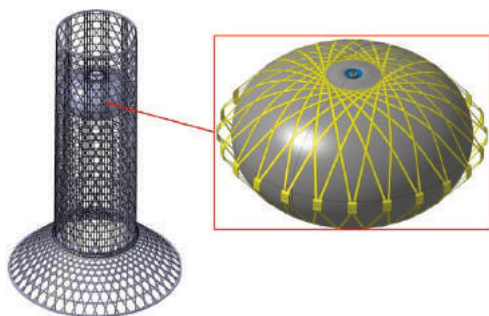


Рис. 1. Размещение бака внутри силовой конструкции корпуса КА

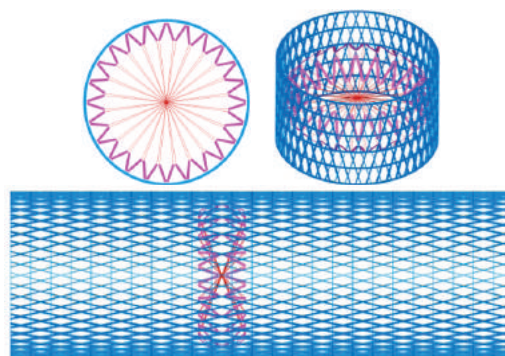


Рис. 2. Конечно-элементная модель бака внутри силовой конструкции корпуса КА

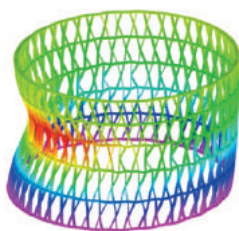


Рис. 3. Локальное деформирование сетчатой оболочки в зоне установки бака

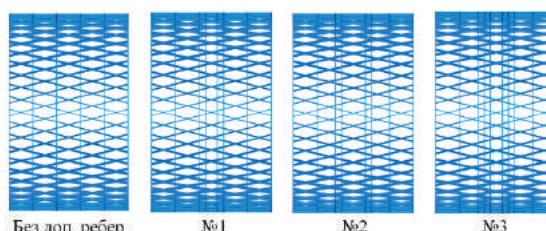


Рис. 4. Усиление сетчатой конструкции в зоне максимальных прогибов

**Значения прогибов сетчатой оболочки в зоне установки бака**

Усилие натяжения вант, Н	Максимальный прогиб в зоне размещения бака, мм			
	Без дополнительных кольцевых ребер	Дополнительные ребра по схеме № 1	Дополнительные ребра по схеме № 2	Дополнительные ребра по схеме № 3
500	3,13	2,89	3,01	2,86
600	3,17	2,91	3,04	2,87
700	3,22	2,93	3,07	2,89
800	3,26	2,95	3,10	2,91
900	3,30	2,97	3,13	2,92
1000	3,34	2,99	3,16	2,94

Представленные результаты могут применяться при проектировании сетчатых конструкций для космической отрасли.

**Библиографические ссылки**

1. Vasiliev V., Barynin V., Rasin A. Anisogrid lattice structures – survey of development and application // *Composite Structures*. 2001. Vol. 54. P. 361–370.
2. Vasiliev V., Razin A. Anisogrid composite lattice structures for spacecraft and aircraft applications // *Composite Structures*, 2006. Vol. 76. P. 182–189.
3. Анизогридные композитные сетчатые конструкции – разработка и приложение к космической технике / В. В. Васильев, В. А. Барынин, А. Ф. Разин и др. // *Композиты и наноструктуры*. 2009. № 3. С. 38–50.
4. Синьковский Ф. К. Опыт наземной экспериментальной отработки композитного бака высокого давления для космического аппарата // *Вопросы оборонной техники*. 2014. № 3 (174). С. 56–62.
5. Рычков С. П. Моделирование конструкций в среде Femap with NX Nastran. М. : ДМК Пресс, 2013. 784 с.

**References**

1. Vasiliev V., Barynin V., Rasin A. Anisogrid lattice structures – survey of development and application // *Composite Structures*. 2001. Vol. 54. P. 361–370.
2. Vasiliev V., Razin A. Anisogrid composite lattice structures for spacecraft and aircraft applications // *Composite Structures*. 2006. Vol. 76. P. 182–189.
3. Vasiliev V. V., Barynin V. A., Rasin A. F. [Anisogrid composite lattice structures – development and space applications] // *Kompozity i nanostruktury*. 2009. № 3. P. 38–50 (In Russ).
4. Sin'kovskiy F. K. [Experience of land experimental testing of a high-pressure composite tank for the spacecraft] // *Voprosy oboronnoy tekhniki*. 2014. № 3 (174). P. 56–62. (In Russ.)
5. Rychkov S. P. *Modelirovanie konstrukcij v srede Femap with NX Nastran* [Structure simulation in Femap with NX Nastran sphere]. Moscow : DMK Press, 2013. 784 p.

УДК [629.042:539.383]

## ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОСЕСИММЕТРИЧНОГО ДЕФОРМИРОВАНИЯ СЕТЧАТОЙ ЦИЛИНДРИЧЕСКОЙ ОБОЛОЧКИ, НАГРУЖЕННОЙ ОСЕВЫМ СЖИМАЮЩИМ УСИЛИЕМ\*

А. В. Шатов\*, А. А. Хахленкова

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

\*E-mail: Shatov100@gmail.com

*Решена задача осесимметричного деформирования консольного сетчатого цилиндрического корпуса космического аппарата. Этот корпус через жесткое кольцо, прикрепленное к его краю, нагружается равномерным сжимающим усилием. Получена формула, позволяющая определить осевое перемещение жесткого кольца, прикрепленного к краю сетчатой цилиндрической оболочки и нагруженного сжимающим усилием.*

*Ключевые слова: осесимметричное деформирование, сетчатая цилиндрическая оболочка, силовая конструкция космического аппарата.*

### AXISYMMETRIC DEFORMATION OF THE COMPOSITE LATTICE CYLINDRICAL SHELL UNDER AXIAL COMPRESSION

A. V. Shatov\*, A. A. Khakhlenkova

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation

\*E-mail: Shatov100@gmail.com

*The paper analyses axial deformability of filament-wound composite anisogrid lattice tubular body of the spacecraft subjected to compressive loading. The axial compressive load is applied to the lattice cylinder through the rigid ring attached to its end. An analytical formula providing the value of the axial deformation of the rigid ring and assessment of the shell's axial stiffness is derived.*

*Keywords: axisymmetric deformation, lattice cylindrical shell, load-bearing unit of spacecraft.*

В последнее время композитные сетчатые цилиндрические оболочки широко используются в качестве несущих корпусов космических аппаратов [1; 2]. К внешней поверхности такого сетчатого корпуса крепится коробчатая конструкция, состоящая из трехслойных панелей. На панелях располагаются приборы, антенны и солнечные батареи. Во внутреннем пространстве сетчатого цилиндрического корпуса могут находиться топливный бак и двигатель космического аппарата.

Сетчатый цилиндрический корпус космического аппарата испытывает действие значительных сжимающих нагрузок. Эти нагрузки появляются при выведении космического аппарата на орбиту. Исследование продольного деформирования сетчатого корпуса является важным этапом его проектирования. Поэтому на этапе эскизного проектирования несущего корпуса желательно иметь аналитическую формулу, которая позволит быстро и надежно оценивать жесткость конструкции в осевом направлении.

В работе решена задача об осесимметричном деформировании консольной сетчатой цилиндрической оболочки, нагруженной сжимающим усилием. Нагружение осуществляется через абсолютно жесткий шпангоут, расположенный на незакрепленном краю оболочки. Для решения задачи была использована континуальная модель сетчатой оболочки.

Деформирование оболочки несущего корпуса космического аппарата описывалось уравнениями классической теории ортотропных цилиндрических оболочек. Получена формула (1), с помощью которой можно определить перемещение шпангоута и тем самым дать оценку продольной жесткости консольной сетчатой цилиндрической оболочки.

$$U = -\frac{Nl}{B_{11}} \left[ 1 + \frac{B_{12}^2}{B} (1+W) \right]. \quad (1)$$

Здесь

$$B = B_{11}B_{22} - B_{12}^2, \quad (2)$$

$$W = -\frac{4rt}{r^2 + t^2} \frac{\cosh r - \cos t}{t \sinh r + r \sin t}, \quad (3)$$

где

$$r = \sqrt{\frac{q^2 - p^2}{2}}, \quad t = \sqrt{\frac{q^2 + p^2}{2}}, \quad (4)$$

$$p^2 = \frac{Nl^2}{2D_{11}}, \quad q^4 = \frac{Bl^4}{B_{11}D_{11}R^2}. \quad (5)$$

Таким образом, определение осевого перемещения верхнего шпангоута рассматриваемой оболочки сводится к непосредственному расчету с помощью формулы (1).

\*Работа поддержана Министерством образования и науки Российской Федерации, уникальный идентификатор проекта RFMEF157414X0082.

Перемещение  $U$  зависит от усилия  $N$ , радиуса оболочки  $R$ , длины  $l$ , мембранных жесткостей  $B_{11}, B_{12}, B_{22}$  и изгибной жесткости  $D_{11}$ . В рамках континуальной модели сетчатой оболочки [3; 4] жесткости  $B_{11}, B_{12}, B_{22}, D_{11}$  определяются следующим образом:

$$B_{11} = A_{11}h, B_{12} = A_{12}h, B_{22} = A_{22}h, D_{11} = A_{11} \frac{h^3}{12}. \quad (6)$$

Здесь

$$A_{11} = 2\bar{E}_s \cos^4 \varphi, A_{12} = 2\bar{E}_s \cos^2 \varphi \sin^2 \varphi, \\ A_{22} = 2\bar{E}_s \sin^4 \varphi + \bar{E}_r, \bar{E}_s = E_s \frac{\delta_s}{a_s}, \bar{E}_r = E_r \frac{\delta_r}{a_r}. \quad (7)$$

В уравнениях (6) и (7) параметрами, характеризующими сетчатую структуру оболочки (рис. 1), являются: угол наклона спиральных ребер  $\varphi$ , число спиральных ребер одного направления  $n_s$ , высота ребер  $h$ , ширина спиральных ребер  $\delta_s$ , ширина кольцевых ребер  $\delta_r$ , расстояние между спиральными ребрами  $a_s$ , расстояние между кольцевыми ребрами  $a_r$ , модуль упругости материала спиральных ребер  $E_s$ , модуль упругости материала кольцевых ребер  $E_r$ .

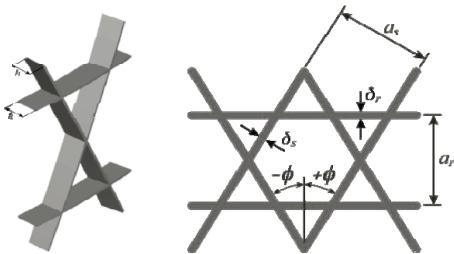


Рис. 1. Параметры, характеризующие сетчатую структуру

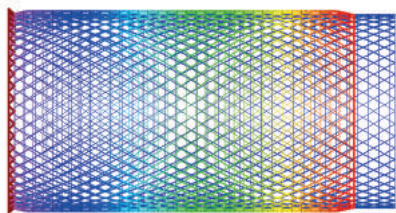


Рис. 2. Характерная форма деформирования оболочки ( $l = 2m, n_s = 48, \varphi = 30^\circ$ )

Эффективность формулы (1) была успешно подтверждена с помощью метода конечных элементов. Максимальная относительная погрешность между значениями, полученными с помощью формулы (1), и конечно-элементным решением не превышает 2 %. Конечно-элементный анализ проводился с использованием пакета MSC Nastran [5].

Характерная форма деформирования оболочки ( $l = 2m, n_s = 48, \varphi = 30^\circ$ ) показана на рис. 2.

#### Библиографические ссылки

1. Анизогридные композитные сетчатые конструкции – разработка и приложение к космической технике / В. В. Васильев, В. А. Барынин, А. Ф. Разин и др. // Композиты и наноструктуры. 2009. № 3. С. 38–50.
2. Vasiliev V., Barynin V., Rasin A. Anisogrid lattice structures – survey of development and application // Composite Structures. 2001. Vol. 54. P. 361–370.
3. Vasiliev V. V. Mechanics of composite structures. Washington : Taylor & Francis, 1993.
4. Vasiliev V. V., Morozov E. V. Advanced mechanics of composite materials and structural elements. Amsterdam : Elsevier, 2013.
5. Рычков С. П. Моделирование конструкций в среде Femap with NX Nastran. М. : ДМК Пресс, 2013. 784 с.

#### References

1. Vasil'ev V. V., Barynin V. A., Rasin A. F. [Anisogrid composite lattice constructions – development and application in space technology] // Kompozity i nanostruktury. 2009. № 3. P. 38–50. (In Russ.)
2. Vasiliev V., Barynin V., Rasin A. Anisogrid lattice structures – survey of development and application. Composite Structures. 2001. Vol. 54. P. 361–370.
3. Vasiliev V. V. Mechanics of composite structures. Washington : Taylor & Francis, 1993.
4. Vasiliev V. V., Morozov E. V. Advanced mechanics of composite materials and structural elements. Amsterdam : Elsevier, 2013.
5. Rychkov S. P. Modelirovanie konstrukcij v srede Femap with NX Nastran [Structure simulation in Femap with NX Nastran sphere]. М. : ДМК Press, 2013. 784 p.

© Шатов А. В., Хахленкова А. А., 2016

УДК 629.78.01:620.22-419

### ОСНОВНЫЕ ОСОБЕННОСТИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ КОНСТРУКЦИЙ С ПРИМЕНЕНИЕМ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

А. К. Шатов, Д. В. Орлов

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва  
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52  
E-mail: swindler33@mail.ru

Исследованы и поэтапно приведены методы проектирования конструкций с применением КМ с учетом временных, температурных и других факторов.

Ключевые слова: композиционные материалы, методы проектирования.

## THE MAIN FEATURES OF THE DESIGN OF STRUCTURES USING COMPOSITE MATERIALS

A. K. Shatrov, D. V. Orlov

JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems  
52, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation  
E-mail: swindler33@mail.ru

*The research demonstrates methods of designing structures using the composite materials at the given the time, temperature, and other factors.*

*Keywords: composite materials, design methods.*

Разработка инженерных методов расчета долговечности и прочности элементов конструкций из КМ с учетом временных, температурных и других факторов еще далека от завершения. Проводимые в нашей стране и за рубежом многочисленные исследования элементов конструкции из КМ часто носят разрозненный характер, методика исследования разнообразна и не всегда обоснована. Поэтому опубликованные результаты и рекомендации часто трудносопоставимы, а иногда противоречивы.

Потенциальные возможности КМ гораздо выше возможностей традиционных материалов. Наглядными показателями весовой эффективности материалов являются удельные механические характеристики, например, удельная прочность (отношение предела прочности  $\sigma$  к плотности материала  $\rho$ ) и удельный модуль упругости (отношение модулей упругости  $E$  и  $G$  к плотности  $\rho$ ) [1].

На первом этапе проектирования задаются геометрия конструкции и технические требования к материалу и элементам конструкции: величины, направления и характер действующих нагрузок, температура и другие специальные требования. Исходя из этих данных, выбирают тип КМ (углепластик, органо-пластик, гетероволоконный материал и т. п.), предполагаемый метод изготовления из него конструкции заданной геометрии (формование, намотка и т. п.) и формулируют требования к материалу по технологичности. Выбор типа КМ позволяет в первом приближении по справочным данным или расчетным путем определить значения физико-механических характеристик однонаправленного слоя КМ, таких как плотность, модуль упругости, прочность, теплофизические, специальные свойства и т. д. После этого с учетом свойств выбранного материала, величин и направлений действия на элемент конструкции нагрузок предварительно определяются суммарная толщина слоев, направление ориентации в них волокон и способ соединения деталей в узлы (клеевое, механическое, комбинированное) [2].

На втором этапе производится уточнение требований к материалу монослоя КМ и назначение предварительных требований к соединению элементов конструкции (несущая способность и ее изменение в процессе эксплуатации), исходя из выбранной схемы армирования, типа соединения и технических требований, предъявляемых к конструкции. При этом учитываются изменения свойств монослоя в КМ и характеристик соединения элементов конструкции под влиянием таких факторов, как температура, среда и другие специальные воздействия. С учетом характера нагружения и вида напряженного состояния, воздей-

ствующего на монослой в КМ, используя уравнения микромеханики композитов, задают такие параметры, как степень армирования, пористость, прочность сцепления волокон с матрицей, упругопрочностные характеристики волокон и матрицы. Исходя из этих параметров, определяются: для армирующих волокон – вид поверхностной обработки, характеристика поверхности, текстильная форма наполнителя; для полимерного связующего – вязкость, скорость отверждения, жизнеспособность и т. д. При этом устанавливаются некоторые параметры технологического процесса формования, такие как давление, температура и время термообработки, обеспечивающие получение материала с необходимым соотношением компонентов и термостабильностью. На этом же этапе задаются характеристики поверхности соединяемых деталей, их конструктивные особенности, а также назначаются методы контроля качества материала и соединения. При этом следует уделять большое внимание неразрушающим методам (НМК) качества КМ и деталей на их основе как наиболее удобным и перспективным [3–4].

Третий этап проектирования предусматривает уточнение схемы армирования с учетом реальной толщины монослоя: ориентацию и количество слоев, их расположение по толщине материала. В последнем случае учитывается требование симметрии ориентации слоев относительно средней плоскости во избежание короблений вследствие термических напряжений. Уточняются конструктивные размеры и технологические параметры сборки соединяемых элементов конструкции с учетом напряжений, вызванных усадкой и разностью коэффициентов термического расширения материалов соединяемых деталей при сборке и в процессе эксплуатации. После уточнения схемы армирования и геометрических размеров (сечений) конструкции проводится расчет напряжений коэффициентов запаса прочности [5]. Если коэффициенты запаса прочности по некоторым элементам избыточны (недостаточны) или имеет место стремление снизить массу конструкции, изменить частотные характеристики отдельных узлов и агрегатов, прибегают к уточнению схемы армирования. Уточнение можно проводить, меняя количество слоев, их взаимную ориентацию, заменяя материал отдельных слоев композита на другой, с более подходящими характеристиками. В последнем случае осуществляется переход к гетероволоконному композиту. Так, например, в целях повышения ударной вязкости материала часть углеродных и борных волокон можно заменить на органические и стеклянные: в целях повышения модуля упругости и предела выносливости



материала, наоборот, часть органических и стеклянных волокон заменяют высокомодульными углеродными или борными волокнами [6]. Так же поступают при необходимости повысить жесткость какого-либо элемента конструкции на кручение, заменяя волокна в перекрестно-армированных слоях ( $\pm 45^\circ$ ) на более высокомодульные. После уточнения проводят проверочный расчет конструкции и определяют коэффициенты запаса по прочности и жесткости.

Поэтапное рассмотрение процесса проектирования показывает, что материал и конструкция создаются одновременно, поэтому для успешного проектирования на всех этапах необходимо тесное взаимодействие расчетчиков, конструкторов, материаловедов и технологов.

#### Библиографические ссылки

1. Тамуж В. П. Советско-американский симпозиум «Разрушение композитных материалов». 1979. № 1. С. 169–175.
2. Тамуж В. П., Терес Г. А. Проблемы механики композитных материалов // Механика композитных материалов. 1979. № 1. С. 34–35.
3. Брызгалин Г. И., Копейкин С. Д. О многоцелевом проектировании волокнистых композитных материалов // Механика композитных материалов. 1980. № 3. С. 404–408.

4. Болотин В. В., Новиков Ю. Н. Механика многослойных конструкций. М.: Машиностроение, 1980.
5. Болотин В. В. Плоская задача теории упругости для деталей из армированных материалов // Расчеты на прочность. 1966. Вып. 12. С. 3–31.
6. Туманов А. Т. Авиационные материалы. 6-е изд. Т. 7, ч. 1. ОНТИ. М., 1976.

#### References

1. Tamuzs V. P. the Soviet-American Symposium «Fracture of composite materials» Fracture of composite materials». 1979. № 1. P. 169–175;
2. Tamuzs V. P., Teres G. A. problems of mechanics of composite materials // Mechanics of composite materials. 1979. № 1. P. 34–35.
3. Bryzgalin G. I., Kopeikin S. D. About the multipurpose design of fibrous composite materials // Mechanics of composite materials. 1980. № 3. P. 404–408.
4. Bolotin V. V., Novikov Yu. N. Mechanics of multilayered constructions. M.: Engineering, 1980.
5. Bolotin V. V. the plane problem of elasticity theory for parts made of reinforced materials // Strength calculations. 1966. Вып. 12. P. 3–31.
6. Tumanov A. T. member. Q USSR Academy of sciences. Aviation materials. T. 7, part 1. 6-th ed. ONTI. M., 1976.

© Шатров А. К., Орлов Д. В., 2016

УДК 621.01

## АЛГОРИТМ ПРОЕКТИРОВАНИЯ МЕХАНИЗМОВ ПАРАЛЛЕЛЬНОЙ СТРУКТУРЫ

В. О. Шевчугов, С. А. Зоммер, Д. А. Климовский

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: Klinsky92@yandex.ru

*Новое поколение технологического оборудования на основе механизмов параллельной структуры является мощным стимулом для интенсивного развития машиностроения, робототехники и станкостроения. При проектировании нового механизма всегда возникает вопрос: с чего начать и что делать дальше? В работе рассматривается возможный алгоритм проектирования механизмов параллельной структуры.*

*Ключевые слова: механизм параллельной структуры, проектирование механизмов.*

## ALGORITHM OF DESIGNING PARALLEL KINEMATIC MACHINE

V. O. Shevchugov, S. A. Zommer, D. A. Klimovskiy

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: Klinsky92@yandex.ru

*The new generation of process equipment based on parallel kinematic machines is a powerful incentive for intensive development of mechanical engineering, robotics and machine tools. When designing a new mechanism the question always arises: where to start and what to do next? The paper presents a possible algorithm for the design of parallel kinematic machine.*

*Keywords: parallel kinematic machine, design of mechanism*

Для современного машиностроения, особенно в области самолетостроения и ракетостроения, характерно применение методов сверхскоростной обработки деталей за одну установку на эффективном высокопроизводительном технологическом оборудовании.

При этом постоянно повышается сложность геометрической формы деталей, повышаются требования к точности сопряженных поверхностей, к работоспособности деталей машин в условиях возрастания эксплуатационных скоростей и нагрузок.



Станки с гексаподом (слева) и триподом (справа)

Разработка нового поколения технологического оборудования на основе механизмов параллельной структуры (МПС) является мощным стимулом для интенсивного развития соответствующих научных направлений в машиноведении, робототехнике и станкостроении. В настоящее время в промышленности функционирует множество разнообразных конструкций МПС на основе механизмов со звеньями постоянной и переменной длины. Опыт практического применения транспортирующих роботов на основе МПС показывает, что наряду с большей маневренностью, повышенной грузоподъемностью и точностью позиционирования такие устройства являются значительно более жесткими и надежными, чем манипуляторы последовательной структуры [1].

Класс оборудования параллельной структуры представляют собой станки, у которых все координаты связаны, а перемещение по любой одной координате требует одновременного согласованного изменения всех других. Отличительной особенностью таких станков является связь посредством шарнирных штанг узла, на котором установлена обрабатываемая деталь, с узлом, несущим инструмент, причем требуемая траектория перемещения инструмента относительно детали достигается согласованным изменением либо длин этих штанг, либо угловых и линейных положений штанг постоянной длины [2].

В настоящее время параллельные механизмы используются в различных областях: подвижные симуляторы и параллельные манипуляторы, наноманипуляторы и микроманипуляторы – от широко известной платформы Стюарта до Дельта-робота и робота «Живой глаз» [3]. Возможные конструкции обрабатывающего оборудования на основе механизмов параллельной структуры типа «Гексапод» и «Трипод» приведены на рисунке.

Были рассмотрены работы различных исследователей МПС, как отечественных, так и зарубежных [2–6]. Однако рассмотренное оборудование характеризуется слишком широким спектром конструктивных исполнений. Процесс его проектирования базируется главным образом на опыте и интуиции разработчиков. Традиции проектирования еще не сформировались [6]. Поэтому для решения вопроса последовательности проектирования таких механизмов предлагается следующий алгоритм:

1. Определить назначение механизма, требования к точности, особенности использования, требуемые характеристики (Определяется техническим заданием).
2. Выбрать структурную схему механизма. Проверить механизм на жесткость и отсутствие избыточных кинематических связей.
3. Определение рабочего пространства механизма (зависимость размеров звеньев от требуемого пространства перемещения).
4. Определение геометрических размеров механизма по заданным условиям эксплуатации.
5. Определение конструкции всех элементов механизма (конструирование элементов крепления, передач, шарниров с определенными размерами).
6. Определение геометрических взаимосвязей механизма, создание математической модели – решение прямой и обратной задачи кинематики (зависимость положения выходного звена от положений управляющих приводов и наоборот).
7. Решение задач движения по траектории (кинематический анализ).
8. Силовой и динамический анализ.
9. Создание системы управления на основе кинематического и динамического анализа.
10. Создание прототипа, отработка управления.
11. Создание действующей модели.

Конечно, некоторые этапы алгоритма могут меняться, уточняться и дополняться в зависимости от типа механизма параллельной структуры, однако уже в таком виде он может помочь неопытным разработчикам определить порядок своих действий.

#### Библиографические ссылки

1. Прогрессивное машиностроительное оборудование : монография / В. В. Ержуков, А. Г. Ивахненко, Е. О. Ивахненко и др. ; под ред. А. В. Киричека. М. : Спектр, 2011. 248 с.
2. Рыбак Л. А., Ержуков В. В., Чичварин А. В. Эффективные методы решения задач кинематики и динамики робота станка параллельной структуры. М. : Физматлит, 2011. 148 с.
3. Кун С., Госселин К. Структурный синтез параллельных механизмов / пер. с англ. Л. А. Рыбак, А. В. Чичварина ; под ред. А. В. Синева. М. : Физматлит, 2012. 276 с.

4. Кузнецов Ю. Н., Дмитриев Д. А., Диневи́ч Г. Е. Компоновки станков с механизмами параллельной структуры / под ред. Ю. Н. Кузнецова. Херсон : ПП Вишемирский В. С., 2010. 471 с.

5. Обрабатывающее оборудование нового поколения. Концепция проектирования / В. Л. Афонин, А. Ф. Крайнев, В. Е. Ковалев и др. ; под ред. В. Л. Афонина. М. : Машиностроение, 2001. 256 с.

6. Бушуев В. В., Хольшев И. Г. Механизмы параллельной структуры в машиностроении // СТИН. 2001. № 1. С. 3–8.

#### References

1. Progressivnoe mashinostroitelnoe oborudovanie. Kollektivnaja monografija / V. V. Erzhukov, A. G. Ivahnenko, E. O. Ivahnenko et al. ; pod red. A. V. Kiricheka. M. : Izdatelskij dom «Spektr», 2011. 248 p.

2. Rybak L. A., Erzhukov V. V., Chichvarin A. V. Effektivnye metody reshenija zadach kinematiki i

dinamiki robota stanaka parallelnoj struktury. M. : Fizmatlit, 2011. 148 p.

3. Kun S., Gosselin K. Strukturnyj sintez parallelnyh mehanizmov / per. s angl. L. A. Rybak, A. V. Chichvarina ; pod. red. A. V. Sineva. M. : Fizmatlit, 2012. 276 p.

4. Kuznecov Ju. N., Dmitriev D. A., Dinevich G. E. Komponovki stankov s mehanizmami parallelnoj struktury / Pod red. Ju. N. Kuznecova. Herson : PP Vishemirskij V. S., 2010. 471 p.

5. Obrabatyvajushhee oborudovanie novogo pokolenija. Konceptija proektirovanija / V. L. Afonin, A. F. Krajnev, V. E. Kovalev et al. ; pod red. V. L. Afonina. M. : Mashinostroenie, 2001. 256 p.

6. Bushuev V. V., Holshev I. G. Mehanizmy parallelnoj struktury v mashinostroenii // STIN. 2001. № 1. P. 3–8.

© Шевчугов В. О., Зоммер С. А., Климовский Д. А., 2016

УДК 621.9.047

### ОСОБЕННОСТИ ЭЛЕКТРОХИМИЧЕСКОЙ РАЗМЕРНОЙ ОБРАБОТКИ ДЕТАЛЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ВРАЩАЮЩИМСЯ КАТОДОМ-ИНСТРУМЕНТОМ

И. Я. Шестаков<sup>1</sup>, М. В. Ворошилова<sup>2</sup>, Д. С. Ворошилов<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

<sup>2</sup>Сибирский федеральный университет  
Российская Федерация, 660025, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 95  
E-mail: aniram1988@yandex.ru

*Представлены результаты исследований электрохимической размерной обработки (ЭХРО) модельного образца тонкостенных крупногабаритных деталей летательных аппаратов. При этом варьируемыми факторами являлись состав, температура электролита, плотность тока.*

*Ключевые слова: электрохимическая обработка, вращающийся катод-инструмент, алюминиевый сплав, электролит, химическое фрезерование.*

### FEATURES OF ELECTROCHEMICAL DIMENSIONAL MACHINING OF THIN-WALLED OVERSIZED AIRCRAFT DETAILS BY ROTATING CATHODE-INSTRUMENT

I. Ya. Shestakov<sup>1</sup>, M. V. Voroshilova<sup>2</sup>, D. S. Voroshilov<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation

<sup>2</sup>Siberian Federal University  
95, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660025, Russian Federation  
E-mail: aniram1988@yandex.ru

*This article represents the research results of electrochemical dimensional machining (ECDM) of a model sample of thin-walled oversized aircraft details. Therefore, the varying factors are composition, electrolyte temperature and current density.*

*Keywords: electrochemical machining, rotating cathode-instrument, aluminium alloy, electrolyte, chemical milling.*

Современные тенденции развития космических технологий формируют спрос на крупногабаритные детали летательных аппаратов, изготовленные из особых материалов со специальными свойствами. Используемые материалы должны обладать заданными

технологическими характеристиками, быть стойкими к воздействию факторов космического пространства, надежными, долговечными, безопасными, доступными по цене. В настоящее время данным требованиям наиболее соответствуют алюминиевые сплавы [1].

Алюминиевые сплавы 1201, 1570, АМг6, АМг3 [2] применяются для изготовления крупногабаритных тонкостенных деталей летательных аппаратов. Обработка таких деталей с применением существующих методов значительно затруднена. Наиболее распространенным методом обработки тонкостенных крупногабаритных деталей является химическое фрезерование, которое основано на удалении слоя металла за счет химического взаимодействия со щелочными электролитами.

При химическом фрезеровании крупногабаритных деталей необходимо использовать большие объемы щелочного раствора при температуре 70–90 °С [3], что создает опасные условия для персонала. Кроме того, процесс обработки является неуправляемым, что препятствует получению необходимой толщины стенки детали.

Таким образом, разработка современных методов обработки крупногабаритных деталей летательных аппаратов является актуальной задачей. На основании ранее проведенных исследований [4; 5] определены режимы ЭХРО алюминиевого сплава 1201, которые дают возможность обеспечить необходимую шероховатость поверхности ( $R_a = 2,5$  мкм) и высокую точность обработки. Для исследования процесса ЭХРО крупногабаритных деталей летательных аппаратов, имеющих форму тел вращения, использовалась установка, схема которой представлена на рисунке.

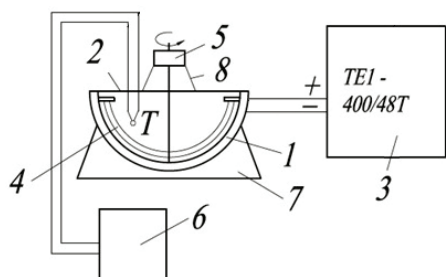


Схема лабораторной установки электрохимической обработки:

- 1 – модельный образец; 2 – крестовина; 3 – источник питания;  
4 – катод-инструмент; 5 – электродвигатель; 6 – потенциометр;  
7 – подставка для модельного образца; 8 – кронштейн

Модельный образец представлен тонкостенной оболочкой, изготовленной из сплава АМг6 и имеющей форму полусферы с внутренним диаметром 490 мм. При этом на наружной, необрабатываемой поверхности модельного образца нанесены точки для контроля толщины стенки. Контроль осуществляется в осевом и радиальном направлениях. На каждой из 8 образующих нанесено 6 контрольных точек. Нумерация осуществляется от периферии к центру вращения катода-инструмента. В первом случае для обработки модельного образца применялся 15%-й водный раствор NaOH при скорости вращения электрода-инструмента 20 об/мин, плотности тока 2–5 А/см<sup>2</sup>, температуре 30–40 °С. Температуру электролита поддерживали с помощью проточного охлаждения внешней поверхности исследуемого образца.

Исследования показали, что при электрохимической обработке алюминиевого сплава происходит выравнивание поверхности образца по толщине по радиальным осям. Предельное отклонение по толщине при съеме 1 мм составляет  $\pm 0,11$  мм, при съеме 2 мм –  $\pm 0,095$  мм. В осевом направлении при съеме 1 мм не происходит значительного изменения предельных отклонений по толщине. С увеличением съема до 2 мм происходит увеличение предельных отклонений по толщине до  $\pm 0,37$  мм.

Во втором случае применяли электролит, в состав которого входил 15%-й водный раствор  $\text{NH}_4\text{NO}_3$  в качестве основного компонента и 2,5%-й лимоннокислый аммоний однозамещенный в качестве комплексообразователя.

Скорость вращения электрода-инструмента составила 2 об/мин при плотности тока 12 А/см<sup>2</sup>, температуре 30–60 °С.

Предельные отклонения по толщине в радиальном направлении составили от  $\pm 0,05$  до  $\pm 0,09$  мм при съеме 0,1 мм. В осевом направлении наблюдаются большие предельные отклонения по толщине (от  $\pm 0,21$  до  $\pm 0,36$  мм при съеме 0,1 мм), что свидетельствует о неравномерности съема металла.

Полученные результаты могут быть объяснены тем, что время обработки в центральной части образца значительно больше, чем на периферии, так как скорость перемещения электрода-инструмента увеличивается от периферии к центру (от 0,01 до 0,06 м/с).

Таким образом, по полученным данным можно сделать следующие выводы:

- ЭХРО крупногабаритных деталей летательных аппаратов может быть только локальной, что связано с большими площадями обработки;
- при ЭХРО необходимо учитывать изменение линейной скорости катода-инструмента от периферии к центру;
- наилучшие результаты ЭХРО получены с использованием в качестве электролита 15%-го водного раствора NaOH при температуре 30–40 °С, что значительно снижает экологическую нагрузку и вредное воздействие на рабочий персонал.

#### Библиографические ссылки

1. Ковалев Д. С., Шахов В. Н. Технологические особенности алюминиевых сплавов 1201 и 01570 // Актуальные проблемы авиации и космонавтики – 2014 : материалы X Всерос. науч.-практ. конф. творческой молодежи (8–12 апреля 2014 г.) : в 2 т. / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2014. С. 104–105.
2. Дойко Д. А. Новые материалы в производстве летательных аппаратов // Актуальные проблемы авиации и космонавтики : материалы III Всерос. науч.-практ. конф. творческой молодежи (2–6 апреля 2007 г.) : в 2 т. / под общ. ред. И. В. Ковалева ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2007. С. 41–42.
3. Технология самолетостроения / А. Л. Абибов, Н. М. Бирюков и др. М. : Машиностроение, 1982. 551 с.

4. Шестаков И. Я., Стрюк А. И. Электрохимическая обработка алюминиевого сплава 1201 // Вестник СибГАУ. 2005. № 6. С. 258–262.

5. Шестаков И. Я., Вильнер А. Ю. Физико-химическая обработка алюминиевого сплава 1201 // Перспективные материалы, технологии, конструкции : сб. научных трудов / под общ. ред. В. В. Стацур. 2006. № 12. С. 26–28.

#### References

1. Kovalev D. S., Shakhov V. N. Technological features of aluminium alloys 1201 and 01570 // Actual problems of aviation and cosmonautics – 2014 : materials of X All-Russian scientific-practical conference of creative youth (april 8–12 2014): 2 vol. / edited Y. Y. Loginov; Siberian State Aerospace University. Krasnoyarsk, 2014. P. 104–105.

2. Doyko D. A. New materials in the production of aircraft // Actual problems of aviation and cosmonautics – 2014: materials of III All-Russian scientific-practical conference of creative youth (april 2–6 2007): 2 vol. / edited I. V. Kovalev ; Siberian State Aerospace University. Krasnoyarsk, 2007. P. 41–42.

3. Abibov A. L., Biryukov N. M. and others. Aircraft manufacturing technology. M.: Mashinostroenie, 1982. 551 p.

4. Shestakov I. Ya., Stryuk A. I. Electrochemical machining of aluminium alloy 1201 // Bulletin of SibSAU. 2005. № 6. P. 258–262.

5. Shestakov I. Ya., Vilner A. Yu. Physico-chemical machining of aluminum alloy 1201 // Advanced materials, technology, designs: Collection of scientific papers / edited V. V. Statsura. 2006. № 12. P. 26–28.

© Шестаков И. Я., Ворошилова М. В.,  
Ворошилов Д. С., 2016

УДК 621.9.02

### ИССЛЕДОВАНИЕ СТОЙКОСТИ РЕЖУЩЕГО ИНСТРУМЕНТА МЕТОДОМ ПОЛНОГО ФАКТОРНОГО ЭКСПЕРИМЕНТА

Н. Н. Шмелев, М. А. Гордовенко, М. С. Вакулин

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва  
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52  
E-mail: gordovenko@iss-reshetnev.ru

*Рассмотрен метод исследования, позволяющий определить оптимальные режимы резания по критерию максимальной производительности и рациональной экономической стойкости широкой номенклатуры режущего инструмента, используемого при изготовлении деталей космического аппарата.*

*Ключевые слова: план эксперимента, параметр оптимизации, режущий инструмент, режимы резания, стойкость, фаска износа по задней поверхности.*

### THE STABILITY OF CUTTING TOOLS BY THE METHOD OF FULL FACTORIAL EXPERIMENT

N. N. Shmelev, M. A. Gordovenko, M. S. Vakulin

JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems  
52, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation  
E-mail: gordovenko@iss-reshetnev.ru

*The article reviews the method of examination allowing to determine the optimal cutting conditions by criterion of the highest productivity and the tool durability for a wide range of machining tools used to manufacture the spacecraft component parts.*

*Keywords: full two-level factorial experiment, optimization parameter, machining tool, cutting conditions, flank wear land.*

Внедрение современного высокопроизводительного механообрабатывающего оборудования, прогрессивного режущего и вспомогательного инструмента ведущих мировых производителей на авиакосмические оборонно-промышленные предприятия России позволило резко повысить технологический уровень производства продукции. Однако это не позволило достичь мирового уровня производительности в металлообработке.

Основными причинами являются неоптимальный выбор режущих инструментов и назначение неоптимальных режимов резания в процессе механической обработки. Как показывает мировой опыт, выбор инструмента и назначение режимов резания осуществляется по критерию максимальной производительности для конкретной технологической системы с учётом экономически приемлемой стойкости инструмента, что, в свою очередь, требует освоения, внедре-

ния наукоемких методов и технологий в процессе исследования (определения) оптимальных режимов резания.

Следовательно, тематика определения оптимальных (рациональных) режимов резания по критерию максимальной производительности для конкретной технологической системы с учётом экономически приемлемой стойкости инструмента очень актуальна и заслуживает самого серьезного внимания.

Стойкость режущего инструмента, важнейший параметр для оценки обрабатываемости материала резанием, отражает отрезок времени, в течение которого инструмент до момента достижения выбранного критерия стойкости может эксплуатироваться, сохраняя при этом режущие свойства (без учета времени на вспомогательные операции).

Часто в качестве критерия стойкости применяется ширина фаски износа по задней поверхности режущей части инструмента [1].

Основой определения значений стойкости для практического применения в производстве служат результаты долговременных испытаний, которые, однако, требуют больших затрат времени и материалов. Ускоренные испытания обеспечивают снижение указанных затрат, однако позволяют лишь условно оценивать стойкость инструмента. Они проводятся главным образом с целью контроля качества приобретаемых инструментальных материалов или для оценки обрабатываемости резанием.

Относительно надёжным и простым методом является определение фаски износа по задней поверхности режущей части инструмента на основании пассивного эксперимента. На основании отдельных кривых скорости резания, например, для постоянной ширины фаски износа задней поверхности определяются соответствующие значения времени (значения стойкости) и наносятся на диаграмму  $\lg T - \lg V_c$ . На основании кривых для конкретных скоростей резания можно определить соответствующие значения стойкости. Зависимость для большой области значений можно описать с помощью прямой, которая после логарифмирования приводит к так называемому уравнению Тейлора [2].

К основным недостаткам определения стойкости путем проведения пассивного эксперимента относятся: долговременные испытания, которые требуют колоссальных затрат времени, режущего инструмента и материалов; отсутствие возможности математического описания оптимального управления процессом; отсутствие возможности с требуемой точностью прогнозировать значение величины износа по задней поверхности инструмента в зависимости от влияющих факторов, таких как скорость резания, подача на зуб, ширина и глубина резания, физико-механические свойства инструментального и обрабатываемого материалов, геометрии режущей части инструмента и т. д.

Авторами статьи предлагается метод исследования величины фаски износа по задней поверхности зуба на основании активного эксперимента, базирующегося на принципах планирования полного факторного эксперимента и представления функции отклика (величины фаски износа по задней поверхности зуба) полиномом.

Полным факторным экспериментом (ПФЭ) называется такой эксперимент, при реализации которого определяется значение параметра оптимизации при всех возможных сочетаниях уровней варьирования факторов.

Суть метода состоит в том, что экспериментатор изменяет условия по специально разработанной программе и фиксирует только те результаты, которые получены при этих заранее предусмотренных условиях. Эксперимент нужен только для того, чтобы найти численное значение коэффициентов полинома и найти такой полином, который содержит как можно меньше коэффициентов, но удовлетворяет требованиям, предъявленным к модели, т. е. оптимальная полиномиальная модель содержит минимум коэффициентов, но адекватно описывает эксперимент.

Число опытов ( $N$ ) в ПФЭ зависит от числа уровней ( $p$ ) и числа исследуемых факторов ( $k$ ) и равно  $N = p^k$ . Планирование, проведение и обработка результатов ПФЭ состоит из следующих обязательных этапов:

- выбор факторов, т. е. анализ всех «подозреваемых» факторов, которые могут влиять на параметр оптимизации (отклик) или процесс;
- выбор основного уровня и интервалов варьирования факторов, включаемых в эксперимент;
- кодирование факторов;
- составление план матрицы эксперимента;
- рандомизация опытов, последовательность проведения опытов;
- реализация плана эксперимента;
- расчет коэффициентов регрессионной модели;
- проверка воспроизводимости (ошибка) опытов;
- оценка значимости коэффициентов регрессии;
- проверка адекватности линейной модели (статистический анализ уравнения);
- графическое представление зависимости отклика от выбранных факторов [3].

Анализ факторов показывает, что скорость ( $x_1$ ) резания оказывает наиболее существенное влияние на стойкость инструмента, стойкость прямо пропорционально уменьшается по мере увеличения скорости резания. Следующим по важности фактором является подача на зуб ( $x_2$ ), по мере увеличения подачи на зуб при прочих постоянных условиях происходит снижение стойкости. По мере увеличения глубины резания ( $x_3$ ) при прочих постоянных условиях происходит снижение стойкости.

Кодирование факторов необходимо, для перевода натуральных факторов (имеющих каждый свою размерность) в безразмерные величины ( $x_i$ ), чтобы была возможность построить стандартную ортогональную план-матрицу эксперимента.

После реализации плана эксперимента в соответствии с матрицей планирования составляется уравнение регрессии:

$$y = b_0 + b_1x_1 + b_2x_2 + b_3x_3 + b_{12}x_1x_2 + b_{13}x_1x_3 + b_{23}x_2x_3 + b_{123}x_1x_2x_3, \quad (1)$$

где  $y$  – параметр оптимизации;  $b_0, b_1, b_2, b_3, b_{12}, b_{13}, b_{23}, b_{123}$  – коэффициенты уравнения;  $x_1, x_2, x_3$  – значения факторов.

В целом после проведения эксперимента и получения уравнения регрессии необходимо:

- рассчитать среднеарифметическое значение откликов для каждого варианта опыта по уравнению регрессии, из которого исключены незначимые коэффициенты;
- найти разность результатов эксперимента и их среднего значения;
- рассчитать дисперсию адекватности  $S_{ад}^2$ ;
- рассчитать критерий Фишера;
- сравнить полученное значение критерия Фишера с табличным значением и сделать вывод об адекватности уравнения;
- осуществить перевод факторов в уравнении регрессии из кодированного значения в натуральное и преобразовать уравнение;
- построить графические зависимости отклика от факторов (величины фаски износа по задней поверхности от режимов резания (скорости, подачи и ширины резания) и времени работы инструмента) [3].

1. Предложенный авторами метод исследования стойкости режущего инструмента, базирующийся на принципах планирования полного факторного эксперимента и представлении функции отклика полиномом, позволяет с требуемой точностью прогнозировать значение величины фаски износа по задней поверхности зуба в зависимости от влияющих факторов, например, режимов резания (скорости резания, подачи на зуб, глубины и ширины резания и т. п.), что позволяет определить оптимальные режимы резания по критерию максимальной производительности для конкретной технологической системы с учётом экономически приемлемой стойкости инструмента.

2. Предложенный авторами метод может применяться при исследовании стойкости и определении оптимальных режимов резания режущего инструмента широкой номенклатуры, в том числе монолитных твердосплавных концевых фрез производства АО «ИСС» им. М. Ф. Решетнева».

3. Эффективность вышеуказанного метода исследования стойкости с помощью ПФЭ можно повысить при условии дополнительного определения в качестве параметра оптимизации сил резания и вибраций режущего инструмента.

#### Библиографические ссылки

1. Маслов А. Р. Резание металлов в современном машиностроении // ИТО. 2008. 300 с.
2. GARANT Tool Scout «Интеллектуальный выбор инструмента и подбор режимов резания». 2015. 1061 с.
3. Адлер Ю. П., Маркова Е. В., Грановский Ю. В. Планирование эксперимента при поиске оптимальных условий. 2-е изд. М. : Наука, 1976. 279 с.

#### References

1. Maslov A. P. Rezanie metallov v sovremennom mashinostroenii // ITO. 2008. 300 p.
2. GARANT Tool Scout «Intelektualniy vibor instrumenta i podbor rejimov rezania». 2015. 1061 p.
3. Adler U. Planirovanie experimenta pri poiske optimalnih usloviy (vtoroizdnie). Moscow : Nauka, 1976, 279 p.

© Шмелев Н. Н., Гордовенко М. А.,  
Вакулин М. С., 2016







**Секция**

**«КРУПНОГАБАРИТНЫЕ  
ТРАНСФОРМИРУЕМЫЕ КОНСТРУКЦИИ  
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ»**

## ИССЛЕДОВАНИЯ МИКРОЛИНЕЙНОГО ПЬЕЗОПРИВОДА

А. В. Азин\*, С. В. Пономарев, С. В. Рикконен, А. М. Храпцов

Научно-исследовательский институт прикладной математики и механики  
Томского государственного университета  
Российская Федерация, 634050, г. Томск, просп. Ленина, 36  
\*E-mail: antonazin@niipmm.tsu.ru

*Микроэлектромеханические системы в настоящее время находят все более широкое применение в технике. Приборостроение и космическая отрасль нуждаются в линейных пьезоприводах, применение которых существенно снижает массогабаритные показатели электромеханических приводов.*

*Ключевые слова: микролинейный пьезопровод, космический аппарат, колебательная система.*

## RESEARCHING MICRO LINEAR PIEZODRIVE

A. V. Azin\*, S. V. Ponomarev, S. V. Rikkonen, A. M. Khramtsov

Research institute of Applied Mathematics and Mechanics of Tomsk State University  
36, Lenina Av., Tomsk, 634050, Russian Federation  
\*E-mail: antonazin@niipmm.tsu.ru

*Microelectromechanical systems are currently becoming more and more widely used in the technology. Instrumentation and space industry increasingly require linear drives, the use of which significantly reduces the weight and size parameters of the electromechanical actuators.*

*Keywords: microlinear piezodrive, spacecraft, vibrating system.*

В космической отрасли наиболее остро стоит вопрос уменьшения массогабаритных характеристик систем космического аппарата (КА). Одним из решений является замена электромеханических приводов различных устройств КА на пьезопроводы, при этом массогабаритные показатели соответствующих устройств уменьшается в разы [1–2]. Устройство натяжения периферийного шнура (УНПШ) системы регулирования формы отражающей поверхности крупногабаритных трансформируемых антенных рефлекторов КА служит для предварительного натяжения поверхности рефлектора КА. Сила натяжения периферийного шнура составляет  $F_{нат} = 300$  Н, масса устройства – 250 г, масса спицы рефлектора – 40 кг, перемещение толкателя с шагом  $X_{нат} = 12$  мкм. Проектирование микролинейного пьезопривода (МЛП) и испытательного стенда проводилось с ориентацией на параметры УНПШ. Колебательная система испытательного стенда рассчитывалась на трехмерных и одномерных математических моделях [3–5]. Испытательный стенд предназначен для исследования динамических режимов работы МЛП (рис. 1). Режимы работы МЛП зависят от следующих параметров колебательной системы (КС): типа и мощности пьезопакета; массы пригруза (нагрузки); силы предварительного поджатия пакета пьезоэлементов; напряжения на пьезопакете; тока пьезопакета; частоты воздействия [3–5].

В процессе испытаний МЛП снимаются параметры режима работы в виде электрических сигналов (рис. 2): напряжение на пьезопакете; ток на пьезопакете; сигнал силы с датчика силы пьезопакета; виброускорение пригруза (нагрузки). В процессе подго-

товки испытаний определяется еще один параметр – сила предварительного поджатия.

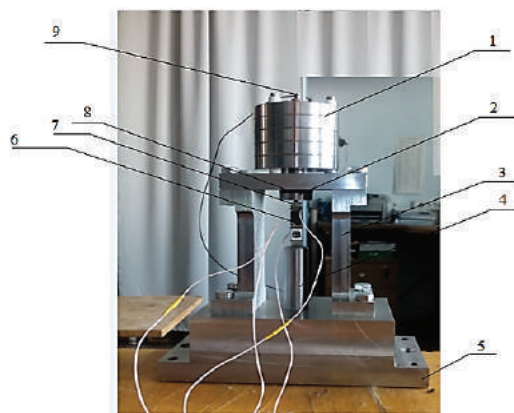


Рис. 1. Испытательный стенд, работа МЛП на инерционную нагрузку:

1 – инерционная масса нагрузки (пригруз); 2 – толкатель; 3 – опоры; 4 – регулировочный винт; 5 – станина; 6 – пьезопакет апм-2-7; 7 – датчик силы; 8 – упругость; 9 – акселерометр марки AP 1019

В результате испытаний МЛП получены следующие данные: частотные характеристики ускорения пригруза (груза); частотные характеристики вибро-смещения пригруза; частотные характеристики силы на нагрузке.

В результате анализа этих частотных характеристик определены рабочие резонансные частоты КС и амплитуды вибро-смещения.

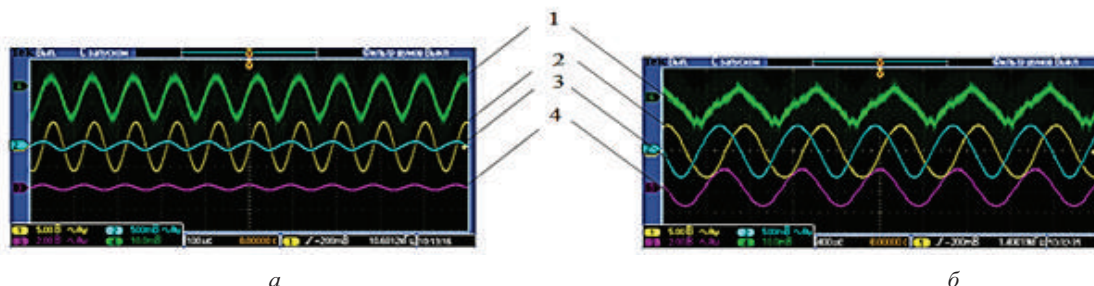


Рис. 2. Расположение сигналов с датчиков колебательной системы на экране электронного осциллографа: а – частота 10 кГц; б – частота 1 кГц; 1 – величина ускорения; 2 – ток пьезопакета; 3 – сила пьезопакета; 4 – напряжение пьезопакета

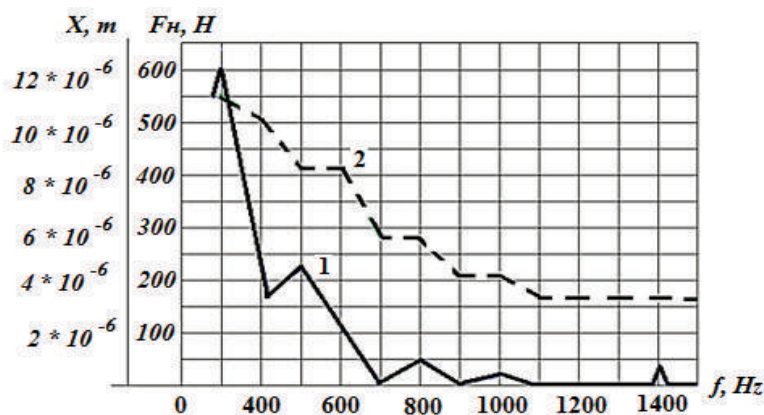


Рис. 3. Экспериментальная частотная характеристика виброперемещения нагрузки и силы на нагрузку при работе МЛП,  $I = 0,5$  А,  $G_{\text{нр}} = 3$  кг. Предварительное поджатие  $F_0 = 240$  Н: 1 – частотная зависимость виброперемещения; 2 – частотная зависимость силы на нагрузку

Экспериментальные исследования показали, что испытательный стенд спроектирован как КС с чисто инерционной нагрузкой, но режимы работы КС качественно схожи с режимами смешанной нагрузки. Резонансные частоты КС уменьшаются с увеличением инерционной массы (характерно для инерционной нагрузки), а увеличение амплитуды виброперемещения с увеличением инерционной нагрузки показывает, что в КС присутствует упругая составляющая – упругость предварительного поджатия, упругость опор стенда, упругость пьезопакета, что характерно для смешанной нагрузки.

Для КС с параметрами нагрузки УНПШ основным диапазоном рабочих частот МЛП будет 50–100 Гц, при этом силы возбуждения на нагрузку будут превышать 550 Н, шаговое виброперемещение будет выше 12 мкм (рис. 3).

Экспериментальные данные хорошо согласуются с результатами численных экспериментов на трехмерных и одномерных математических моделях, а так как КС даже с инерционной нагрузкой является резонансной системой, то по результатам расчетов можно подобрать конструкцию МЛП с желательным диапазоном резонансных рабочих частот.

#### Библиографические ссылки

1. Park S. Single vibration mode standing wave tubular piezoelectric ultrasonic motor // Theses and dissertations. Toronto, 2011. 136 p.

2. Active shape adjustment of cable net structures with PZT actuators / Z. Wang, T. Li, Y. Cao // *Aerospace Science and Technology*. 2013. P. 160–168.

3. Анализ работы пьезопривода по частотным характеристикам механоакустической колебательной системы / С. В. Пономарев, С. В. Рикконен, А. В. Азин // *Изв. вузов. Физика*. 2014. Т. 57, № 8/2. С. 196–202.

4. The applicability of acoustic emission method to modeling the endurance of metallic construction elements / S. V. Ponomarev, S. Rikkonen, A. Azin, A. Karavatskiy et al. / *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 2015. 71. DOI: 10.1088/1757-899X/71/1/012056.

5. Моделирование колебательных процессов пьезоэлектрического преобразователя / С. В. Пономарев, С. В. Рикконен, А. В. Азин // *Вестник Томского государственного университета. Математика и механика*, 2015. № 2(34). С. 86–95.

#### References

1. Park S. Single vibration mode standing wave tubular piezoelectric ultrasonic motor // *Theses and dissertations*. Toronto, 2011. 136 p.

2. Wang Z., Li T., Cao Y. Active shape adjustment of cable net structures with PZT actuators *Aerospace Science and Technology*. 2013. P. 160–168.

3. Ponomarev S. V., Rikkonen S. V., Azin A. V. [Analiz raboty p'ezoprivoda po chastotnym kharakteristikam mekhanoakusticheskoy kolebatel'noy

sistemy] // *Proceedings of the universities. Physics*. 2014. Vol. 57, № 8/2. P. 196–202 (in Russ.).

4. Ponomarev S. V., Rikkonen S., Azin A., Karavatskiy A., Maritskiy N., Ponomarev S. A. The applicability of acoustic emission method to modeling the endurance of metallic construction elements // *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2015, 71, DOI: 10.1088/1757-899X/71/1/012056.

5. Ponomarev S. V., Rikkonen S. V., Azin A. V. [Modelirovanie kolebatel'nykh protsessov p'ezoelektricheskogo preobrazovatelya] // *Reporter of TSU. A series of mathematics and mechanics*. 2015. № 2(34). P. 86–95 (in Russ.).

© Азин А. В., Пономарев С. В., Рикконен С. В., Храмцов А. М., 2016

УДК 621.59.04

## ЭЛЕКТРОИСКРОВАЯ ТИТАНОВАЯ ОЧИСТКА КСЕНОНА И ЕГО СМЕСЕЙ

В. В. Ананьев<sup>1</sup>, В. В. Дмитренко<sup>2</sup>, К. Ф. Власик<sup>2</sup>, С. Е. Улин<sup>2</sup>, З. М. Утешев<sup>2</sup>

<sup>1</sup>ООО НПП «Медгаз»

Российская Федерация, 121471, г. Москва, Можайское шоссе, 29

E-mail: vvanord@yandex.ru

<sup>2</sup>Национальный исследовательский ядерный университет «МИФИ»

Российская Федерация, 115409, г. Москва, ул. Каширское шоссе, 31

E-mail: vvdmitrenko@gmail.com

*Дано описание электроискровой очистки ксенона рабочего тела гамма-спектрометра до содержания электроотрицательных примесей не более  $10^{-10}$  молярных долей. Для достижения необходимой чистоты газообразной или жидкой фазы использовалась лабораторная система генерации мелкодисперсной титановой пыли в объеме прибора. Чистота газа контролируется по времени жизни электронов в контрольной ионизационной камере.*

*Ключевые слова: жидкий и газообразный ксенон, детектор, титан, геттер, электроискровая очистка.*

## SPARK TITANIUM CLEANING OF XENON AND ITS MIXTURES

V. V. Ananiev<sup>1</sup>, V. V. Dmitrenko<sup>2</sup>, K. F. Vlasik<sup>2</sup>, S. E. Ulin<sup>2</sup>, Z. M. Uteshev<sup>2</sup>

<sup>1</sup>LLC SPE «Medgas»

29, Mozhaiskoye shosse, Moscow, 121471, Russian Federation

E-mail: vvanord@yandex.ru

<sup>2</sup>National Research Nuclear University «MEPhI»

31, Kashirskoe shosse, Moscow, 115409, Russian Federation

E-mail: vvdmitrenko@gmail.com

*The research describes the application of cleaning of Xenon gamma detectors where electronegative impurities content is not more than  $10^{-10}$  mole fractions. In order to achieve the desired purity of gas or liquid phase the researchers use the laboratory system to generate fine titanium dust in the volume of electric cleaning Xenon. Gas purity is controlled by the electron lifetime in a control ionization chamber.*

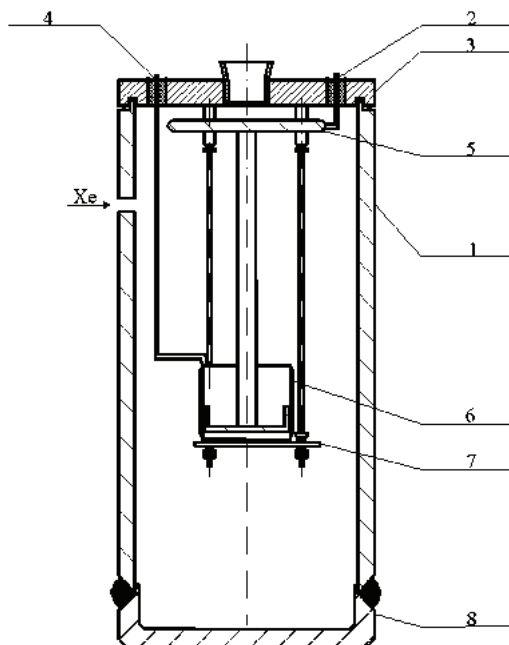
*Keywords: liquid and gas xenon, detector, titan, getter, spark cleaning.*

Ксенон находит все более широкое применение в различных областях науки и техники: космическая техника, медицина, автомобильная промышленность и др. Во многих случаях к чистоте ксенона предъявляются высокие требования. Наиболее распространенным способом очистки ксенона является использование промышленно выпускаемых геттеров. Одним из их недостатков является ограниченный ресурс работы, особенно в случае очистки сильно загрязненных газов. В 70-е годы в МИФИ [1] был разработан оригинальный способ очистки благородных газов, основанный на генерации мелкодисперсной титановой пыли в объеме, заполненном благородным газом, на-

ходящимся в газообразной или жидкой фазе. Титановая пыль, которая является эффективным поглотителем электроотрицательных примесей, создается в результате электроэрозии титановых электродов, к которым прикладывается высокое напряжение. Преимуществами этого метода очистки является высокая эффективность очистки, простота изготовления установки, длительный срок службы и ремонтнопригодность. Электроискровые установки нашли применение в крупных международных экспериментах, направленных на поиск частиц темной материи, в которых используется ксенон в количестве более десяти тонн.

Дано описание электроискровой чистки, которая используется в НИЯУ МИФИ для очистки ксенона, необходимого для наполнения гамма-спектрометров. Эти спектрометры обладают высоким энергетическим разрешением (1,5 % при энергии гамма-кванта 1 МэВ), способны работать при температурах до 200 °С, могут иметь рабочий объем от 0,2 до 20 литров, имеют значительно более высокую радиационную стойкость по сравнению с кристаллическими и германиевыми гамма-детекторами.

Для достижения высокого энергетического разрешения детектора требуется иметь ксенон, в котором количество электроотрицательных примесей составляет не более  $10^{-10}$  молярных долей, что соответствует времени жизни электронов до захвата молекулами электроотрицательных примесей порядка 1 мс.



Устройство электроискровой титановой чистки ксенона:  
1 – корпус; 2 – вывод сигнального электрода; 3 – фланец;  
4 – вывод титанового высоковольтного электрода; 5 – собирающий электрод; 6 – цилиндрический титановый высоковольтный электрод; 7 – плоский титановый электрод; 8 – дно корпуса

Для достижения необходимой чистоты газа использовалась лабораторная система электроискровой очистки ксенона. Принцип работы электроискровой чистки заключается в следующем: на титановые электроды через керамический ввод подается высокое напряжение, при котором возникает искровой заряд, сопровождающийся образованием мелкодисперсной титановой пыли. Поверхность каждой пылинки представляет собой чистую металлическую поверхность, которая связывает, главным образом химически, молекулы электроотрицательных примесей, находящихся в очищаемом объеме, а также поглощает адсорбированные (физически связанные с внутренними поверхностями чистки) газы [2; 3].

За несколько часов работы электроискровой чистки ксенон очищается до чистоты, соответствующей времени жизни электронов до их захвата электроотрицательными примесями более 1 мс. Чистота газа контролируется по времени жизни электронов в контрольной ионизационной камере.

Схема электроискровой чистки приведена на рисунке.

Контроль за чистотой газа (временем жизни электронов) осуществляется непосредственно в рабочем объеме устройства очистки. Для этого под верхним фланцем смонтирована токовая ионизационная камера, объем которой через окно с уменьшенной толщиной стенки облучается импульсной рентгеновской трубкой, и по параметрам электрического импульса с сигнального электрода определяется время жизни электронов.

Контроль за чистотой газа (временем жизни электронов) осуществляется непосредственно в рабочем объеме устройства очистки. Для этого под верхним фланцем смонтирована токовая ионизационная камера, объем которой через окно с уменьшенной толщиной стенки облучается импульсной рентгеновской трубкой, и по параметрам электрического импульса с сигнального электрода определяется время жизни электронов.

#### Библиографические ссылки

1. Ободовский И. М., Покачалов С. Г., Шилов В. А. Новый метод очистки жидких благородных газов от электроотрицательных примесей // ЖТФ. 1980. Т. 50, вып. 9. С. 2028–2030.
2. Дмитренко В. В., Романюк А. С., Утешев З. М. Сжатый ксенон как рабочее вещество для регистрации гамма-квантов малых энергий // Элементарные частицы и космические лучи : сб. Вып. 5. М. : Атомиздат, 1980. С. 72–83.
3. Bolotnikov A. E., Dmitrenko V. V., Chernysheva I. V., Galper A. M. et al. Properties of Compressed Xe Gas as the Detector Medium for High-Pressure Xe Spectrometer // IEEE Nuclear Science Symposium. Conference Record. 1994. Vol. 1. P. 74–78.

#### References

1. Obodovskiy I. M., Pokachalov S. G., Shilov V. A. A new method for cleaning liquid noble gases of electronegative impurities // Journal of Technical Physics. 1980. Vol. 50, iss. 9. P. 2028–2030.
2. Dmytrenko V. V., Romanyuk A. S., Uteshev Z. M. Compressed Xenon gas as working material for registration of gamma-quantum small energies // Sat. Elementary particles and cosmic rays. Iss. 5. Moscow : Atomizdat, 1980. P. 72–83.
3. Bolotnikov A. E., Dmitrenko V. V., Chernysheva I. V., Galper A. M. et al. Properties of Compressed Xe Gas as the Detector Medium for High-Pressure Xe Spectrometer // IEEE Nuclear Science Symposium. Conference Record. 1994. Vol. 1. P. 74–78.

© Ананьев В. В., Дмитренко В. В., Власик К. Ф., Улин С. Е., Утешев З. М., 2016

УДК 629.7.05

## ПРОЕКТИРОВАНИЕ И ИССЛЕДОВАНИЕ ПРЕЦИЗИОННЫХ СИСТЕМ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ НА БАЗЕ КОНТУРНЫХ ТЕПЛОВЫХ ТРУБ

В. А. Антонов, М. А. Балькин, К. А. Гончаров, К. Н. Коржов

Центр тепловых труб Роскосмоса ФГУП НПО им. С. А. Лавочкина  
 Российская Федерация, 141400, г. Химки Московской обл., ул. Ленинградская, 24  
 E-mail: aba607@yandex.ru

*Рассмотрена система терморегулирования бортового водородного стандарта частоты для КА «Спектр-Р». Обсуждаются результаты летного эксперимента.*

*Ключевые слова: контурная тепловая труба, система терморегулирования, аммиак, термостатирование.*

## RESEARCH AND DEVELOPMENT OF PRECISE THERMAL CONTROL SYSTEM WITH LOOP HEAT PIPE

V. A. Antonov, M. A. Balykin, K. A. Goncharov, K. N. Korzhov

Roscosmos Loop Heat Pipe Center of FSUE Lavochkin Association  
 24, Leningradskaya Street, Khimki, Moscow region, 141400, Russian Federation  
 E-mail: aba607@yandex.ru

*The article considers the thermal control system of onboard hydrogen frequency standard for "Spektr-R" spacecraft. The paper considers the results of the flight test.*

*Keywords: loop heat pipe, thermal control system, temperature control, evaporator, energy equation.*

**Введение.** Контурные тепловые трубы (КТТ) успешно применяются на многих аппаратах, созданных в НПО им. С. А. Лавочкина, РКК «Энергия» и др. предприятиях космической отрасли нашей страны. Среди них такие аппараты, как Марс-96, Электро-Л № 1, Фобос-Грунт, Спектр-Р, Электро-Л № 2, Ямал-200, модуль МКС «Рассвет», Кондор, Кондор-Э и другие. КТТ является перспективным и очень эффективным устройством передачи и преобразования тепла для систем терморегулирования КА. До настоящего времени далеко не все возможности этого относительно нового класса устройств исследованы и нашли применение.

В настоящей работе рассматривается одно из наиболее интересных и успешных применений КТТ для обеспечения высокоточного термостатирования бортовой аппаратуры КА «Спектр-Р» (рис. 1). Данный аппарат был запущен в июле 2011 г. Научная программа, названная «Радио-Астрон», включает в себя КА «Спектр-Р, основным инструментом которого является радиотелескоп с антенной диаметром более 10 м и сеть наземных телескопов, размещенных в разных частях Земного шара.

«Спектр-Р» имеет длинную эллиптическую орбиту с апогеем около 200 000 км и работает синхронно с сетью наземных телескопов. Такое техническое решение позволило создать единый радиотелескоп с апертурой несколько сот тысяч километров и наблюдать источники радиоволн в очень длинноволновом спектре, а также определять очень удаленные источники с высокой точностью.



Рис. 1. КА «Спектр-Р»

**Описание системы.** Для термостатирования бортового водородного стандарта частоты (БВСЧ) была применена пассивная система термостатирования (СТР) на базе регулируемой КТТ. Внешний вид СТР БВСЧ изображен на рис. 2.

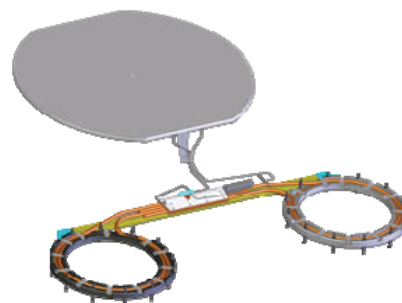


Рис. 2. Внешний вид СТР БВСЧ

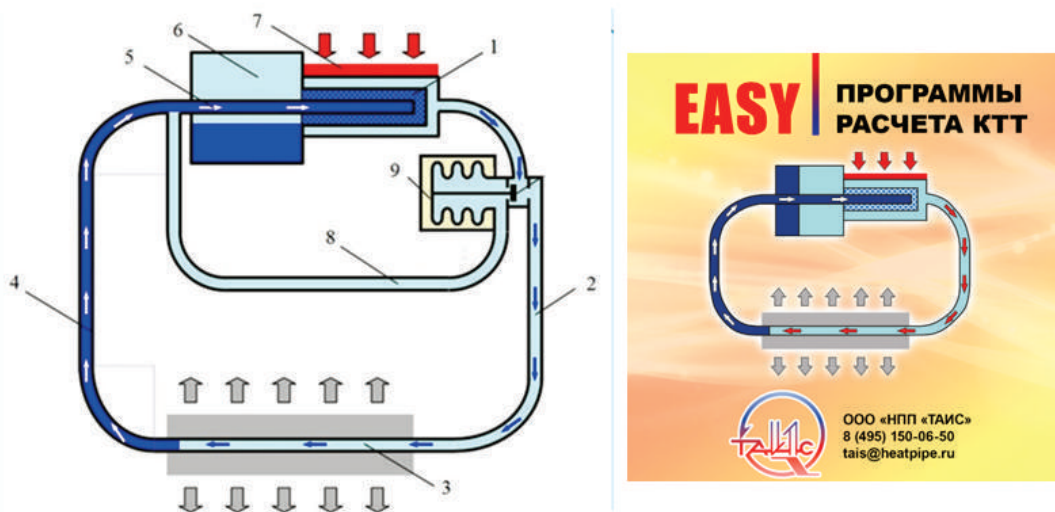


Рис. 3. Расчетная схема КТТ:

1 – капиллярная структура фитиля испарителя; 2 – паропровод; 3 – конденсатор; 4 – конденсаторпровод; 5 – вторичная капиллярная структура; 6 – компенсационная полость; 7 – тепловой поток от оборудования; 8 – байпасная линия; 9 – регулятор давления

СТР включает в себя два посадочных основания для двух БВСЧ, четыре аксиальных тепловых трубы, связывающих посадочные основания в единый модуль, и КТТ с радиатором. Испаритель КТТ соединен с конденсаторами АТТ. КТТ содержит для обеспечения термостатирования регулятор расхода теплоносителя с приводом от внутреннего давления в контурной тепловой трубе. Радиатор имеет площадь  $0,3 \text{ м}^2$ . Схема КТТ изображена на рис. 3.

Тепловыделение водородного стандарта частоты составляет от 30 до 70 Вт. Второй прибор находится в холодном резерве. Изменение ориентации космического аппарата приводит к изменению падающего потока на радиатор. Ориентация солнечного потока возможна от  $-90$  до  $+30$  град по отношению к плоскости радиатора.

Для повышения точности термостатирования были приняты следующие решения:

1. На компенсационной полости КТТ установлена дополнительная теплоемкость.
2. Регулятор давления был установлен непосредственно на термостатируемый объект.
3. В конструкции использовался регулятор с сокращенным ходом сильфонного узла.
4. В качестве теплоносителя КТТ был применен аммиак. Для предотвращения замерзания аммиака в режимах, когда прибор не работал, на радиаторе включался охранный нагреватель [1].

**Моделирование.** Динамический расчет КТТ был выполнен в два этапа. На первом этапе сделан расчет КТТ, которая не содержит байпасной линии и регулятора, на втором модель была усовершенствована, в ней была учтена работа регулятора [2–4].

Модель включает в себя уравнения энергии для потока теплоносителя и для стенки, уравнение сохранения количества движения теплоносителя, а также комбинированное уравнение баланса тепла и массы для резервуара [5–6].

**Результаты летной эксплуатации.** Разрешающая способность телеметрической системы для испарите-

ля и прибора составляет  $0,4$  градуса. На основе полученных телеметрических данных было показано, что точность поддержания температуры объекта не хуже, чем разрешающая способность телеметрической системы.

Огромное количество экспериментов и наблюдений, проведенных более чем за 5 лет эксплуатации КА на орбите, подтвердили качество и стабильность работы БВСЧ, а значит, и выполнение системой заданных требований к стабилизации температуры прибора.

**Заключение.** Разработана динамическая модель КТТ, позволяющая проводить расчет КТТ с регулятором давления и байпасом.

Создана система (регулирования / термостатирования) на базе КТТ, позволяющая достигнуть высокой точности поддержания заданной температуры.

Достигнута точность поддержания температуры водородного стандарта частоты с отклонением не более  $0,1 \text{ }^\circ\text{C}$  от среднего значения. При этом средняя температура прибора на интервале времени до 2 400 с не отличается от соседнего временного интервала более чем на  $0,003^\circ$ .

#### Библиографические ссылки

1. Моделирование динамических характеристик контурной тепловой трубы с регулятором / В. Н. Буз, К. А. Гончаров, В. А. Антонов / РНКТ-4. М. : Изд-во МЭИ, 2006. Т. 5. С. 61–64.
2. KTT and CPL mathematical model providing the description of some dynamic processes / V. N. Buz, H. F. Smirnov, K. A. Goncharov // CPL'98 International Two Phase Workshop. Los Angeles, USA., March 2–4. 1998.
3. Modeling of KTT Performances by Means of Specialized EASY Package Program / V. Buz, K. Goncharov // IHPC 12. May 19–24. 2002. (In Russ).
4. Buz V., Goncharov K. Modeling of KTT Performances by Means of Specialized EASY Package

Program. // Heat Pipe Technology Application. Proceedings of the 12th Int. Heat Pipe Conference. M., 2002. P. 182–187.

5. Loop heat pipe for high-precision satellite thermal control / K. Goncharov, V. Buz, U. Hildebrand, O. Romberg, F. Bodendieck, R. Schlitt // IAC-04-1.6.11, Vancouver, Canada, 2004.

6. Goncharov K. A., Kochetkov A. Yu., Buz V. N. Development of loop heat pipe with pressure regulator // Heat Pipe, Heat Pumps, Refrigerators. Proceedings of the VI Minsk Int. Seminar. Belarus, 2005. P. 167–172.

#### References

1. Modeling the dynamic characteristics of loop heat pipe with controller / V. N. Buz, K. A. Goncharov, Vladimir Antonov / RNKT-4. M. : Izd-vo MEI, 2006. Vol. 5. P. 61–64.

2. KTT and CPL mathematical model providing the description of some dynamic processes / V. N. Buz, H. F. Smirnov, K. A. Goncharov // CPL'98 International

Two Phase Workshop. Los Angeles, USA. March 2–4. 1998.

3. Modeling of KTT Performances by Means of Specialized EASY Package Program / V. Buz, K. Goncharov // IHPC 12. May 19–24. 2002. (In Russ).

4. Buz V., Goncharov K. Modeling of KTT Performances by Means of Specialized EASY Package Program. // Heat Pipe Technology Application. Proceedings of the 12th Int. Heat Pipe Conference. M., 2002. P. 182–187.

5. Loop heat pipe for high-precision satellite thermal control / K. Goncharov, V. Buz U. Hildebrand, O. Romberg, F. Bodendieck, R. Schlitt // IAC-04-1.6.11. Vancouver, Canada, 2004.

6. Goncharov K. A., Kochetkov A. Yu., Buz V. N. Development of loop heat pipe with pressure regulator // Heat Pipe, Heat Pumps, Refrigerators. Proceedings of the VI Minsk Int. Seminar. Belarus, 2005. P. 167–172.

© Антонов В. А., Балыкин М. А., Гончаров К. А., Коржов К. Н., 2016

УДК 539.3

### РАСЧЕТ НАЧАЛЬНОГО ПРИБЛИЖЕНИЯ В ГЕОМЕТРИЧЕСКИ НЕЛИНЕЙНОЙ ЗАДАЧЕ СЕТЧАТОГО АНТЕННОГО РЕФЛЕКТОРА

С. В. Белов, А. П. Жуков, С. В. Пономарев

Научно-исследовательский институт прикладной математики и механики  
Томского государственного университета  
Российская Федерация, 634050, г. Томск, просп. Ленина, 36  
E-mail belovsv@niipmm.tsu.ru

*Рассматривается расчет начального приближения в геометрически нелинейной задаче для перспективного сетчатого рефлектора на основе метода плотности сил. Задача решалась методом конечных элементов.*

*Ключевые слова: сетчатый рефлектор, метод конечных элементов, метод плотности сил.*

#### INITIAL ESTIMATION OF GEOMETRICAL NONLINEAR PROBLEM FOR MESH REFLECTOR

S. V. Belov, A. P. Zhukov, S. V. Ponomarev

Research institute of Applied Mathematics and Mechanics of Tomsk State University  
36, Lenina Av., Tomsk, 634050, Russian Federation  
E-mail belovsv@niipmm.tsu.ru

*This research presents an initial estimation of geometrical nonlinear problem for future mesh reflectors via force density method. The problem is solved by finite element method.*

*Keywords: mesh reflector, finite element method, force density method.*

**Введение.** В настоящее время сетчатые космические антенные рефлекторы приобрели широкую популярность благодаря их способности разворачиваться на большую площадь (обеспечивая высокий коэффициент усиления) при относительно небольшой массе. Для минимизации временных и материальных затрат при создании таких антенн необходимо проводить предварительный численный анализ их напряженно-деформированного состояния (НДС) с учетом геометрической нелинейности для оценки достижимой точности, жесткости, устойчивости и других характеристик конструкции.

**Расчет начального приближения в задаче НДС крупногабаритного зонтичного рефлектора.** В работе рассматривается модель перспективного зонтичного космического рефлектора, показанного на рис. 1.

Отражающая поверхность моделируется оболочечными элементами без изгибной жесткости, фронтальная (тыльная) сеть и оттяжки моделируются прямолинейными элементами, работающими только на растяжение, а силовой каркас состоит из оболочечных элементов.



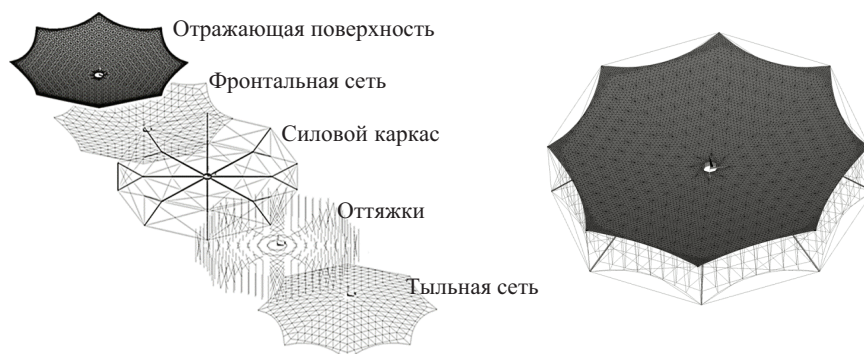


Рис. 1. Схема зонтичного антенного рефлектора

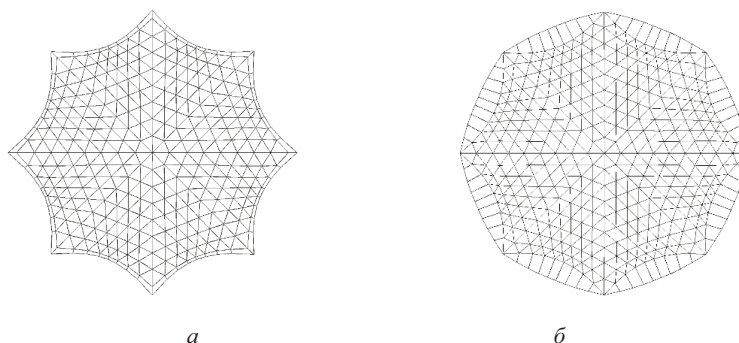


Рис. 2. Формы фронтальной сети, найденные методом плотности сил:  
а – фронтальная сеть без жестких вставок; б – фронтальная сеть с жесткими вставками

Определение НДС представленной конструкции реализуется известным методом конечных элементов (МКЭ) с учетом геометрической нелинейности [1; 2] с применением методики последовательного освобождения узлов, разработанной в НИИ ПММ ТГУ [3].

МКЭ относится к классу итерационных методов, где главным разрешающим уравнением является нелинейное уравнение равновесия. Однако в любом итерационном процессе необходимо определить начальное приближение, с которого начинается расчет. В геометрически нелинейных задачах это является одним из важнейших этапов. Неудачно выбранное приближение может вызвать расходимость итерационного процесса (в частности, из-за плохо обусловленной матрицы жесткости).

Для определения начального приближения предлагается использовать метод плотности сил (МПС) [4–5], позволяющий находить форму (координаты узлов) фронтальной (тыльной) сети в состоянии равновесия с определенными требованиями по длинам и натяжениям элементов.

Предложенный подход был впервые успешно апробирован при поиске формы фронтальной сети перспективного зонтичного космического рефлектора (рис. 2). Введение отрицательного значения параметра плотности силы позволило смоделировать сеть с периферийными жесткими вставками, увеличивающими площадь отражающей поверхности (рис. 2, б).

Численные расчеты показали эффективность комбинации МКЭ и МПС с точки зрения времени вычис-

ления и точности отражающей поверхности по сравнению с другими сетями, имеющими сходную топологию, но не в состоянии равновесия.

#### Библиографические ссылки

1. Wriggers P. *Nonlinear Finite Element Method* Springer, Berlin, Heidelberg, 2008. 558 p.
2. Kim N. H. *Introduction to Nonlinear Finite Element Analysis* (Springer, New-York, Heidelberg, Dordrecht, London). 2015. 430 p.
3. Ponomarev S., Zhukov A., Belkov A., Ponomarev V., Belov S., Pavlov M. Stress-strain state simulation of large-sized cable-stayed shell structures // *IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering*. 2015. Vol. 71, 012070. P. 1–7. Doi:10.1088/1757-899X/71/1/012070.
4. Schek H. The force density method for form finding and computation of general networks. *Computational Methods in Applied Mechanics and Engineering*. 1974. Vol. 3. P. 115–134.
5. Morterolle S., Maurin B., Quirant J. and Dupuy C., Numerical form-finding of geotensoid tension truss for mesh reflector // *Acta Astronautica*. 2012. Vol. 76. P. 154–163.

#### References

1. Wriggers P. *Nonlinear Finite Element Method*. Springer, Berlin, Heidelberg, 2008. 558 p.
2. Kim N. H. *Introduction to Nonlinear Finite Element Analysis* Springer, New-York, Heidelberg Dordrecht, London, 2015. 430 p.

3. Ponomarev S., Zhukov A., Belkov V., Ponomarev S., Belov S., Pavlov M. Stress-strain state simulation of large-sized cable-stayed shell structures // *IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering*. 2015. Vol. 71, 012070. P. 1–7. Doi: 10.1088/1757-899X/71/1/012070.

4. Schek H. The force density method for form finding and computation of general networks //

*Computational Methods in Applied Mechanics and Engineering*. 1974. Vol. 3. P. 115–134.

5. Morterolle S., Maurin B., Quirant J. and Dupuy C., Numerical form-finding of geotensoid tension truss for mesh reflector // *Acta Astronautica*. 2012. Vol. 76. P. 154–163.

© Белов С. В., Жуков А. П., Пономарев С. В., 2016

УДК 629.78

## РАЗРАБОТКА МЕТОДА И СХЕМЫ КОМПЛЕКСНЫХ ИСПЫТАНИЙ СОЛНЕЧНОЙ БАТАРЕИ В ТЕРМОВАКУУМНЫХ УСЛОВИЯХ С ПРИМЕНЕНИЕМ СИСТЕМЫ ИМИТАЦИИ НЕВЕСОМОСТИ

Н. А. Белянин, А. О. Гайдукова, И. В. Романенко

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва  
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52  
E-mail: ramai\_i\_ika@mail.ru

*Описывается необходимость отработки механических систем в условиях экстремальных температур, пониженного давления с применением системы имитации невесомости. Описаны методы создания необходимых условий, приведены результаты испытаний.*

*Ключевые слова: солнечная батарея, наземная экспериментальная отработка, система имитации невесомости.*

## DEVELOPEMENT OF SOLAR ARRAY COMPLEX TEST METHOD AND SCHEME AT THERMAL AND VACUUM CONDITIONS WITH ZERO-GRAVITY SYSTEM

N. A. Belyanin, A. O. Gaydukova, I. V. Romanenko

JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems  
52, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation  
E-mail: ramai\_i\_ika@mail.ru

*The paper describes necessity of mechanical systems tests at extreme temperatures: low pressure and zero-gravity system. The research also shows development of necessary conditions, it demonstrates the test results.*

*Keywords: solar array, ground tests, zero-gravity system.*

Космический аппарат (КА) содержит множество механических устройств и систем, без успешной работы которых невозможно выполнение целевых задач аппарата. На этапе выведения КА на орбиту механические системы находятся в транспортировочном положении. После выхода КА на орбиту механические системы раскрываются в рабочее положение. Основными механическими системами в составе КА являются крылья батарей солнечных (БС) [1].

Для успешного раскрытия механических систем спутника на орбите в условиях невесомости необходимо на стадии наземной отработки провести ряд испытаний, одним из которых является проверка функционирования механических устройств [2].

Задача этих испытаний в том, чтобы проверить правильность заложенных конструкторских решений:

– соблюдение порядка раскрытия и зачекочки шарнирных узлов (ШУ);

– разницу аэродинамической составляющей в НУ и при криовакуумных условиях;

– превышение движущих сил над силами сопротивления в шарнирных узлах.

При проведении испытаний в наземных условиях необходимо имитировать условия космического пространства. Основное воздействие на работу механических систем оказывают температурные условия. И также при проведении испытаний необходимо минимизировать воздействие силы тяжести на ШУ конструкции механических систем.

С целью совершенствования наземной экспериментальной отработки солнечных батарей КА необходимо имитировать условия космического пространства в комплексе. С этой целью разработана схема испытаний по проверке раскрытия солнечной батареи в условиях экстремальных температур с применением системы имитации невесомости.

**Сравнительная таблица характеристик срабатывания телеметрических датчиков МУ БС в процессе раскрытия крыла БС в различных условиях**

Срабатывание датчиков контроля положения элементов МУ БС	Фактическое время срабатывания датчиков в НУ, с	Фактическое время срабатывания датчиков в ГВУ, с
Срабатывание пироузла	0,1	0,1
Срабатывание замков зачековки	0,1	0,1
Отход панелей крыла БС	0,1	0,1
Зачековка штанги БС	4,1	3,4
Зачековка рамы БС	6,2	4,9
Отход корневой панели БС	5,3	3,4
Зачековка корневой панели БС	12,5	10,5
Отход промежуточной панели БС	12,2	10,2
Зачековка промежуточной панели БС	20,0	16,9
Отход концевой панели БС	19,5	16,5
Зачековка концевой панели БС	25,6	22,3

Испытания проводились с использованием современной горизонтально-вакуумной установки (ГВУ) АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева» (АО «ИСС»), объем которой составляет порядка 600 м<sup>3</sup>. Внутри камеры была установлена система имитации невесомости, состоящая из двухступенных кареток.

Все элементы данной системы были специально разработаны для функционирования в термовакуумных условиях.

Для имитации воздействия экстремальных положительных температур была разработана схема локального нагрева критичных элементов срабатывания солнечной батареи. С целью определения параметров функционирования солнечной батареи в процессе перевода из транспортировочного в рабочее положение разработан контрольно-измерительный комплекс с учетом сохранения герметичности внутреннего объема барокамеры.

С использованием всех вышеперечисленных вновь разработанных схем и методик успешно проведены испытания по проверке раскрытия солнечной батареи при воздействии экстремальных положительных и отрицательных температур с применением системы имитации невесомости. По результатам испытаний все ШУ солнечной батареи успешно зачековались в рабочем положении, порядок зачековки соответствует определенному конструктором и приведен в таблице для сравнения времени раскрытия МУ БС при отсутствии аэродинамической составляющей. В процессе раскрытия зарегистрировано распределение температур по критичным узлам конструкции и зафиксированы телеметрические данные времени срабатывания контрольных датчиков в каждом ШУ.

Разработанная методика и оборудование позволили впервые проверить раскрытие солнечной батареи в условиях, максимально близких к условиям космиче-

ского пространства. Наземная экспериментальная отработка с реализацией комплексного воздействия экстремальных температур, низкого давления и имитацией невесомости обеспечивает повышенную надежность срабатывания механических систем производства АО «ИСС».

В заключение следует отметить, что при отсутствии аэродинамической составляющей изменилось время срабатывания датчиков телеметрии в отличие от схемы в воздушном пространстве. Описанный подход к комплексной наземной экспериментальной отработке крупногабаритных трансформируемых механических систем будет применяться при разработке перспективных космических аппаратов связи, навигации и геодезии.

#### Библиографические ссылки

1. Тестоедов Н. А. Технология производства космических аппаратов : учебник для вузов / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2009. 352 с.
2. Чеботарев В. Е., Косенко В. Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения : учеб. пособие / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2011. 488 с.

#### References

1. Testoedov N. A. Tehnologiya proizvodstva kosmicheskikh apparatov [Technology of production of spacecraft]. Krasnoyarsk, SibSAU, 2009. 352 p.
2. Chebotarev V. E. Osnovy proektirovaniya kosmicheskikh apparatov informatsionnogo obespecheniya [Basics of spacecraft designinformation support]. Krasnoyarsk, SibSAU, 2011. 488 p.

© Белянин Н. А., Гайдукова А. О.,  
Романенко И. В., 2016

УДК 629.7.018.4:620.178.3

## МЕТОДОЛОГИЯ РАСЧЁТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО МОДАЛЬНОГО АНАЛИЗА КРУПНОГАБАРИТНЫХ ТРАНСФОРМИРУЕМЫХ КОНСТРУКЦИЙ

В. А. Бернс<sup>1</sup>, В. Н. Лушин<sup>1</sup>, Д. А. Маринин<sup>2</sup>, Е. П. Жуков<sup>3</sup>

<sup>1</sup>Новосибирский государственный технический университет  
Российская Федерация, 630073, г. Новосибирск, просп. К. Маркса, 20

<sup>2</sup>АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва  
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52

<sup>3</sup>ФГУП «Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С. А. Чаплыгина»  
Российская Федерация, 630051, г. Новосибирск, ул. Ползунова, 21  
E-mail: zh-ep@yandex.ru

*Представлена методология модального анализа крупногабаритных космических конструкций, позволяющего определить характеристики собственных тонов колебаний с учетом влияния воздуха и компенсации гравитации.*

*Ключевые слова: экспериментальный модальный анализ составных частей, математическая модель, влияние воздушной среды, система компенсации веса.*

## METHODOLOGY OF HYBRID COMPUTATIONAL-EXPERIMENTAL MODAL ANALYSIS OF LARGE TRANSFORMABLE CONSTRUCTIONS

V. A. Berns<sup>1</sup>, V. N. Lushin<sup>1</sup>, D. A. Marinin<sup>2</sup>, E. P. Zhukov<sup>3</sup>

<sup>1</sup>Novosibirsk State Technical University  
20, K. Marksa Av., Novosibirsk, 630073, Russian Federation

<sup>2</sup>JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems  
52, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation

<sup>3</sup>Siberian Aeronautical Research Institute Named after S. A. Chaplygin  
21, Polzunov Street, Novosibirsk, 630051, Russian Federation  
E-mail: zh-ep@yandex.ru

*The presented methodology of large space structure modal analysis allows to define the eigentone characteristics with account for influences of the air and weight compensation.*

*Keywords: experimental modal analysis of component parts, mathematical model, air influence, weight compensation system.*

**Введение.** Одним из этапов создания крупногабаритных трансформируемых конструкций является разработка их расчетных динамических моделей, используемых для обеспечения управляемости и заданного срока эксплуатации космических аппаратов. Первоначально такие модели строятся на основе технической документации, а затем корректируются по результатам экспериментального модального анализа изделий. Целью испытаний является определение обобщенных масс, собственных частот, форм и коэффициентов демпфирования собственных тонов колебаний или, по-другому, модальная идентификация динамических систем.

Проведение модальных испытаний крупногабаритных трансформируемых космических конструкций представляет большие трудности, обусловленные двумя факторами. Во-первых, большие габариты (десятки метров) и сложность конструкции в орбитальной конфигурации требуют наличия соответствующего помещения и многоканальной системы сбора данных. Во-вторых, необходимо создание системы упругого вывешивания объекта при испытаниях, не вно-

сящей приемлемых искажений в определяемые динамические характеристики. В работе [1] показано, как система вывешивания влияет на точность определения модальных параметров. Так, для определения обобщенных масс в окрестности собственной частоты тона, составляющей  $\pm 2\%$  от частоты фазового резонанса, с точностью не ниже  $5\%$ , частота колебаний объекта испытаний на подвеске как жесткого целого должна быть вдвое ниже частоты первого упругого тона колебаний конструкции. Задача создания такой подвески для испытаний крупногабаритных трансформируемых космических конструкций усложняется многократно, так как такие конструкции могут иметь очень низкие собственные частоты упругих колебаний. Эти факторы указывают на целесообразность модального анализа составных крупногабаритных трансформируемых конструкций по результатам испытаний отдельных частей (подконструкций) с последующим построением математической модели изделия в целом. Следует отметить также, что собственные частоты подконструкций существенно выше собственных частот конструкции в сборе. Это, с одной

стороны, упрощает процесс модальных испытаний, а с другой – уменьшает влияние воздушной среды на динамические характеристики конструкций [2].

**Построение математических моделей по результатам испытаний.** Методология определения динамических характеристик конструкций по результатам испытаний их составных частей заключается в проведении модальных испытаний подконструкций, построении математических моделей подконструкций по результатам испытаний, построении полной математической модели всей конструкции на основании синтеза моделей подконструкций, определении динамических характеристик всей конструкции по полной математической модели. Неизвестными параметрами математических моделей являются матрицы инерции, жесткости и демпфирования. После того как для каждой подконструкции вычислены элементы матриц инерции и жесткости в физической системе координат, разрабатывается математическая модель всей конструкции, которая по своей структуре должна соответствовать реальной конструкции. Процедура составления матриц инерции и жесткости полной конструкции аналогична алгоритму формирования глобальных матриц в методе суперэлементов [3].

Методика модальных испытаний подконструкций построена таким образом, что упругие и инерционные характеристики определяются независимо от характеристик демпфирования. Для определения диссипативных свойств используются соотношения между собственными и вынужденными монофазными колебаниями [4]. Такой подход не требует предварительного математического описания рассеяния энергии при колебаниях, что позволяет исключить влияние некорректного описания демпфирования [5].

**Компенсация влияния воздушной среды.** Предлагаемая методология компенсации воздушного демпфирования в модальных испытаниях предполагает определение характеристик демпфирования конструкций в воздушной среде, оценку воздушной составляющей демпфирования по результатам испытаний в барокамере и компенсацию этой составляющей демпфирования с помощью электромеханической следящей системы в модальных испытаниях подконструкций.

**Компенсация сил гравитации.** Описывается способ активной компенсации сил гравитации при проведении модальных испытаний крупногабаритных трансформируемых конструкций космического назначения методом приложения к локальным точкам конструкции векторов сил, равных весу фрагментов объекта испытаний и направленных противоположно силам гравитации. Для многоточечной компенсации сил гравитации применяются преждии применяются прецизионные электромеханические устройства, позволяющие при движении точек приложения сил (локальных центров масс) обеспечить постоянство значения и сохранить направление компенсационного воздействия за счёт измерения перемещений точек обвездвешиваемого фрагмента, расчёта параметров силового воздействия и создания требуемых комбинаций сил исполнительными механизмами в реальном времени. Достоинством предлагаемого решения является то, что такая

система компенсации сил гравитации не вносит искажений ни в инерционные, ни в жесткостные характеристики объекта испытаний. Описываемые устройства позволяют совмещать в себе функции компенсации сил гравитации и функции многоточечного возбуждения колебаний объекта испытаний с измерением параметров движения точек приложения сил.

#### Библиографические ссылки

1. Влияние системы упругого вывешивания на точность результатов модальных испытаний летательных аппаратов / В. А. Бернс, А. В. Долгополов, Е. П. Жуков и др. // Вестник Самарс. гос. аэрокосмич. ун-та им. акад. С. П. Королёва (национального исследовательского университета). 2016. Т. 15, № 1. С. 18–27.
2. Аминов В. Р. Определение влияния воздушной среды на колебания космической конструкции при наземных испытаниях // Космические исследования. 1999. Т. 37, № 5. С. 532–537.
3. Метод суперэлементов в расчетах инженерных сооружений / В. А. Постнов, С. А. Дмитриев, Б. К. Елтышев и др. Л. : Судостроение, 1979. 288 с.
4. Бернс В. А. Модальная идентификация динамических систем на основе монофазных колебаний // Научный вестник НГТУ. 2010. № 3 (40). С. 99–109.
5. Кононенко В. О., Плахтиенко Н. П. Методы идентификации механических нелинейных колебательных систем. Киев : Наукова думка, 1976. 114 с.

#### References

1. Berns V. A., Dolgoplov A. V., Zhukov E. P., Marinin D. A. *Vliyanie sistemy uprugogo vyveshivaniya na tochnost' rezul'tatov modal'nykh ispytaniy letatel'nykh apparatov* [Influence of suspension system on the accuracy of the aircraft modal testing results] // *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta im. akademika S. P. Koroleva (natsional'nogo issledovatel'skogo universiteta)*. 2016. Vol. 15, no. 1. P. 18–27.
2. Aminov V. R. *Opredelenie vliyaniya vozduшной sredy na kolebaniya kosmicheskoy konstruksii pri nazemnykh ispytaniyakh* [Determination of air influence on space structure oscillation in ground testing] // *Kosmicheskie issledovaniya*. 1999. Vol. 37, no. 5. P. 532–537.
3. Postnov V. A., Dmitriev S. A., Eltyshov B. K., Rodionov A. A. *Metod superelementov v raschetakh inzhenernykh sooruzheniy* [Method of superelements in calculation of engineering structures]. Leningrad, Sudostroenie, 1979. 288 p.
4. Berns V. A. *Modal'naya identifikatsiya dinameskikh sistem na osnove monofaznykh kolebaniy* [Modal identification of the dynamic systems on the basis of monophasic vibrations] // *Nauchnyy vestnik NGTU*. 2010. no. 3 (40). P. 99–109.
5. Kononenko V. O., Plakhtienko N. P. *Metody identifikatsii mekhanicheskikh nelineynykh kolebatel'nykh system* [Methods of the mechanical nonlinear vibrating systems identification]. Kiev : Naukova dumka, 1976. 114 p.

© Бернс В. А., Лушин В. Н., Маринин Д. А., Жуков Е. П., 2016

УДК 621.396.67

## ВЕРИФИКАЦИЯ КРИТЕРИЕВ КВАЛИМЕТРИИ КРУПНОГАБАРИТНОЙ ТРАНСФОРМИРУЕМОЙ АНТЕННЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Е. В. Бикеев<sup>1</sup>, Ю. В. Коловский<sup>2</sup>

<sup>1</sup>АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва»  
Российская Федерация, 662972, г. Железнодорожск Красноярского края, ул. Ленина, 52

<sup>2</sup>Сибирский федеральный университет  
Российская Федерация, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79  
E-mail: egorbikeev@rambler.ru, kolovskiuv@yandex.ru

*Рассмотрен способ улучшения точностных характеристик фотограмметрической системы контроля эксплуатационных характеристик крупногабаритной трансформируемой антенны при помощи сглаживающих сплайнов.*

*Ключевые слова: верификация, критерий, квалиметрия, крупногабаритные рефлекторы, эксплуатационные характеристики.*

## THE VERIFICATION CRITERIA OF QUALIMETRY OF LARGE DEPLOYABLE ANTENNA CONNECTED TO SPACECRAFT

E. V. Bikeev<sup>1</sup>, Y. V. Kolovskiy<sup>2</sup>

<sup>1</sup>JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems  
52, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation

<sup>2</sup>Siberian Federal University  
79, Svobodnyi Av., Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation  
E-mail: egorbikeev@rambler.ru, kolovskiuv@yandex.ru

*The research considers method of photogrammetry control system accuracy improvement of large deployable antenna operational parameters.*

*Keywords: verification, criteria, qualimetry, large reflectors, exploitation properties.*

Верификация, т. е. эмпирическое (экспериментальное) подтверждение теоретических положений науки, получила широкое распространение в связи с развитием квалиметрии и призвана расширить рамки известных понятий: контроль, проверка, аттестация и сертификация. Это понятие пришло из гуманитарной сферы в связи с бурным развитием когнитивных технологий, интеллектуальных систем (ИС) [1]. Антенная система космического аппарата (АС КА), безусловно, является ИС в процессе создания и последующей эксплуатации, в связи с непреодолимыми проблемами метрологического обеспечения в полной мере должен быть задействован инструментарий квалиметрии для контроля и управления поведением автономной, адаптивной (интеллектуальной) АС КА.

Стереофотограмметрия обеспечивает высокую эффективность контроля поведения и управления крупногабаритной трансформируемой АС КА [2–5]. Аппаратная реализация стереофотограмметрического комплекса имеет ряд преимуществ перед сканирующими приборами: более высокое быстродействие, меньшие массово-габаритные характеристики, более высокая надежность [6–10]. Известно, что фотограмметрия, как правило, на порядок, уступает сканирующим координатно-измерительным системам по точности определения пространственного положения

единичного элемента (точки поверхности) конструкции АС КА. Весовое значение пространственных координат отдельного элемента (точки) поверхности рефлектора АС при решении задачи аппроксимации заданной поверхностью «облака» измеренных точек подчиняется правилу  $\sqrt{N}$ , где  $N$  – количество точек. Следовательно, если  $N = 100$ , относительная ошибка аппроксимации равна 10 %.

Высокая эффективность фотограмметрической системы объясняется возможностью одномоментного определения координат десятков тысяч точек. При условии формирования облака точек, превосходящего по количеству на два и более порядка результаты сканирующих приборов, точность аппроксимации заданной поверхностью возрастает. Применение различных инструментов теории погрешностей [1–6], в частности цифровых фильтров, обеспечивает дополнительное снижение погрешностей измерения. Для фильтрации Гауссова шума, являющегося основной составляющей ошибки фотограмметрической системы, используются сглаживающие сплайны. Эффективность применения данного способа фильтрации прямо пропорциональна количеству измеренных параметров. В случае применения в задачах измерения координат точек контролируемой поверхности эффективность применения сглаживающих сплайнов тем выше, чем

больше плотность измеряемых точек на контролируемой поверхности. Данным фактом обусловлен выбор сглаживающих сплайнов для фильтрации ошибок измерений фотограмметрической системы, количество измеряемых точек которой, к примеру, на рефлекторе диаметром 12 м может достигать нескольких десятков тысяч.

Авторами проведено математическое моделирование, подтверждающее эффективность применения сглаживающих сплайнов для фильтрации зашумленных координат облака точек. В качестве контролируемой поверхности была принята радиоотражающая поверхность рефлектора диаметром 12 м. Количество «измеряемых» точек на поверхности составляло около 15 тыс. В процессе моделирования имитировались температурные деформации конструкции рефлектора, после чего на координаты «измеряемых» точек накладывался Гауссов шум. Сглаживание производилось сплайном 5-го порядка. Для различных уровней шумовой ошибки перебором подбирался допуск на гладкость функции сплайна. В результате во всех рассмотренных случаях зашумления «измеренных» координат точек контролируемой поверхности, после фильтрации среднеквадратическое отклонение данных точек относительно исходной параболической поверхности превышало среднеквадратическое отклонение зашумленной радиоотражающей поверхности рефлектора не более чем на 2 %.

Исходя из полученных результатов можно сделать вывод о значительном улучшении точности фотограмметрической системы в случае обработки её измерений цифровым фильтром типа сглаживающий сплайн, и достижении приведенных выше требований.

#### Библиографические ссылки

1. Коловский Ю. В. Метрология, стандартизация и технические измерения : учебник для вузов. Красноярск : ИПК СФУ, 2010. 462 с.
2. Kolovski Y. V., Ten V. P. New developments of methods of highly precision measurements of 3rd order deviation parameters of surface shape // Conference ITT-98 / Iowa State University, Ohio, USA, 1998. P. 383–387.
3. Kolovskiy Y. V., Bartsev S. I., Lankin J. P. Neuroinformatic system for technical diagnostics and control // Proceedings of the International Conference on Parallel and Distributed Processing Techniques and Applications. 2000. P. 459.
4. Коловский Ю. В. Интеллектуальные системы функциональной диагностики и управления бортовыми гибридными зеркалово зеркальными антеннами // Тр. междунар. конф. по мягким вычислениям и измерениям. Т. 2. СПб. : Изд-во СПбГЭТУ, 2003. С. 63–66.
5. Иванов Д. В., Коловский Ю. В. Мультисенсорная оптоэлектронная система контроля свойств поверхности // Электронные средства и системы управления. Томск : В-Спектр, 2007. № 1. С. 263–265.
6. Коловский Ю. В. Автономный комплекс контроля и управления поведением технического объекта на примере антенной системы космического аппарата // Решетневские чтения : материалы XV Междунар. науч. конф., посвященной памяти генер. конструктора

ракет.-космич. систем акад. М. Ф. Решетнева (10–12 ноября 2011, г. Красноярск) : в 2 ч. / под. общ. ред. Ю. Ю. Логинова ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Т. 1. Красноярск, 2013. С. 227–229.

7. Коловский Ю. В. Методология когнитивного контроля поведения сложных технических систем // Сложные системы в экстремальных условиях : докл. XVIII Всерос. симпозиума с междунар. участием Красноярск : Сиб. федер. ун-т, 2016. С. 46.

8. Бикеев Е. В., Коловский Ю. В. Орбитальный контроль эксплуатационных характеристик антенн с крупногабаритными рефлекторами космических аппаратов // Решетневские чтения : материалы XIX Междунар. науч. конф. : в 2 ч. / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2015. Ч. 1. С. 72–74.

9. Выбор приборного состава системы определения геометрии крупногабаритной трансформируемой антенны / Г. П. Титов, М. Г. Матыленко, Е. В. Бикеев, М. О. Дорофеев // Решетневские чтения : материалы XV Междунар. науч. конф., посвященной памяти генер. конструктора ракет.-космич. систем акад. М. Ф. Решетнева (10–12 ноября 2011, г. Красноярск) : в 2 ч. / под. общ. ред. Ю. Ю. Логинова ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2011. С. 98–99.

10. Сайт компании Leica Geosystems [Электронный ресурс]. URL: [http://www.leica-geosystems.ru/ru/3D-HDS\\_23357.htm](http://www.leica-geosystems.ru/ru/3D-HDS_23357.htm) (дата обращения 10.03.2015).

#### References

1. Kolovskij Y. U. V. Metrologiya, standartizaciya i tekhnicheskie izmereniya: Uchebn. dlya vuzov (Grif MON). Krasnoyarsk: IPK SFU, 2010. 462 p. (In Russ.).
2. Kolovski Y. V., Ten V. P. New developments of methods of highly precision measurements of 3rd order deviation parameters of surface shape // Conference ITT-98 / Iowa State University, Ohio, USA, 1998. P. 383–387.
3. Kolovskiy Y. V., Bartsev S. I., Lankin J. P. Neuroinformatic system for technical diagnostics and control // Proceedings of the International Conference on Parallel and Distributed Processing Techniques and Applications. 2000. P. 459.
4. Kolovskij Ju. V. Intellektual'nye sistemy funkcional'noj diagnostiki i upravlenija bortovymi gibridnymi zerkal'nymi antennami // Tr. mezhdunar. konf. po mjagkim vychislenijam i izmerenijam, t. 2. SPb. : Izd-vo SPbGJeTU, 2003. P. 63–66. (In Russ.).
5. Ivanov D. V., Kolovskij Ju. V. Mul'tisensornaja optoelektronnaja sistema kontrolja svojstv poverhnosti // Jelektronnye sredstva i sistemy upravlenija. – Tomsk: V-Spektr, 2007. № 1. P. 263–265. (In Russ.).
6. Kolovskij Yu. V. Avtonomnyj kompleks kontrolja i upravlenija povedeniem tekhnicheskogo ob'ekta na primere antennoj sistemy kosmicheskogo apparata // Tr. mezhdunar. konf. «Reshetnevskie chteniya». Т. 1. Krasnoyarsk : Izd-vo SibGAU, 2013. P. 227–229. (In Russ.).
7. Kolovskij Yu. V. Metodologiya kognitivnogo kontrolja povedeniya slozhnyh tekhnicheskix sistem // Slozhnye sistemy v ehkstremaal'nyh usloviyah : Dokl. XVIII Vseros. simpoziuma s mezhdunar. uchastiem. Krasnoyarsk : Sib. feder. un-t, 2016. P. 46. (In Russ.).

8. Bikeev E. V., Kolovskiy Yu. V. [Orbital control for exploitation properties of antenna with large reflectors connection to spacecraft] // *XIX Mezhdunar. nauch. konf. "Reshetnevskie chteniya"* [XIX International scientific conference "Reshetnev readings"]. Krasnoyarsk, 2015. P. 72–74. (In Russ.).

9. Titov G. P., Matylenko M. G., Bikeev E. V., Dorofeev M. O. [The choice of instrument systems define the

geometry of the large antenna transformed] // *XV Mezhdunar. nauch. konf. "Reshetnevskie chteniya"* [XV International scientific conference "Reshetnev readings"]. Krasnoyarsk, 2011. P. 98–99. (In Russ.).

10. Website of Leica Geosystems. Available at: [http://www.leica-geosystems.ru/ru/3D-HDS\\_23357.htm](http://www.leica-geosystems.ru/ru/3D-HDS_23357.htm) (accessed 10.03.2015).

© Бикеев Е. В., Коловский Ю. В., 2016

УДК 629.7.01

## НОВЫЙ ТИП ИСПОЛНИТЕЛЬНЫХ МЕХАНИЗМОВ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ КОРРЕКЦИИ ФОРМЫ БОЛЬШИХ КОСМИЧЕСКИХ КОНСТРУКЦИЙ

В. И. Бужакс

Федеральное государственное бюджетное учреждение науки  
Физический институт имени П. Н. Лебедева Российской академии наук  
Российская Федерация, 119991, Москва, Ленинский просп., 53  
E-mail: bujakas@yandex.ru

*В процессе эксплуатации больших космических конструкций – антенн, фазированных решеток, крупногабаритных отражателей, больших мачт – может возникнуть необходимость в коррекции формы изделий, ранее собранных или автоматически раскрытии на орбите. В работе рассматривается возможность использования нового типа исполнительных механизмов для решения этой задачи.*

*Ключевые слова: большие трансформируемые конструкции, коррекция формы, статически определимые и статически неопределимые структуры.*

## NEW TYPE OF ACTUATORS FOR SHAPE CORRECTION OF LARGE SPACE STRUCTURES

V. I. Bujakas

P.N. Lebedev Physical Institute of Russian Academy of Science  
53, Leninsky Av., Moscow, 119991, Russian Federation  
E-mail: bujakas@yandex.ru

*During operation of large space structures – antennas, phased arrays, large-size reflectors-, large masts – it may be necessary to correct the shape of the design of parts previously assembled or automatically disclosed in orbit. The paper considers the possibility of using a new type of actuators for this task.*

*Keywords: large transformable designs, shape corrections, high precision deployment, statically determinate and statically indeterminate structures.*

Большие статически определимые структуры обладают важными с точки зрения управления формой конструкции свойствами [1; 2]: освобождение произвольной связи приводит к возникновению механизма с одной степенью свободы; выполняя связь регулируемой, можно менять форму конструкции (взаимное расположение ее элементов) малыми усилиями. При этом в конструкции не возникают напряжения и не требуется синхронизация работы исполнительных механизмов. Однако жесткостные характеристики таких конструкций в ряде случаев оказываются недостаточно высокими.

Для разрешения этого противоречия предлагается ввести в конструкцию наряду с обычными новый тип исполнительных механизмов – «управляемые фиксаторы». Каждый такой элемент может находиться в одном из двух состояний («да – нет») и, переходя из одного состояния в другое, вводить в конструкцию

или исключать из нее одно кинематическое ограничение.

Примером является телескопическая штанга, которую можно фиксировать исполнительным механизмом в произвольном положении, либо цилиндрический шарнир с управляемым стопором.

При использовании таких механизмов возникает система с переменной структурой: в одном состоянии (рабочем) конструкция оказывается статически неопределимой и обладает требуемыми жесткостными характеристиками, в другом (состояние коррекции формы) – статически определимой. При этом коррекция формы осуществляется обычными исполнительными механизмами.

Управление новым типом механизмов осуществляется без непрерывной обратной связи, в результате коррекции в конструкции не возникают новые напряжения.



В работе рассматриваются одномерные, двумерные и циклические структуры, оснащенные новым типом механизмов.

Проводится сравнение жесткостных характеристик конструкций в рабочем состоянии и в состоянии коррекции формы.

#### Библиографические ссылки

1. Буякас В. И. Регулируемые поверхности больших составных зеркал // Чебышевский сборник. 2006. Т. 7, вып. 2(18).
2. Bujakas V. I. Kinematic waves in linear statically determinate adjustable structures, in New Trends

in Mechanism and Machine Science. Series Mechanisms and Machine Science. Vol. 7. 2012. P. 13–22. Springer.

#### References

1. Bujakas V. I. Adjustable surface of large composite mirrors // Chebyshev collection. Vol. 7, № 2 (18). 2006. P. 24–36.
2. Bujakas V. I. Kinematic waves in linear statically determinate adjustable structures, in New Trends in Mechanism and Machine Science. Vol. 7 of the series Mechanisms and Machine Science. 2012. P. 13–22. Springer

© Буякас В. И., 2016

УДК 531.133.3

### АВТОМАТИЗИРОВАННАЯ СИСТЕМА ОБЕЗВЕШИВАНИЯ ДЛЯ НАЗЕМНОЙ ОТРАБОТКИ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

А. Г. Верхогляд<sup>1</sup>, В. А. Кузкин<sup>2</sup>, С. Н. Макаров<sup>1</sup>, В. М. Михалкин<sup>2</sup>, В. И. Халиманович<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Конструкторско-технологический институт научного приборостроения  
Сибирского отделения Российской академии наук  
Российская Федерация, 630058, г. Новосибирск, ул. Русская, 41

<sup>2</sup>Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: stupak@tdisie.nsc.ru, verhog@tdisie.nsc.ru

*В процессе наземной отработки солнечных батарей, размещаемых на борту космических аппаратов, ввиду ограниченности энергетики механизма раскрытия таких устройств возникает проблема компенсации влияния силы тяжести. В работе представлены результаты разработки и испытаний системы, предназначенной для обезвешивания солнечных батарей.*

*Ключевые слова: солнечная батарея, космический аппарат, эффективность системы обезвешивания.*

### WEIGHT COMPENSATION SYSTEM FOR SPACE VEHICLE SOLAR PANELS DURING FACTORY TESTING

A. G. Verhoglyad<sup>1</sup>, V. A. Kuklin<sup>2</sup>, S. N. Makarov<sup>1</sup>, V. M. Mihalkin<sup>2</sup>, V. I. Halimanovich<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Technological Design Institute of Scientific Instrument Engineering  
of Siberian Branch of Russian Academy of Science  
41, Russkaya Street, Novosibirsk, 630058, Russian Federation

<sup>2</sup>Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: stupak@tdisie.nsc.ru, verhog@tdisie.nsc.ru

*During factory tests of space vehicle with solar panels due to low energetic capacity of their unfolding mechanisms the earth gravity forces must be compensated. This paper presents some results of research and development of design of solar panels weight compensation system.*

*Keywords: solar panel, spacecraft, efficiency of the weight compensation system.*

**Введение.** При наземной отработке раскрытия крупногабаритных солнечных батарей, входящих в состав космических аппаратов, для выявления истинных параметров и надежности работы системы раскрытия одной из важнейших задач является минимизация влияния силы тяжести на работу этой системы. Известны различные примеры систем обезвешивания, специализированных под конкретные конструкции [1; 2].

В представленной работе описана конструкция системы обезвешивания солнечных батарей, состоя-

щая из 12 независимых кареток. Каретки могут независимо перемещаться в горизонтальной плоскости.

Диапазон перемещений в продольном направлении достигает 17 м. В поперечном направлении он не превышает 4 м. Грузоподъемности кареток различны и приведены в табл. 1.

Технические характеристики автоматизированной системы обезвешивания для наземной отработки солнечных батарей приведены в табл. 2.

Таблица 1

## Грузоподъемность кареток системы обезвешивания солнечных батарей

№	Наименование	Количество, шт
1	Каретка продольная грузоподъемностью 80 кг	3
2	Каретка продольная грузоподъемностью 35 кг	6
3	Каретка продольная грузоподъемностью 10 кг	3

Таблица 2

## Параметры автоматизированной системы обезвешивания для наземной отработки солнечных батарей

№	Параметр	Значение
1	Потери энергии приводов раскрытия МУ БС на преодоление сопротивления в системе обезвешивания, не более, %	10
2	Максимальная скорость перемещения обезвешиваемых частей, м/с	1
	продольная	1
	поперечная	0,4
3	Максимальный продольный ход кареток, не менее, м	17
4	Максимальный поперечный ход кареток, не менее, м	±2
5	Максимальный вертикальный ход, не менее, м	±2,5
6	Максимальное ускорение обезвешиваемых частей, м/с <sup>2</sup>	0,5
	продольное	0,5
	вертикальное	0,2
7	Расстояние между соседними вывесками в транспортировочном положении МУ БС, не менее, мм	40
8	Запас грузоподъемности кареток, от номинальной нагрузки, не менее, %	135

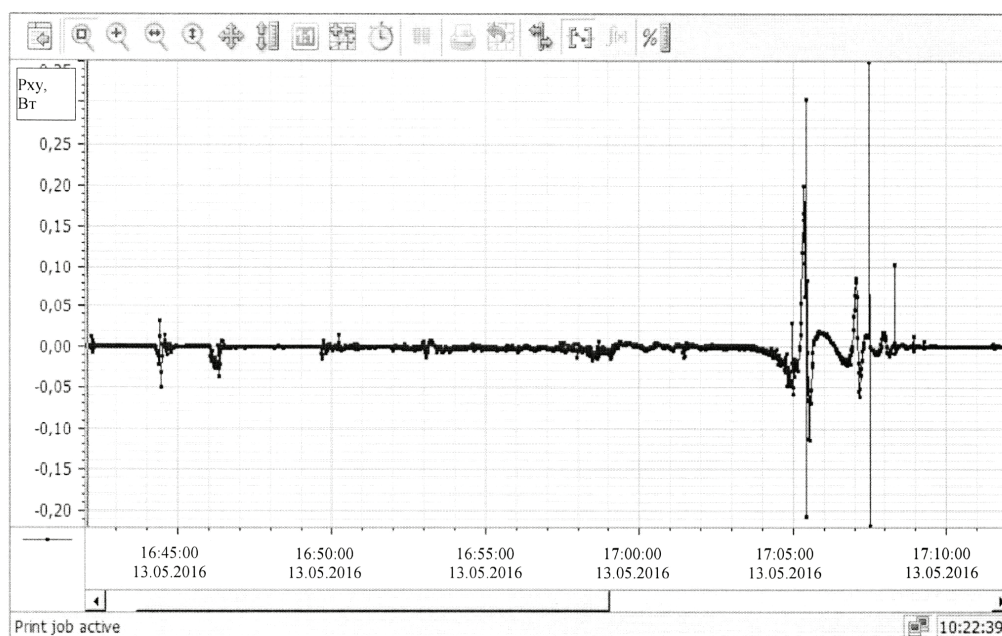


Рис. 1. График мощности взаимодействия приводов раскрытия солнечной батареи с системой раскрытия

Датчик	Минимум	Максимум	Среднее	Стандартное откл	Длительность	Integral	
1	0	0	0	0.000	30:01.482	0	
4	Pxy	-0.218	0.348	0.001	0.030	30:01.482	1.155

Потери энергии, Дж

Рис. 2. Таблица результирующих потерь энергии системы раскрытия

Отдельно стоит вопрос об эффективности работы системы обезвешивания солнечных батарей. Под эффективностью системы обезвешивания было принято считать процент энергии, уходящей у системы раскрытия на компенсацию влияния силы тяжести, от общих затрат энергии системы раскрытия. В ходе работы была разработана и утверждена методика определения потерь энергии системой раскрытия на преодоление влияния силы тяжести. Данная методика основана на подсчете в каждый момент времени согласования значений натяжения троса вывески от заданного и отклонений данного троса от вертикали. Далее все эти значения интегрируются. Получается результат, который и характеризует потери энергии.

Результат определения потерь и процента потерь энергии системой раскрытия приведен на рис. 1 и 2.

**Заключение.** Результаты испытаний показали, что описанная в данной работе система обезвешивания солнечных батарей, с указанными параметрами позволяет производить наземную отработку раскрытия солнечных батарей всех конструкций, как существ-

ующих в настоящее время, так и разрабатываемых на перспективу.

#### Библиографические ссылки

1. Пат. 139984 Российская Федерация, МПК7 G09B9. Силокомпенсирующая система / Кравченко О. А. и др. ; заявл. 27.04.2014.

2. Пат. 2454694 Российская Федерация, МПК7 B64G7/00, G01M 99/00. Способ имитации пониженной гравитации / Кудрявцев И. А. ; заявл. 27.06.2012.

#### References

1. Pat. 139984 Russian Federation, <sup>МПК7</sup> G09B9. Siliconindia system / Kravchenko O. A., etc. / Appl.27.04.2014.

2. Pat/2454694 Russian Federation, <sup>МПК7</sup> B64G7/00, G01M 99/00. Method of simulating reduced gravity / Kudryavtsev I. A. / Appl. 27.06.2012.

© Верхогляд А. Г., Куклин В. А., Макаров С. Н., Михалкин В. М., Халиманович В. И., 2016

УДК 531.133.3

### АВТОМАТИЗИРОВАННАЯ СИСТЕМА ОБЕЗВЕШИВАНИЯ КРУПНОГАБАРИТНЫХ ТРАНСФОРМИРУЕМЫХ РЕФЛЕКТОРОВ

А. Г. Верхогляд<sup>1</sup>, В. А. Куклин<sup>2</sup>, С. Н. Макаров<sup>1</sup>, В. М. Михалкин<sup>2</sup>, В. И. Халиманович<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Конструкторско-технологический институт научного приборостроения  
Сибирского отделения Российской академии наук  
Российская Федерация, 630058, г. Новосибирск, ул. Русская, 41

<sup>2</sup>Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: stupak@tdisie.nsc.ru, verhog@tdisie.nsc.ru

*В процессе наземной отработки крупногабаритных систем космических аппаратов возникает проблема компенсации влияния силы тяжести. В работе представлены результаты разработки и испытаний системы, предназначенной для обезвешивания рефлекторов.*

*Ключевые слова: трансформируемый рефлектор, алгоритм управления, эффективность системы обезвешивания.*

### WEIGHT COMPENSATION SYSTEM FOR LARGE-SCALE TRANSFORMING ANTENNA REFLECTORS

A. G. Verhoglyad<sup>1</sup>, V. A. Kuklin<sup>2</sup>, S. N. Makarov<sup>1</sup>, V. M. Mihalkin<sup>2</sup>, V. I. Halimanovich<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Technological Design Institute of Scientific Instrument Engineering  
of Siberian Branch of Russian Academy of Science  
41, Russkaya Street, Novosibirsk, 630058, Russian Federation

<sup>2</sup>Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochoy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: stupak@tdisie.nsc.ru, verhog@tdisie.nsc.ru

*During factory tests of space vehicle with large-scale transforming mechanisms the earth gravity effects must be compensated. This paper presents some results of research and development work on design of antenna reflector's weight compensation system.*

*Keywords: transforming reflector, control algorithm, accuracy, weight compensation efficiency criteria.*

**Введение.** При наземной отработке раскрытия крупногабаритных рефлекторов, входящих в оснащение космических аппаратов, для выявления истинных

параметров и надежности работы системы раскрытия, одной из важнейших задач является минимизация влияния силы тяжести на работу этой системы. Из-

вестны различные примеры таких систем, специализированных под обезвешивание конкретных конструкций [1; 2].

В представленной работе описана конструкция системы обезвешивания, состоящая из 36 независимых кареток. Каретки могут перемещаться в горизонтальной плоскости по 12 направляющим (по 3 каретки на каждой направляющей). Грузоподъемность каждой каретки достигает 10 кг, ход в горизонтальном и вертикальном направлениях составляет 6 м (без принципиального изменения конструкции системы этот ход может быть увеличен до 12 м). Скорость перемещения кареток, в процессе работы системы может достигать значения 0,6 м/мин как в горизонтальном, так и в вертикальном направлениях. Возможности управляющих модулей, алгоритмов управления и конструкция системы позволяют эффективно производить компенсацию влияния силы тяжести на частотах менее 3 Гц. Алгоритм управления позволяет подавлять все колебания на частотах более указанной величины.

Основные параметры системы приведены в таблице.

**Основные параметры автоматизированной системы обезвешивания крупногабаритных трансформируемых рефлекторов**

№	Параметр	Значение
1	Относительная погрешность компенсации веса составных частей КТС во время раскрытия, не более, %	0,2
2	Максимальный ход точки подвеса элемента КТС в вертикальном направлении во время раскрытия, не менее, м	12
3	Максимальный ход точки подвеса элемента КТС в продольном направлении во время раскрытия, не менее, м	12
4	Скорость перемещения точек подвеса элемента КТС в вертикальном направлении во время раскрытия, не более, м/мин	0,6
5	Скорость перемещения точек подвеса элемента КТС в продольном направлении во время раскрытия, не более, м/мин	0,6
6	Максимальный компенсируемый вес, кг	10

Отдельно стоит вопрос об эффективности работы системы обезвешивания. Под эффективностью системы обезвешивания было принято считать процент энергии, уходящей у системы раскрытия на компенсацию влияния силы тяжести, от общих затрат энергии системы раскрытия. В ходе работы была разработана и утверждена методика определения потерь энергии системой раскрытия на преодоление влияния силы тяжести. Данная методика основана на подсчете в каждый момент времени рассогласования значений натяжения троса вывески от заданного и отклонений данного троса от вертикали. Далее все эти значения интегрируются. Получается результат, который и характеризует потери энергии.

Результат определения потерь и процента потерь энергии системой раскрытия приведен на рис. 1 и 2.

**Заключение.** Результаты испытаний показали, что описанная в данной работе система с указанными параметрами позволяет производить наземную отработку раскрытия трансформируемых рефлекторов практически всех имеющихся в настоящее время в ИСС конструкций, так и разрабатываемых в ближайшей перспективе.

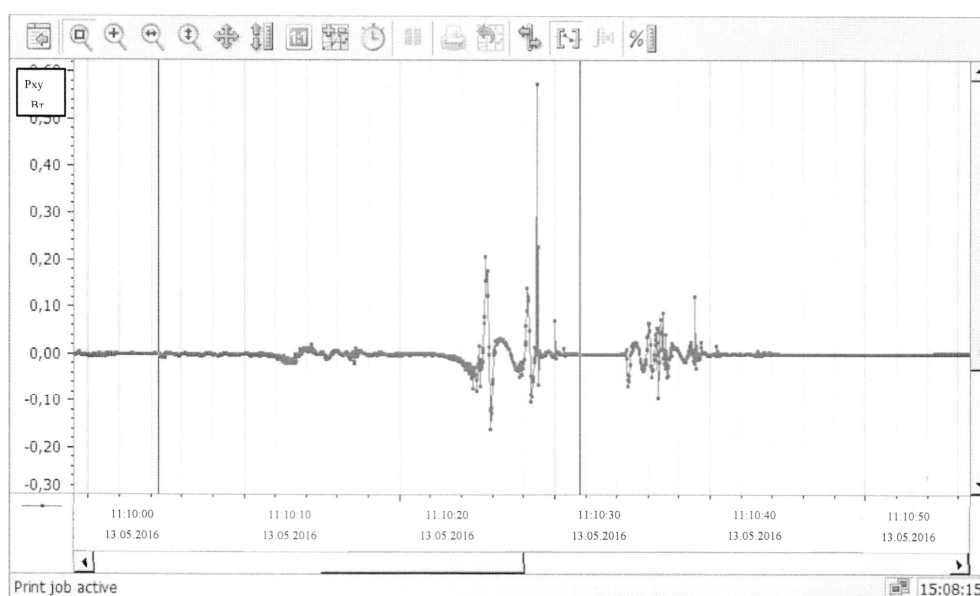


Рис. 1. График мощности взаимодействия приводов раскрытия с системой раскрытия рефлектора

Датчик	Минимум	Максимум	Среднее	Стандартное откл	Длительность	Integral
	0	0	0	0.000	00:26.282	0
Rxy	-0.160	0.573	0.011	0.030	00:26.282	4.155

Потери энергии, Дж

Рис. 2. Таблица результирующих потерь энергии системы раскрытия

### Библиографические ссылки

1. Пат. 2372601 С2 Российская Федерация, мпк7 G01.M19/00. Стенд для обезвешивания горизонтально перемещающейся механической системы космического аппарата / Кирилук А. И., Подзоров В. Н., Евтеев А. Н. ; заявл. 23.08.2007.
2. Пат. 2454694 Российская Федерация, мпк7 B64G7/00, G01M 99/00. Способ имитации пониженной гравитации / Кудрявцев И. А. ; заявл. 27.06.2012.

### References

1. Pat. 2372601 Russian Federation, мпк7 G01.M19/00. Weight compensation setup for the horizontally moving mechanical system of spacecraft / Kirilyuk I. A., Podzorov V. N., Evteev A. N. / Appl. 23.08.2007.
2. Pat. 2454694 Russian Federation, мпк7 B64G7/00, G01M 99/00. Reduced gravity simulation method / Kudryavtsev I. A. / Appl. 27.06.2012.

© Верхогляд А. Г., Куклин В. А., Макаров С. Н., Михалкин В. М., Халиманович В. И., 2016

УДК 629.78

## ОБЗОР СИСТЕМ ОБЕЗВЕШИВАНИЯ

А. О. Гайдукова, Н. А. Белянин

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва  
Российская Федерация, 662972, г. Железнодорожск Красноярского края, ул. Ленина, 52  
E-mail: ramai\_i\_ika@mail.ru

*Описана наземная отработка крупногабаритных трансформируемых механических систем космического аппарата (КА) с использованием системы обезвешивания раскрытия рефлекторов.*

*Ключевые слова: наземная отработка, система обезвешивания, космический аппарат, крупногабаритные трансформируемые механические системы.*

## OVERVIEWING OFFLOADING (ZERO-G) SYSTEM

A. O. Gaydukova, N. A. Belyanin

JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems  
52, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation  
E-mail: ramai\_i\_ika@mail.ru

*This paper discusses the tests of spacecraft large mechanical deployable (foldable) systems with offloading (zero-G) system to deploy a reflector in on-ground conditions.*

*Keywords: on-ground conditions, offloading system, spacecraft, large mechanical deployable systems.*

Состав современных КА связи и ретрансляции невозможен без использования различных типов антенн.

Одним из ключевых направлений развития антенной техники является создание крупногабаритных трансформируемых рефлекторов антенн космических аппаратов, которое охватывает расширение частот рабочего диапазона, снижение удельной массы и возрастание общих габаритов их конструкций.

В ходе работ по созданию антенн КА должно быть решено множество технических задач, в том числе

отработка методики проведения испытаний в земных условиях крупногабаритных трансформируемых рефлекторов, обеспечивающих подтверждение заданных технических характеристик, при этом наиболее полно имитируя параметры космической среды, в частности отличную от земных условий гравитацию.

Для приближения условий функционирования трансформируемых систем к условиям функционирования на орбите применяются специальные стенды по снижению влияния гравитации, или, другими словами, системы обезвешивания.

Системы обезвешивания направлены на полную компенсацию в механических конструкциях сил и моментов, вызванных действием силы тяжести. В некоторых случаях может ставиться дополнительная задача сохранить при имитации невесомости формы траекторий движения свободных тел в невесомости.

В настоящее время существует два класса таких систем: пассивные и активные.

Пассивные системы используют естественные силы (архимедова, гравитационная, натяжения/ сжатия пружин и т. д.), возникающие при взаимодействии механической системы со специально организованной тестовой средой. К таким системам, например, относятся:

- свободное падение, полет по параболической траектории. Осуществляется сбрасыванием испытуемого объекта с высоты либо полетом по параболической траектории, в процессе которых сила тяжести полностью компенсируется силой инерции;

- система пассивных подвесов. Обезвешивание достигается за счет прикрепления к части элементов конструкции испытуемого объекта веревок или тросов, на противоположном конце которых прикреплен груз-противовес.

В настоящее время широко применяются системы обезвешивания пассивного типа. Усилие обезвешивания в таких системах создается механическим способом (растянутой пружиной; грузом, расположенным на определенном плече; шаром, наполненным легким газом, и пр.), и в процессе раскрытия механической системы усилие не изменяется. Движение элементов системы обезвешивания определяется движением механической системы [1].

Система пассивных подвесов исполняется в виде шаров-баллонов, заполненных гелием. Она имеет шесть степеней свободы, что является очевидным преимуществом. Однако у системы данного вида имеются также и недостатки. Во-первых, крупные габариты самой конструкции системы обезвешивания. Для механических систем большего размера требуется большее обезвешивание, т. е. шар-баллон имеет большие габариты. Во-вторых, эта система требует определенных внешних условий – стабильности температуры и влажности. «Парусность» конструкции создает определенную сложность при проведении испытаний раскрытия механических систем. Такая система является инерционной.

Примером системы с пассивными подвесами также можно назвать систему с балансирами. Недостатки такой системы – точный подбор противовесных грузов, ограниченная рабочая зона, конструкция системы является крупногабаритной и тяжелой. Достоинствами являются простота исполнения, дешевизна изготовления по сравнению с активной системой, простота регулировки (вес не изменяется в процессе проведения испытаний).

Однако системы пассивного обезвешивания не обеспечивают перемещения обезвешиваемых конструкций во всех трех направлениях с одновременным увеличением диапазонов перемещений; увеличения максимальных значений скорости до нескольких метров в секунду и ускорений до единиц метров в секунду;

учет возможного перераспределения обезвешиваемых масс [2].

Поэтому хотелось бы рассказать о второй разновидности систем обезвешивания – активных системах. Они сами являются сложными механическими системами, со своей системой датчиков и двигателей, предназначенных для компенсации влияния силы тяжести, осуществляемой на основе сигналов датчиков обратных связей. Данный класс систем имеет большую гибкость в плане проведения эксперимента и вариации величины и характера компенсационных воздействий. Они могут быть как расширениями пассивных систем в направлении увеличения статической и динамической точности имитации условий невесомости, так и иметь собственную конструкцию, которую можно реализовать лишь с подведением внешнего источника энергии.

К таким системам, например, относится система с активным подвесом [3]. В отличие от пассивного аналога, данная система в качестве противовеса использует не груз, а управляемый двигатель снабженный, как правило, датчиком усилия натяжения троса. Кроме того, в данной системе применяются активные устройства выравнивания вертикальности тросов, что делает ее более точной в отношении возникающих боковых нагрузок, чем пассивный аналог. Возможно применение груза-противовеса для компенсации большей доли силы тяжести и двигателя для компенсации оставшейся, что приводит к выигрышу по динамическим показателям [4].

Примером такой системы служит автоматическая система обезвешивания крупногабаритных трансформируемых конструкций (рефлекторов). Она состоит из 12 радиально расходящихся из общего центра лучей (по числу спиц в обезвешиваемом рефлекторе). Каждый луч является, по сути, металлической направляющей, вдоль которой могут перемещаться три независимые каретки, для каждой из них на тросе размещается устройство подвеса обезвешиваемой части крупногабаритной трансформируемой конструкции. Точка подвеса может перемещаться за счет изменения длины троса с помощью управляемого сервопривода. Кроме того, имеется система слежения за отклонением троса от вертикали и компенсации этого отклонения путем перемещения каретки вдоль направляющей.

Из всего вышеизложенного следует, что наибольшим количеством преимуществ применительно к испытаниям крупногабаритных трансформируемых конструкций обладают системы с активным подвесом. Основным их достоинством является потенциальная возможность достижения полного обезвешивания объекта за счет прикрепления троса к каждому сочленению. Достижимая точность значительно выше, чем у пассивного аналога. Также теоретически возможно обезвешивать устройства больших масс и габаритов.

#### Библиографические ссылки

1. Михалкин В. М., Романенко И. В. Анализ применимости системы обезвешивания пассивного типа

для крупногабаритного крыла батареи солнечной // Решетневские чтения : материалы XVII Междунар. науч. конф. В 2 ч. Ч. 1. Красноярск, 2013. С. 88–89.

2. Технология производства космических аппаратов / Н. А. Тестоедов [и др.]. Красноярск, 2009. 352 с.

3. Spacecraft systems engineering / ed. by Peter Fortescue, Graham Swinerd, John Stark. 4<sup>th</sup> ed. 2011. 691 p.

4. Чеботарев В. Е. Проектирование космических аппаратов систем информационного обеспечения / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2005. 168 с.

#### References

1. Mihalkin V. M., Romanenko I. V. Analiz primenimosti sistemy obezveshivaniya passivnogo tipa dlja krupnogabaritnogo kryla batarei solnechnoj (Analysis of applicability of passive type zero-gravity system for

large solar array) // Reshetnjovskie chteniya : materialy XVII Mezhdunarodnoj nauchnoj konferencii : v 2 ch. Krasnojarsk, 2013. Ch. 1. P. 88–89.

2. Testoevod N. A., Mihnev M. M., Miheev A. E. et al. Tekhnologiya proizvodstva kosmicheskikh apparatov (The spacecraft processing technology). SIBSAU, Krasnoyarsk, 2009. 352 p.

3. Spacecraft systems engineering / ed. by Peter Fortescue, Graham Swinerd, John Stark. 4<sup>th</sup> ed. 2011. 691 p.

4. Chebotarev V. E. Proektirovanie kosmicheskikh apparatov system informacionnogo obespechenija (Designing of infoware systems of spacecrafts). Siberian aerospace university. Krasnoyarsk, 2005. 168 p.

© Гайдукова А. О., Белянин Н. А., 2016

УДК 62-238.9

### УСТРОЙСТВО УДЕРЖАНИЯ И ОСВОБОЖДЕНИЯ ПОДВИЖНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ПОНИЖЕННЫМ УДАРНЫМ ВОЗДЕЙСТВИЕМ

А. А. Герус<sup>1</sup>, А. А. Байбородов<sup>1</sup>, В. В. Кузнецов<sup>1</sup>, А. Д. Кузнецов<sup>1</sup>, Н. А. Смирнов<sup>2</sup>

<sup>1</sup>АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва  
Российская Федерация, 662972, г. Железнодорож Красноярского края, ул. Ленина, 52

<sup>2</sup>Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: Uthec\_piroteh@mail.ru

*В настоящее время в современных космических аппаратах (КА) применяются высокоточное оборудование, а также высокоэффективные конструкции систем электропитания (СЭП), чувствительные к ударным воздействиям. В связи с этим возникает необходимость и потребность в создании механических устройств удержания и освобождения подвижных элементов конструкции КА с пониженным ударным воздействием при срабатывании.*

*Ключевые слова: устройство удержания, трансформируемые конструкции, безударное разделение, пирострелка.*

### DEVICE FOR HOLDING AND RELEASING MOVABLE SPACECRAFT STRUCTURES WITH REDUCED SHOCK INFLUENCE

A. A. Gerus<sup>1</sup>, A. A. Bajborodov<sup>1</sup>, V. V. Kuznetsov<sup>1</sup>, A. D. Kuznetsov<sup>1</sup>, N. A. Smirnov<sup>2</sup>

<sup>1</sup>JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems  
52, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation

<sup>2</sup>Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: Uthec\_piroteh@mail.ru

*Currently, modern spacecraft uses sensitive to shock, high precision devices and high efficiency structures of power systems. Therefore there is a need in creation for mechanical devices for fixing and releasing movable spacecraft structures with reduced influence of hit.*

*Keywords: fixing device, release device, transformable structures, actuator.*

В настоящее время в современных отечественных КА связи используются замки, состоящие:

- из механической части;
- активирующего устройства.

В качестве механической части используются устройства на основе рычажных схем, обеспечивающих удержание трансформируемых элементов КА во время выведения на целевую орбиту.

В качестве активирующего устройства используются пиротехнические средства, выполняющие функцию дистанционного инициатора срабатывания механической части замка.

Значения ударных воздействий, возникающих при срабатывании такого замка, приведены на рис. 1.

Основные ударные воздействия в замках возникают за счет срабатывания пиротехнических средств, резкого снятия нагрузки в механизме удержания замка и за счет соударения элементов этого механизма.

Для снижения ударного воздействия на оборудование КА от устройств удержания необходимо разработать замок, обеспечивающий минимальные ударные воздействия на бортовую аппаратуру КА, а именно:

- разработать механизм замка, удовлетворяющий условию отсутствия соударяющихся элементов механизма удержания, а также обеспечивающего условия постепенного снятия нагрузки;

- разработать активирующее устройство без использования пиротехнических средств.

Целью данной работы является разработка замка с использованием активирующего устройства без использования пиросредств.

В результате проведенной работы [1–4] был разработан замок с низким значением ударных воздействий, возникающих при его срабатывании.

Замок представляет собой конструкцию, состоящую из механической части и активирующего устройства, общий вид которых приведен на рис. 2.

Активирующее устройство состоит из электрической части 1 и механической части 2. При этом электрическая часть 1 включает в себя подпружиненные штоки (в количестве 4 шт. для увеличения надежности срабатывания), удерживаемые проволокой из материала с высоким значением удельного электрического сопротивления. Механическая часть состоит из подпружиненного штока, опертго на ролики поворотного рычага.

Активирующее устройство работает следующим образом. При подаче электрического тока на проволоку происходит ее нагрев и разрушение под действием пружины штока, после чего шток освобождается и поворачивает рычаг, освобождая подпружиненный шток, который втягивается в корпус активирующего устройства под действием пружины, тем самым обеспечивая освобождение удерживаемого элемента.

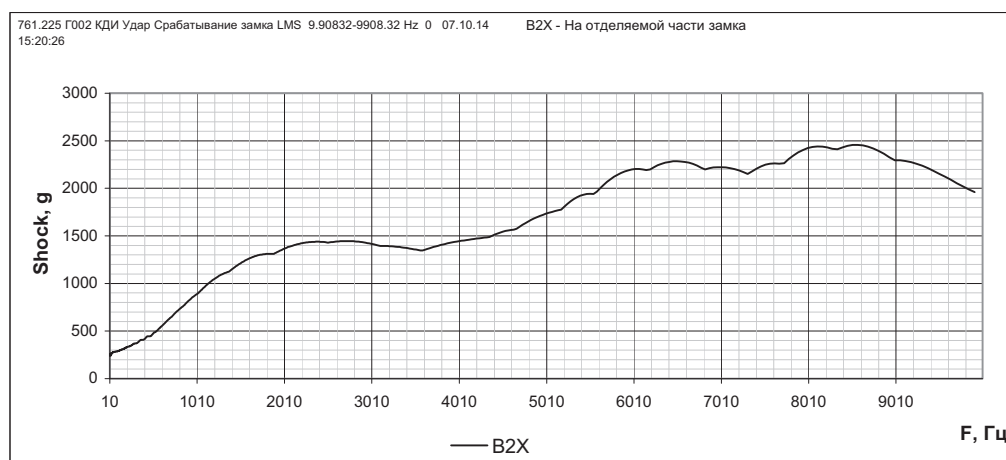


Рис. 1. Значения ударных воздействий при срабатывании замка

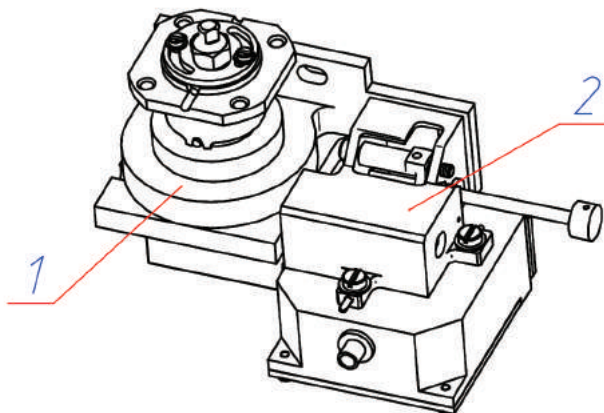


Рис. 2. Общий вид замка:  
1 – механический замок; 2 – активирующее устройство



Замок состоит из стационарной и отделяемой частей, при этом:

- стационарная часть включается в себя корпус, гайку, подшипник;
- отделяемая часть включает в себя воронку, штырь, пружину.

Корпус необходим для восприятия нагрузок, возникающих при транспортировке и выведении КА, воронка для закрепления удерживаемого элемента КА, штырь для соединения между собой стационарной и отделяемой части.

Замок работает следующим образом. После срабатывания активирующего устройства происходит освобождение гайки замка, после чего штырь может выкрутиться из гайки за счет того, что штырь и гайка имеют резьбу с углом подъема большим, чем угол трения, что позволяет штырю самостоятельно выкручиваться из гайки под действием усилия затяжки в замке и пружины, вытягивающей штырь. После того как штырь полностью выкручен из гайки, отделяемая и стационарная части замка могут быть свободно разделены. Также для снижения сопротивления вращения гайки при выкручивании штыря гайка установлена в корпус замка на упорный подшипник.

Технический эффект разработанной конструкции замка заключается:

- в использовании в механизме удержания замка резьбового соединения винт-гайка, со значением угла наклона резьбы большим, чем угол трения, что позволяет обеспечить условие отсутствия соударения элементов механизма удержания и обеспечить плавное снятие нагрузки при срабатывании;
- активирующее устройство основано на принципе разрушаемого элемента, выполненного в виде пережигаемой проволоки, что обеспечивает многократное снижение ударных воздействий при срабатывании такого активирующего устройства.

Разработанная конструкция замка позволит использовать его на КА с бортовой аппаратурой, чувствительной к ударным воздействиям без ограничения по месту размещения на КА, а также позволит снизить массу системы зачекочки подвижных элементов КА в целом.

#### Библиографические ссылки

1. Кузнецов В. В., Ереско С. П. Устройство удержания и освобождения подвижных элементов конструкции космического аппарата с пониженным ударным воздействием // Инновации в авиации и космонавтике : материалы Всерос. научно-практич. конф. М. : МАИ, 2014. С. 82–83.
2. Кузнецов В. В., Ереско С. П. Совершенствование устройств удержания и освобождения подвижных элементов конструкции космических аппаратов // Актуальные проблемы авиации и космонавтики : материалы X Всерос. научно-практич. конф. Т. 1. Технические науки. Информационные технологии / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2014. С. 147–148.

ческие науки. Информационные технологии / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2014. С. 147–148.

3. Кузнецов В. В., Ереско С. П. Устройство удержания и освобождения подвижных элементов космического аппарата с пониженным ударным воздействием // Новые материалы и технологии в ракетно-космической и авиационной технике : материалы Всерос. молодежной конференции. Звездный : ФГБУ «НИИ ЦПК им. Ю. А. Гагарина», 2015.

4. Кузнецов В. В., Ереско С. П. Устройство удержания и освобождения подвижных элементов конструкции космического аппарата с пониженным ударным воздействием // Актуальные проблемы авиации и космонавтики : материалы XI Всерос. научно-практич. конф. Т. 1. Технические науки. Информационные технологии / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2015.

#### References

1. Kuznetsov V. V., Yeresko S. P. *Ustroystvo uderzhaniya i osvobozhdeniya podvizhnykh elementov konstruktсии kosmicheskogo apparata s ponizhennym udarnym vozdeystviem* [Device for retention and release of mobile elements of the spacecraft design with low impact force] // *Mat-ly Vseros. nauchno prakticheskoy konf. «Innovatsii v aviatsii i kosmonavtike»*. M. : MAI, 2014. P. 82–83.
2. Kuznetsov V. V., Yeresko S. P. *Sovershenstvovaniye ustroystv uderzhaniya i osvobozhdeniya podvizhnykh elementov konstruktсии kosmicheskikh apparatov* [Improving devices for retention and the release of mobile elements spacecraft design]. // *Mat-ly X Vseros. nauchno prakticheskoy konf. «Aktual'nyye problemy aviatsii i kosmonavtiki»*. Vol. 1. *Tekhnicheskkiye nauki. Informatsionnyye tekhnologii.*-Krasnoyarsk : SibGAU, 2014. P. 147–148.
3. Kuznetsov V. V., Yeresko S. P. *Ustroystvo uderzhaniya i osvobozhdeniya podvizhnykh elementov kosmicheskogo apparata s ponizhennym udarnym vozdeystviem* [Device for retention and release of mobile elements of the spacecraft design with low impact force] // *Mat-ly Vseros. Molodezhnoy konferentsii «Novyye materialy i tekhnologii v raketno-kosmicheskoy i aviatsionnoy tekhnike»*. Zvezdnyy : FGBU «NII TSPK im. YU. A. Gagarina», 2015.
4. Kuznetsov V. V., Yeresko S. P. *Ustroystvo uderzhaniya i osvobozhdeniya podvizhnykh elementov konstruktсии kosmicheskogo apparata s ponizhennym udarnym vozdeystviem* [Device for retention and release of mobile elements of the spacecraft design with low impact force] // *Mat-ly XI Vseros. nauchno prakticheskoy konf. «Aktual'nyye problemy aviatsii i kosmonavtiki»*.-T1. *Tekhnicheskkiye nauki. Informatsionnyye tekhnologii.*-Krasnoyarsk : SibGAU, 2015.

© Герус А. А., Байбородов А. А., Кузнецов В. В., Кузнецов А. Д., Смирнов Н. А., 2016

## СИСТЕМА АДАПТАЦИИ ПАНЕЛЕЙ ЗЕРКАЛА КОСМИЧЕСКОГО ТЕЛЕСКОПА

В. Г. Гиммельман, Я. Ю. Федоров\*, С. С. Щесняк

ОАО «Научный центр прикладной электродинамики»  
Российская Федерация, 190103, г. Санкт-Петербург, Рижский просп., 26

\*E-mail: yan.fedorov@scaegroup.com

*Описана механическая часть системы адаптации панелей зеркала космического телескопа.**Ключевые слова: система адаптации, рефлектор.*

## ADAPTATION SYSTEM FOR SPACE TELESCOPE SURFACE BOARDS

V. G. Gimmelman, I. I. Fedorov\*, S. S. Shchesniak

JSC "Scientific center of applied electrodynamics"  
26, Rizhskiy Av., Saint-Petersburg, 190103, Russian Federation

\*E-mail: yan.fedorov@scaegroup.com

*The paper describes mechanical part of the adaptation system for space telescope surface boards.**Keywords: adaptation system, reflector.*

Космическая обсерватория «Миллиметр» (проект «Спектр-М») (рис. 1) с 10-метровым космическим телескопом предназначена для исследования объектов Вселенной в миллиметровом и инфракрасном диапазонах спектра электромагнитного излучения. Высокая чувствительность телескопа космической обсерватории достигается за счет большой собирающей площади его главного зеркала и глубокого охлаждения зеркальной системы телескопа с приемной аппаратурой [1].

Одним из основных параметров главного зеркала является отклонение формы его отражающей поверхности от теоретического профиля в эксплуатационном состоянии телескопа. Отклонение формы отражаю-

щей поверхности зеркала определяется погрешностью изготовления и сборки составляющих элементов, а также температурными деформациями.

Главное зеркало включает в себя 24 раскрывающихся лепестка, каждый из которых состоит из трёх адаптируемых панелей.

В конструкции рефлектора предусмотрена система адаптации (СА), которая должна обеспечивать перемещение каждой панели с целью компенсации указанных выше отклонений.

Каждая из адаптируемых панелей установлена на три линейных актуатора, размещённых на силовом каркасе рефлектора (рис. 2), образующих равнобедренный треугольник (рис. 3).

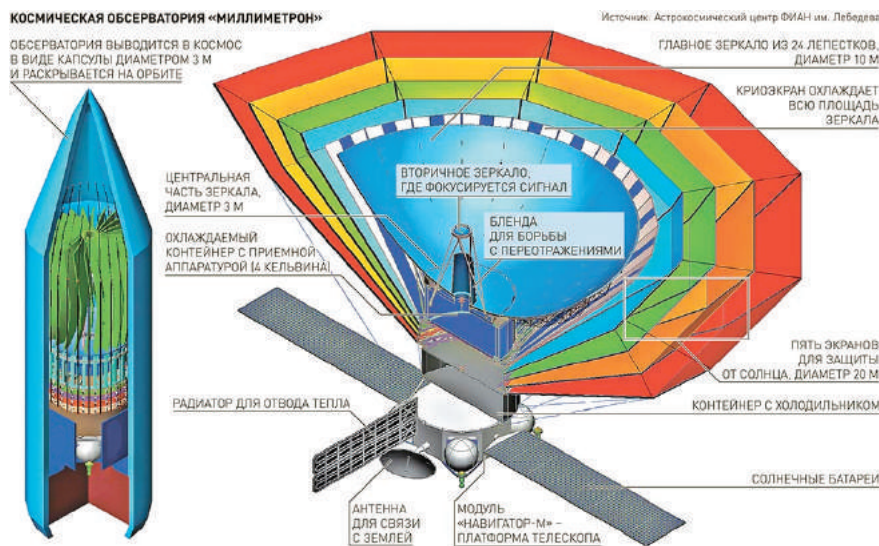


Рис. 1. Концепция обсерватории «Миллиметр»

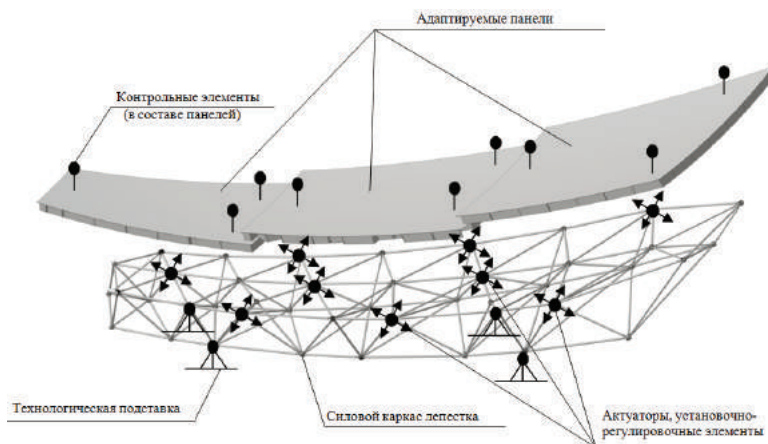


Рис. 2. Расположение исполнительных устройств СА рефлектора

Одной из наиболее важных задач, которая должна быть решена при конструировании механизма перемещения панелей, является создание безлюфтового шарнира, соединяющего адаптируемую панель с каркасом. В связи с этим предлагается использовать схему с шарниром, работа которого основана на упругих свойствах материала. Эти шарниры размещаются в свободном пространстве между адаптируемыми панелями зеркала космического телескопа и силовым каркасом рефлектора и связывают их между собой.

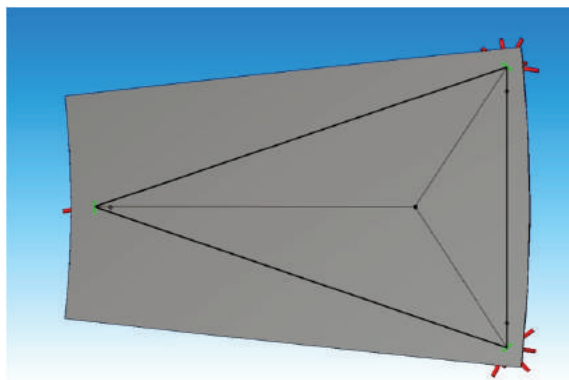


Рис. 3. Расположение элементов СА в пределах адаптируемой панели

Упругие шарниры, представляют собой L-образные пластины из титанового сплава, согнутые под прямым углом (рис. 4). Одним концом пластины закрепляются на силовом каркасе, другим концом – через регулируемые кронштейны на адаптируемых панелях. Пластины в пределах каждой панели располагаются в вершинах равнобедренного треугольника таким образом, что вертикальные части пластин перпендикулярны соответствующим биссектрисам углов треугольника.

К нижней стороне полусферы силового каркаса через фланец крепится актуатор, который перемещает шток, проходящий через эту полусферу и контактирующий с L-образной пластиной. В составе механизма системы адаптации рефлектора могут быть использованы актуаторы (рис. 5) производства голландской фирмы Janssen precision engineering или актуато-

ры немецкой фирмы Attocube, способные работать при температуре до  $-269\text{ }^{\circ}\text{C}$  в условиях вакуума.

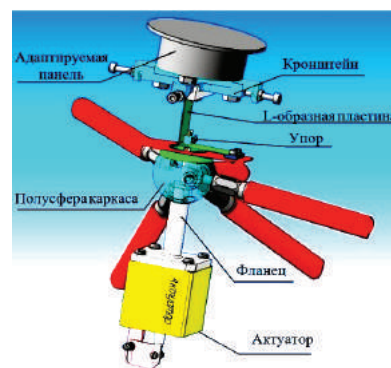


Рис. 4. Исполнительные элементы СА



Рис. 5. Актуаторы, работающие в криогенных температурах

При поступлении команды актуатор перемещает шток вверх вдоль своей оси, воздействуя на L-образную упругую пластину. L-образная пластина, в свою очередь, изгибается, перемещая панель в заданное положение. При этом две другие L-образные пластины участвуют в изменении положения адаптируемой панели.

При перемещении штока актуатора в обратном направлении упругая пластина стремится вернуться в начальное положение, находясь в постоянном контакте со штоком актуатора.

При возникновении ситуаций, когда по каким-то причинам панель не возвращается обратно, предусмотрена обратная связь панели со штоком актуатора

в виде упора (рис. 6), который участвует в перемещении панели в начальное положение только в этих случаях.

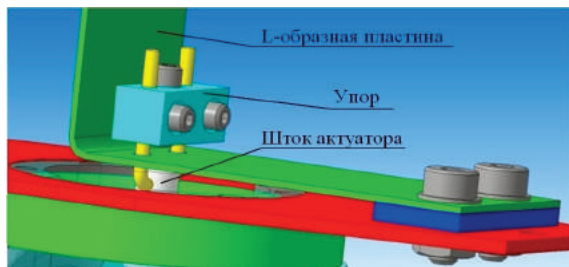


Рис. 6. Обратная связь L-образной пластины со штоком

Предложенная схема при массе 550 г для каждой адаптируемой панели выполняет все поставленные требования. При этом сохраняется высокая жёсткость соединения адаптируемой панели с силовым каркасом, о чём свидетельствуют расчеты трёх первых частот собственных колебаний промежуточной панели

лепестка, установленного на гибкие L-образные пластины (см. таблицу).

#### Частота собственных колебаний промежуточной панели лепестка

Номер формы собственных колебаний	Частота собственных колебаний, Гц
1	15,808
2	16,769
3	91,369

#### Библиографическая ссылка

1. URL: <http://millimetron.ru/> (Дата обращения: 2.11.2015).

#### Reference

1. URL: <http://millimetron.ru/> (Дата обращения: 2.11.2015).

© Гиммельман В. Г., Федоров Я. Ю., Щесняк С. С., 2016

УДК 629.76/78.001.63

### ОСОБЕННОСТИ СОЗДАНИЯ МНОГОКОМПОНЕНТНЫХ МОДЕЛЕЙ АНТЕНН С КРУПНОГАБАРИТНЫМИ РЕФЛЕКТОРАМИ В ПО ANSYS

Н. Н. Голдобин<sup>1</sup>, А. С. Евдокимов<sup>2</sup>

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва  
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52  
E-mail: <sup>1</sup>goldobin@iss-reshetnev.ru, <sup>2</sup>evdokimov-as@iss-reshetnev.ru

*Рассмотрены некоторые особенности создания конечно-элементных моделей в программном комплексе ANSYS Mechanical APDL. При разработке многокомпонентной модели антенны космического аппарата с крупногабаритным рефлектором могут возникнуть проблемы в процессе объединения отдельных частей модели в общую модель. Авторы провели анализ возможных конфликтов при объединении моделей, а также разработали способы их устранения.*

*Ключевые слова: антенна космического аппарата, рефлектор, конечно-элементная модель, ANSYS, APDL.*

### SOME FEATURES OF MULTICOMPONENT MODELS TO CREATE ANTENNAS WITH LARGE REFLECTORS IN ANSYS

N. N. Goldobin<sup>1</sup>, A. S. Evdokimov<sup>2</sup>

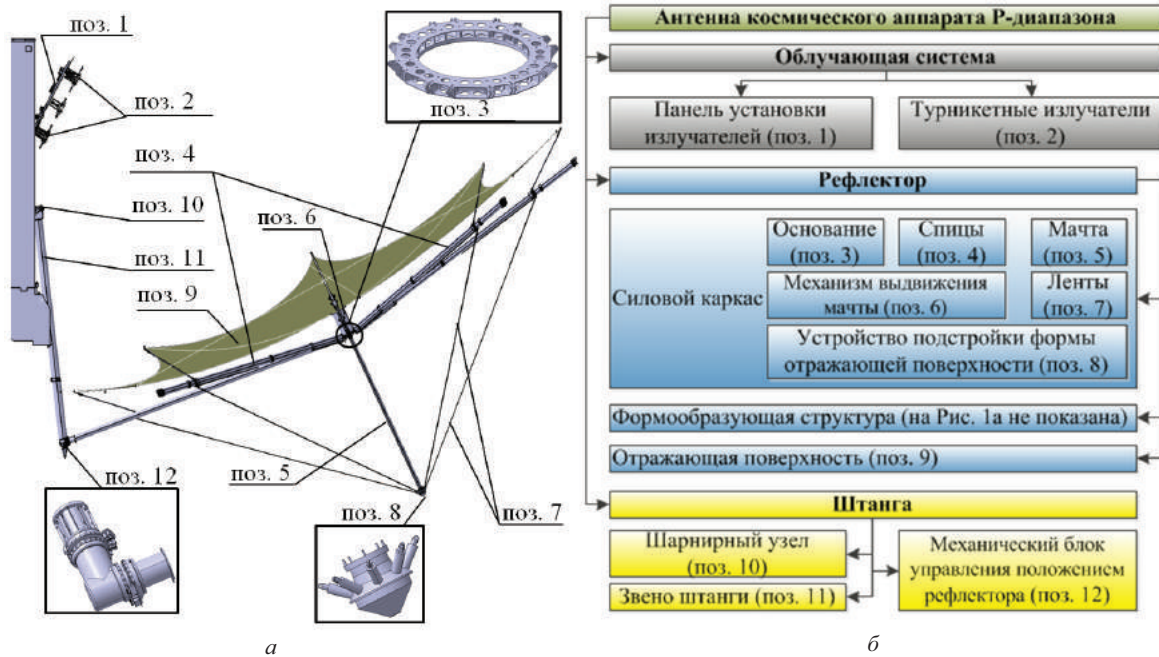
JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems  
52, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation  
E-mail: <sup>1</sup>goldobin@iss-reshetnev.ru, <sup>2</sup>evdokimov-as@iss-reshetnev.ru

*The authors consider some features of final element models to create in the program complex ANSYS Mechanical APDL. When developing a multicomponent model of spacecraft antenna with a large reflector there can be problems while integrating separate parts in the general model. The authors analyse the possible conflicts at model integration and also develop techniques of their elimination.*

*Keywords: an antenna of a spacecraft, a reflector, final element model, ANSYS, APDL.*

Конструкции антенн с крупногабаритными трансформируемыми рефлекторами, применяемые в составе космических аппаратов (КА) связи производства АО «Информационные спутниковые системы» имени

академика М.Ф. Решетнева», являются весьма сложными техническими устройствами. Как правило, эти конструкции состоят из нескольких сотен деталей и узлов (сборочных единиц).



Общий вид антенны космического аппарата

На рисунке показан общий вид антенны с рефлектором диаметром более 8 метров, размещенной на корпусе КА, и схема основных конструктивных элементов данной антенны.

Большие габариты антенны в рабочем положении, а также отсутствие на сегодняшний день возможности учета всех факторов космического пространства в процессе проведения наземной экспериментальной отработки требуют создания ее математической модели с последующим проведением соответствующих численных экспериментов.

При создании конечно-элементной модели (КЭМ) любого физического объекта, в том числе антенн для КА, расчетчик, как правило, руководствуется критериями моделирования, выбор которых определяет качественное соотношение между машинным временем решения поставленной задачи и точностью полученных результатов. На этапе проведения проектных расчетов предпочтение отдается скорости получения результатов, в свою очередь на этапе подтверждения выбранных конструкторских решений главной задачей становится получение точных результатов, наиболее полно отражающих поведение реального физического объекта моделирования.

Разработка подробной КЭМ зачастую занимает длительное время, что приводит к необходимости привлечения нескольких специалистов для моделирования отдельных узлов изделия. Одной из особенностей работы в ПО ANSYS является возможность моделирования различными способами: с помощью графического пользовательского интерфейса (GUI); путем написания и последовательного запуска макрокоманд на встроенном языке программирования APDL; путем импорта готовых 3D-моделей в формате IGES, созданных в CAD-системах. Поэтому каждый специалист-расчетчик вправе выбрать удобный для себя способ создания модели, что может привести к

ряду проблем на этапе объединения всех частей в общую КЭМ.

При создании сложных моделей GUI почти не используется, поскольку, в сущности, этот интерфейс является «кнопочным» представлением языка APDL, но с сильно урезанным функционалом. Например, в GUI отсутствуют команды управления потоком выполнения программы (использование циклов и условий).

Если разные специалисты разрабатывают КЭМ, используя для этого язык программирования APDL, то для объединения частей модели достаточно последовательно запустить все файлы с макрокомандами построения этих частей. Однако такой подход может привести:

- к появлению конфликтов вследствие наличия одноименных узлов, элементов, параметров и массивов данных;
- появлению конфликтов между локальными системами координат;
- отсутствию связей между частями общей модели;
- проблемам выбора последовательности запуска макросов в случаях, когда значение параметра одной модели зависит от параметра другой модели.

Чтобы помочь решить описанные выше проблемы, в ПО ANSYS предусмотрены несколько команд:

CDWRITE – запись всей информации о КЭМ в ASCII-файл с расширением \*.cdb;

CDREAD – чтение сохраненного ранее архива модели из файла \*.cdb;

NUMOFF – смещает номера существующих в модели узлов, элементов, связей и пр.;

NUMCMP – сжимает нумерацию узлов, элементов, связей и пр.

В справочниках пользователя ANSYS [1–3] рекомендуется использовать набор данных команд для создания больших моделей. Такой подход позволяет исключить все рассмотренные проблемы, но может

вызвать конфликт содержимого массивов. Это происходит потому, что в начале файла \*.cdb содержатся команды NUMOFF, которые принудительно смещают выбранную нумерацию на некоторое значение. Таким образом, если до подключения новой части модели в имеющейся КЭМ содержался массив, заполненный, например, номерами узлов, то после подключения новой части модели узлы с этими номерами не будут соответствовать ранее выбранным узлам.

Чтобы разрешить данный конфликт, необходимо выполнить следующие действия:

1) в пакетном режиме загрузить архив части модели с помощью команды CDREAD;

2) воспользоваться командой NUMOFF, смещая нумерацию всех счетчиков данной модели. В качестве величины смещения удобно принять такое значение, которое гарантированно не примет ни один из счетчиков, например,  $1E + 06$ ;

3) сохранить архив модели с помощью команды CDWRITE и завершить работу программы;

4) открыть базу данных \*.db, в которой планируется объединять части моделей в общую КЭМ;

5) воспользоваться командой NOOFFSET, которая предотвращает выполнение команд NUMOFF, автоматически прописанных в архиве модели;

6) подключить сохраненную ранее часть модели в общую КЭМ с помощью команды CDREAD;

7) переместить подключенную модель в требуемое место относительно глобальной системы координат (команда TRANSFER);

8) убрать зазоры в нумерации с помощью команды NUMCMP.

Еще одной немаловажной задачей при разработке КЭМ является обеспечение связей между различными частями модели. В случае, когда моделированием сложной конструкции занимаются несколько специалистов, им необходимо иметь договоренность со своим коллегой, который занимается «сборкой» общей модели, для установления интерфейсов между различными частями модели. В качестве интерфейсов могут выступать узлы или элементы, которые должны быть выбраны, как компоненты (именованные выборки) с помощью команды CM. Использование компо-

нентов для выбора интерфейсов позволяет значительно ускорить процесс создания связей между разными частями модели. Связи между интерфейсами любых двух частей модели организуются уравнениями связи с помощью команды CP.

Таким образом, чтобы объединить несколько моделей в общую КЭМ, нужно:

1) создать базу данных \*.db;

2) задать необходимые локальные системы координат;

3) подключить все части модели в соответствии с описанными выше правилами;

4) используя компоненты, включающие в себя интерфейсы разных частей модели, создать уравнения связи между ними.

Разработанные методы создания многокомпонентных моделей позволяют существенно снизить трудоемкость работ, а также свести к минимуму возможные ошибки при выполнении больших моделей в ПО ANSYS. Данные методы апробированы и активно применяются в АО «ИСС» при разработке новых антенн для космических аппаратов с крупногабаритными трансформируемыми рефлекторами.

#### Библиографические ссылки

1. Басов К. А. ANSYS : справочник пользователя. М. : ДМК Пресс, 2014. 640 с.
2. Каплун А. Б. и др. ANSYS в руках инженера : практическое руководство. 2-е изд., испр. М. : Едиториал УРСС, 2004. 272 с.
3. ANSYS, «ANSYS Academic Research», 13.0 Ed, 2010.

#### References

1. Basov K. A. ANSYS: spravochnik polzovatelya. M.: DMK Press, 2014. 640 p., il.
2. Kaplun A. B. and others ANSYS v rukah ingenera: Prakticheskoye rykovodstvo. 2<sup>nd</sup> Izd., ispr. M. : Editorial YRSS, 2004. 272 p.
3. ANSYS, «ANSYS Academic Research», 13.0 Ed, 2010.

© Голдобин Н. Н., Евдокимов А. С., 2016

УДК 629.76/78.001.63

### ОЦЕНКА ТОЧНОСТИ НАВЕДЕНИЯ РЕФЛЕКТОРА НА ОСНОВАНИИ ИНФОРМАЦИИ ОБ ОТКЛОНЕНИЯХ КОНЦОВ ЕГО СИЛОВЫХ СПИЦ

Н. Н. Голдобин

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва  
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52  
E-mail: goldobin@iss-reshetnev.ru

*Рассмотрен авторский алгоритм оценки отклонений фокуса и угловых отклонений фокальной оси крупногабаритного сетчатого рефлектора. Данный алгоритм позволяет оценить точность наведения рефлектора на основании информации об отклонениях концов его силовых спиц в процессе изменения напряженно-деформированного состояния рефлектора.*

*Ключевые слова: антенна космического аппарата, рефлектор, конечно-элементная модель.*

## ESTIMATING TARGET ACCURACY OF A REFLECTOR ON THE BASIS OF INFORMATION ABOUT DEVIATIONS OF RIBS OF FRAME SPOKES

N. N. Goldobin

JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems  
52, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation  
E-mail: goldobin@iss-reshetnev.ru

*The material presents the author's algorithm of assessing focus deviations and focal axis angular deviations of large meshed reflector. This algorithm allows to estimate target accuracy of a reflector on the basis of information about deviations of ribs of frame spokes in the course of change of a reflector deflected mode.*

*Keywords: an antenna of a spacecraft, a reflector, final element model.*

Главной задачей многолучевых (зеркальных) антенн космических аппаратов (КА) является прием и передача сигнала в заданном диапазоне радиотехнических характеристик, который обеспечивается точностью взаимного положения рефлектора относительно облучателя (точность наведения), а также точностью формы отражающей поверхности рефлектора (ОПР). На этапе разработки конструкции рефлектора точность формы контролируется путем вычисления среднеквадратического отклонения (СКО) большого массива точек, принадлежащих ОПР, относительно параболоида вращения с заданным значением фокусного расстояния.

При разработке подробной конечно-элементной модели антенны с крупногабаритным трансформируемым рефлектором встал вопрос о максимальном количестве конечных элементов в составе модели, которое смогут обработать имеющиеся рабочие станции. Поэтому для ряда задач было решено моделировать рефлектор, состоящий только из силового каркаса.

Формообразующая структура и сетеполотно моделировались в виде массовых элементов для обеспечения бюджета масс и моментов инерции рефлектора. Данное решение привело к тому, что на этапе расчета точности наведения и точности формы рефлектора оказалось невозможным напрямую получить значение контролируемых геометрических характеристик ОПР (отклонение фокуса, угловое отклонения фокальной оси, СКО относительно параболоида вращения). Это побудило автора статьи к созданию методики оценки точности наведения рефлектора на основании информации об отклонениях концов его силовых спиц. Вопрос определения точности формы ОПР в данной методике не рассматривался.

Примем следующее допущение. Малые отклонения концов спиц приводят только к пространственному отклонению ОПР, при этом точность формы ОПР не изменяется и соответствует требуемому значению.

Далее в рамках разработанной методики приводится алгоритм, направленный на определение точности наведения, т. е. отклонения фокуса (точка  $F$ ) и углового отклонения фокальной оси:

1. Вписать методом наименьших квадратов плоскости  $Pl_0$  в набор точек, описывающих исходное (теоретически заданное) пространственное положение КЭ

на концах силовых спиц (см. рисунок,  $a$ ). В результате данного расчета определяются коэффициенты  $A_0, B_0, C_0, D_0$  при общем уравнении плоскости.

2. Определить координаты ортогональных проекций фокуса  $F_{p/0}$  и вершины  $V_{p/0}$  заданного параболоида вращения на плоскость  $Pl_0$ .

3. Задать прямую  $L_{FFp/0}$ , параллельную нормали к плоскости  $Pl_0$  и проходящую через точку  $F_{p/0}$ . При отклонениях концов спиц вписанная плоскость будет менять свое положение в пространстве (назовем отклоненную плоскость  $Pl_d, A_d, B_d, C_d, D_d$  – коэффициенты при общем уравнении плоскости  $Pl_d$ ), при этом прямая  $L_{FFp/d}$ , заданная относительно  $Pl_d$  аналогично прямой  $L_{FFp/0}$ , должна сохранять свою ориентацию относительно вписанной плоскости, расстояние от  $F_{p/d}$  до смещенного фокуса  $F_d$  должно быть равно расстоянию от  $F_{p/0}$  до  $F_0$ . Координаты ортогональной проекции смещенного фокуса  $F_{p/d}$  будут определены в п. 9 данного алгоритма.

4. Аналогично задать прямые  $L_{VVp/0}$  относительно  $Pl_0$  и  $L_{VVp/d}$  относительно  $Pl_d$ , проходящие через ортогональную проекцию вершины параболоида на вписанной плоскости. Координаты ортогональной проекции смещенной вершины  $V_{p/d}$  будут определены в п. 10 данного алгоритма.

5. Задать ортонормированный базис  $(ijk)_0$  для исходного положения концов спиц следующим образом:

– орт  $i_0(l_{10}, m_{10}, n_{10}) = \mathbf{n}(A_0, B_0, C_0)$ ;

– орт  $j_0(l_{20}, m_{20}, n_{20})$  образован пересечением плоскостей  $Pl_0$  и  $OXY$ ;

– орт  $k_0(l_{30}, m_{30}, n_{30})$  дополняет базис до правой тройки.

6. Задать ортонормированный базис  $(ijk)_d$  для отклоненного положения концов спиц следующим образом:

– орт  $i_d(l_{1d}, m_{1d}, n_{1d}) = \mathbf{n}(A_d, B_d, C_d)$ ;

– орт  $j_d(l_{2d}, m_{2d}, n_{2d})$  образован пересечением плоскостей  $Pl_d$  и  $OXY$ ;

– орт  $k_d(l_{3d}, m_{3d}, n_{3d})$  дополняет базис до правой тройки.

7. Координаты ортонормированных базисов представляют собой направляющие косинусы, что дает возможность вычислить определитель преобразования  $\Delta$  и затем определить угловое отклонения тела (в данном случае рефлектора), описываемого вписанной плоскостью.

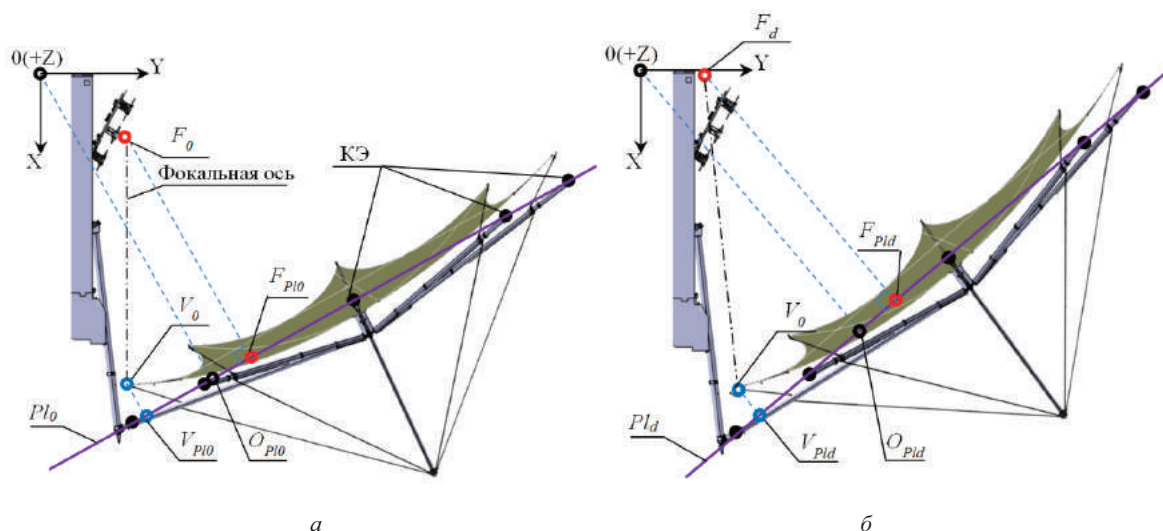


Иллюстрация к алгоритму оценки точности наведения рефлектора

Решая систему из трех уравнений с тремя неизвестными  $M(rx, ry, rz) = \Delta$ , где  $M$  – ортогональная матрица поворота, получим углы  $rx_0, ry_0, rz_0$  поворота плоскости  $OYZ$  относительно осей  $OX, OY, OZ$  соответственно для исходного положения концов спиц,  $rx_d, ry_d, rz_d$  – для отклоненного положения концов спиц.

8. Кроме углового отклонения требуется также определить линейное отклонение тела, описываемого вписанной плоскостью. Линейные отклонения плоскости вдоль координатных осей  $OX, OY, OZ$  соответствуют координатам  $X, Y, Z$  ортогональной проекции начала координат  $O_{pl0}$  для исходного положения концов спиц,  $O_{pld}$  – для отклоненного положения концов спиц.

9. Вычислить координаты отклоненного положения ортогональной проекции смещенного фокуса  $F_{pld}$  по следующей формуле:

$$\begin{pmatrix} F_{pld\_x} \\ F_{pld\_y} \\ F_{pld\_z} \end{pmatrix} = M(rx_d - rx_0, ry_d - ry_0, rz_d - rz_0) \times \\ \times \begin{pmatrix} F_{pl0\_x} - O_{pld\_x} \\ F_{pl0\_y} - O_{pld\_y} \\ F_{pl0\_z} - O_{pld\_z} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} O_{pld\_x} \\ O_{pld\_y} \\ O_{pld\_z} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} O_{pld\_x} - O_{pl0\_x} \\ O_{pld\_y} - O_{pl0\_y} \\ O_{pld\_z} - O_{pl0\_z} \end{pmatrix}.$$

10. Аналогично вычислить координаты отклоненного положения ортогональной проекции смещенной вершины  $V_{pld}$ .

11. Вычислить координаты смещенного положения фокуса, решая систему уравнений, составленных из следующих условий (рис. 1, б):

- смещенный фокус  $F_d$  принадлежит прямой, параллельной орту  $i_d$  и проходящей через точку  $F_{pld}$ ;
- расстояние от  $F_{pld}$  до  $F_d$  должно быть равно расстоянию от  $F_{pl0}$  до  $F_0$  (в соответствии с п. 3 данного алгоритма).

12. Аналогично вычислить координаты смещенного положения вершины  $V_d$ .

13. На основании известной формулы из аналитической геометрии [1] определить угол отклонения фокальной оси, который определяется между прямой, заданной точками  $F_0$  и  $V_0$ , и прямой, заданной точками  $F_d$  и  $V_d$ .

Таким образом, использование данного алгоритма позволяет делать оценку отклонения фокуса и углового отклонения фокальной оси рефлектора, что дает возможность проанализировать точность наведения рефлектора в случаях, когда расчет параболоида, вписанного во множество точек отражающей поверхности, затруднен или невозможен.

Данный алгоритм был отработан при анализе температурных деформаций антенны космического аппарата с крупногабаритным сетчатым рефлектором диаметром более 8 м.

Более подробное описание данного алгоритма будет представлено в следующих публикациях автора, а также будет приведено обоснование, подтверждающее допустимую точность использования данного алгоритма, в сравнении с результатами расчета аналогичных параметров, получаемых путем вписывания параболоида наилучшего соответствия в массив точек отражающей поверхности.

#### Библиографическая ссылка

1. Бронштейн И. Н., Семендяев К. А. Справочник по математике. Для инженеров и учащихся втузов / М. : Гостехиздат, 1957. 607 с.

#### Reference

1. Bronshtein I. N., Semendyev K. A. Spravochnik po matematike. Dlya ingenerov I uchashihsya vtuzov. M. : Gostekhizdat, 1957. 607 p.



УДК 629.76/78.001.63

## НОВЫЕ ВОЗМОЖНОСТИ РАСЧЕТА ТЕМПЕРАТУРНЫХ ДЕФОРМАЦИЙ КОСМИЧЕСКИХ АНТЕНН С КРУПНОГАБАРИТНЫМИ РЕФЛЕКТОРАМИ В ПО ANSYS WORKBENCH

Н. Н. Голдобин<sup>1</sup>, Д. П. Нехаев<sup>2</sup>, Д. О. Шендалев<sup>3</sup>

<sup>1,3</sup>АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва»  
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52

<sup>2</sup>ЗАО «КАДФЕМ Си-Ай-Эс» филиал в Приволжском федеральном округе  
Российская Федерация, 443069, г. Самара, ул. Авроры, 110

E-mail: <sup>1</sup>goldobin@iss-reshetnev.ru, <sup>2</sup>Denis.Nekhaev@cadfem-cis.ru, <sup>3</sup>shendalev\_d@iss-reshetnev.ru

*Рассмотрены новые возможности расчета температурных деформаций антенн космических аппаратов с крупногабаритными рефлекторами в программном комплексе ANSYS Workbench. Описаны общие положения методики расчета температурных деформаций, а также наработки АО «ИСС» и компании ЗАО «КАДФЕМ Си-Ай-Эс» (г. Самара) по части ее реализации в новой среде разработки ANSYS Workbench.*

*Ключевые слова: ANSYS Workbench, антенна космического аппарата, рефлектор, конечно-элементная модель, температурные деформации.*

## NEW OPPORTUNITIES OF THERMAL MOVEMENT CALCULATION OF SPACE ANTENNAS WITH LARGE REFLECTORS IN THE ANSYS WORKBENCH

N. N. Goldobin<sup>1</sup>, D. P. Nekhaev<sup>2</sup>, D. O. Shendalev<sup>3</sup>

<sup>1,3</sup>JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems  
52, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation

<sup>2</sup>CADFEM-CIS branch in Volga Federal district

110, Avrora Street, Samara, 443069, Russian Federation

E-mail: <sup>1</sup>goldobin@iss-reshetnev.ru, <sup>2</sup>Denis.Nekhaev@cadfem-cis.ru, <sup>3</sup>shendalev\_d@iss-reshetnev.ru

*The material considers new opportunities of thermal movement calculation of space antennas with large reflectors in the ANSYS Workbench. The paper describes general provisions of a method of temperatures deformations calculation and also operating time of the JSC "ISS" and CADFEM-CIS (Samara city) in the field of its realization of the ANSYS Workbench.*

*Keywords: ANSYS Workbench, an antenna of a spacecraft, a reflector, final element model, temperature deformations.*

Авторами данной статьи не раз поднимался вопрос о создании методики расчета и анализа температурных деформаций антенн для космических аппаратов (КА) связи с крупногабаритными трансформируемыми рефлекторами [1–3].

В статье [1] рассматриваются теоретические аспекты методики расчета температурных деформаций, статьи [2; 3] посвящены анализу таких деформаций.

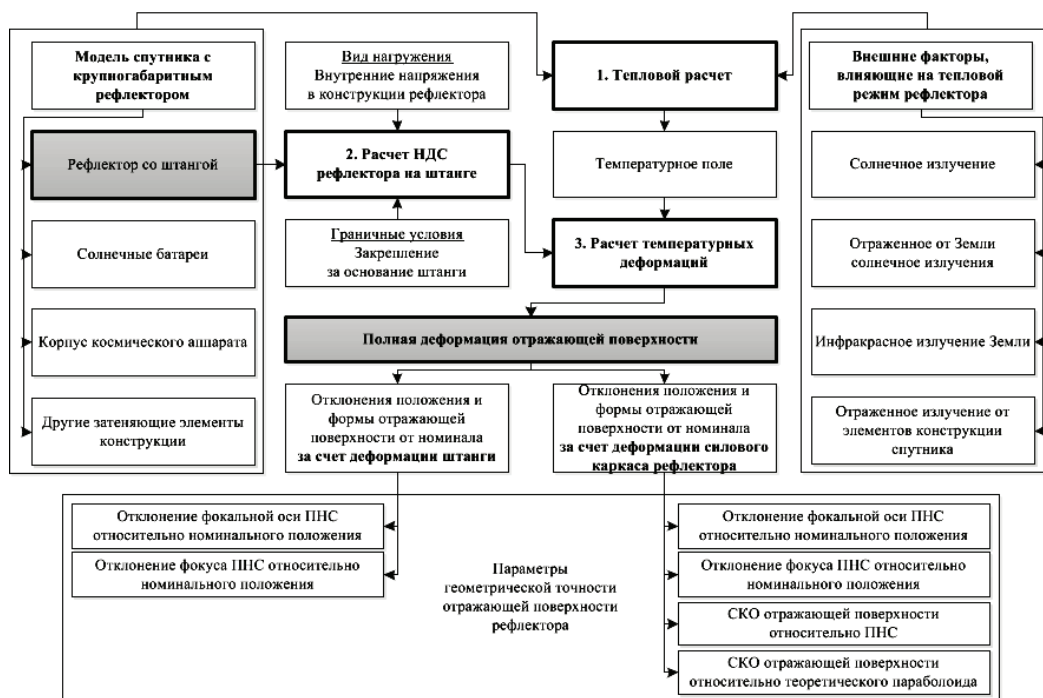
Данная методика предполагает использование программного комплекса конечно-элементного моделирования с возможностью проведения механических и тепловых расчетов. В этом плане АО «ИСС» имеет опыт работы в ПО ANSYS Mechanical APDL.

Основными проблемами, возникающими при реализации данной методики в ANSYS Mechanical APDL, являются: большие сроки выполнения всего комплекса расчетов; сложности при подготовке к анализу результатов расчета в удобном формате по причине больших объемов данных; в используемой программной среде невозможно реализовать междисциплинарный анализ разрабатываемой конструкции.

Задача сокращения сроков проектирования антенн КА является важной и актуальной. Для решения этой задачи в АО «ИСС» совместно с компанией ЗАО «КАДФЕМ Си-Ай-Эс» был выбран путь построения единой системы проектирования антенн с крупногабаритными рефлекторами с использованием современных систем компьютерного моделирования.

Для обеспечения связи между различными частями проектной информации в процессе выполнения расчетов выгодно иметь единую среду разработки, которая сочетала бы в себе надежные инструменты для объединения модулей различных физик и гибкую среду пользовательского программирования позволяющую создать дополнительный необходимый для пользователей функционал.

Как известно, на протяжении более чем десяти лет компания ANSYS Inc. активно развивает новую среду разработки ANSYS Workbench, которая, как заявляет разработчик, дает тесную интеграцию между компонентами приложений, обеспечивая легкость использования при подготовке и проведении расчетов, а также при решении сложных междисциплинарных задач.



Общая схема методики расчета температурных деформаций рефлектора

Возможность применения новой среды разработки для ускорения процесса расчетов по сравнению с ранее используемым легла в основу создания универсальной методики полного цикла расчетов, посвященных температурным деформациям конструкций космических антенн в процессе их орбитальной эксплуатации. Общая схема методики расчета температурных деформаций на примере расчета рефлектора представлена на рисунке [1].

На начальном этапе (этап 0) необходимо создать конечно-элементную модель с заданием механических и теплофизических характеристик. На первом этапе в соответствии с данной схемой выполняется тепловой расчет антенны на орбите, который включает в себя:

- определение векторов теплового потока на конструкцию антенны в зависимости от ее положения на орбите;
- определение коэффициентов освещенности элементов конструкции антенны;
- расчет температурных полей на конструкции антенны.

На втором этапе, который может выполняться параллельно с первым, проводится расчет напряженно-деформированного состояния (НДС) антенны. Этап включает в себя:

- задание внутренних напряжений в конструкции антенны;
- определение НДС антенны.

На третьем этапе происходит приложение температурного поля к напряженно-деформированной модели антенны и проводится расчет температурных деформаций.

На четвертом этапе выполняется анализ температурных деформаций с вычислением контролируемых геометрических параметров антенны (отклонение фокуса и фокальной оси рефлектора, среднеквадратиче-

ское отклонение формы отражающей поверхности относительно заданного параболоида вращения, отклонения фазового центра излучателя, отклонения штанги и пр.) и делается вывод о необходимости доработки конструкции антенны на предмет стойкости к тепловым воздействиям.

В АО «ИСС» на сегодняшний день конечно-элементное моделирование антенн с крупногабаритными трансформируемыми рефлекторами осуществляется в ПО ANSYS Mechanical APDL. Однако на пути к реализации обозначенной выше методики АО «ИСС» совместно с компанией ЗАО «КАДФЕМ Си-Ай-Эс» ведется создание метода интеграции создаваемых с использованием APDL моделей в новую среду разработки ANSYS Workbench.

Методика создания конечно-элементных моделей предварительно напряженных конструкций крупногабаритных трансформируемых рефлекторов в среде ANSYS Workbench реализована совместными усилиями АО «ИСС» и компании CADFEM, была обсуждена на XI Международной конференции пользователей ANSYS/ CADFEM (14–16 октября 2014 г.), а также была апробирована при создании КЭМ рефлектора диаметром более 40 метров в рамках выполнения специальной части опытно-конструкторской разработки (СЧ ОКР «Прибор») по Федеральной космической программе России на 2006–2015 годы.

Тепловой расчет проводится специалистами АО «ИСС» в ПО Thermica, поскольку в данном ПО реализован так называемый орбитальный калькулятор, позволяющий определять вектор направления теплового потока в зависимости от положения КА на орбите в течение всего срока активного существования. В будущем планируется разработка пользовательского расширения для ANSYS, позволяющего своим функционалом полностью исключить исполь-

зование ПО Thermica из методики расчета температурных деформаций.

Третий и четвертый этапы методики расчета температурных деформаций реализованы стандартными средствами ПО ANSYS Workbench.

Таким образом, по завершении работ по интеграции имеющихся моделей в среду ANSYS Workbench, а также после разработки пользовательского расширения, позволяющего реализовать «орбитальный калькулятор», АО «ИСС» получит инструмент, дающий широкие возможности в области проведения расчетов антенн для космических аппаратов и их междисциплинарного анализа.

#### Библиографические ссылки

1. Голдобин Н. Н., Голдобина Я. Л. Методика расчета температурных деформаций космического крупногабаритного рефлектора // Решетневские чтения : материалы Междунар. научной конф. Красноярск, 2015. С. 95–97.

2. Голдобин Н. Н. Анализ температурных деформаций космического крупногабаритного рефлектора диаметром до 48 метров // Решетневские чтения : материалы Междунар. научной конф. Красноярск, 2015. С. 97–99.

3. Шендалев Д. О., Елизаров Д. А., Нехаев Д. П. Тепловой и термоупругий анализ рефлектора с использованием Ansys и пользовательских расширений CADFEM // Решетневские чтения : материалы Междунар. научной конф. Красноярск, 2015. С. 265–266.

#### References

1. Goldobin N. N., Goldobina Y. L. Metodica rascheta temperaturnih deformacij kosmicheskogo krupnogabaritnogo reflector // Materialy Megdynarodnoy nauchnoy konferencii “Reshetnevskiyechteniya”. Krasnoyarsk, 2015. P. 95–97.

2. Goldobin N. N. Analiz temperaturnih deformacij kosmicheskogo krupnogabaritnogo reflector diametrom do 48 metrov // Materialy Megdynarodnoy nauchnoy konferencii “Reshetnevskiyechteniya”. Krasnoyarsk, 2015. P. 97–99.

3. Shendalev D. O., Elizarov D. A., Nehayev D. P. Teplovoy i termouprugiy analiz reflector s ispolzovaniyem Ansys I polzovatelskih rasshireniy CADFEM // Materialy Megdynarodnoy nauchnoy konferencii “Reshetnevskiyechteniya”. Krasnoyarsk, 2015. P. 265–266.

© Голдобин Н. Н., Нехаев Д. П., Шендалев Д. О., 2016

УДК 62-686

### ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ ПРИНЦИПА РАБОТЫ ЭЛЕКТРОКИНЕТИЧЕСКОГО ДВИЖИТЕЛЯ

О. Е. Гребенюк, И. В. Трифанов

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: olesyagrebnyuk@mail.ru

*Рассматривается изобретение, принадлежащее к области устройств на постоянных магнитах, использующих исключительно магнитные поля, для создания движительной энергии.*

*Ключевые слова: электрокинетический движитель, ферромагнитный, статор, ротационный.*

### THEORETICAL BASIS OF OPERATION PRINCIPLES OF THE ELECTROKINETIC PROPULSOR

O. E. Grebenyuk, I. V. Trifanov

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: olesyagrebnyuk@mail.ru

*The paper deals with the invention to the field of permanent magnet devices, using only magnetic fields, to create propulsion energy.*

*Keywords: electrokinetic propulsion, ferromagnetic, stator, rotary.*

Электрокинетический движитель – движитель, построенный на основе электромагнитных явлений. В движителе происходит процесс преобразования электрической энергии в кинетическую энергию через электромагнитные поля. Электрокинетические двигатели применяются в аэрокосмической технике.

Целью данной работы является изучение теоретических основ и принципов работы электрокинетических движителей и сбор необходимой информации.

Для достижения поставленной цели нам необходимо изучить область применения и историю изобретения, а также описание изобретения.

Изобретение основано на методе использования энергии вращений неспаренных электронов в ферромагнитных и других материалах – источниках магнитных полей, для создания энергоисточника без электронного потока, что происходит в нормальных проводниках; и направлено на использование этого метода для создания моторов на постоянных магнитах как источников энергии.

В практике изобретения вращение неспаренных электронов, имеющее место в постоянных магнитах, используется для производства движительной энергии исключительно через сверхпроводниковые характеристики постоянного магнита, и магнитный поток, созданный магнитами, ориентирует магнитные силы таким образом, чтобы производить полезную непрерывную работу, такую, как смещение статора относительно ротора.

Расположение и ориентация магнитных сил в компонентах ротора и статора, созданных постоянными магнитами, чтобы двигатель работал, выполнены с надлежащими геометрическими соотношениями этих компонентов.

Изобретение принадлежит к области устройств на постоянных магнитах, использующих исключительно магнитные поля, для создания движительной энергии.

Электрические двигатели работают на принципе создания движительной силы проводником с током, помещенным в магнитное поле. Обычные электромоторы могут иметь постоянные магниты в компонентах статора или ротора, но для создания движительной силы ориентацией магнитных полей дополнительно должны применяться электромагниты с системой переключений и управления процессом.

Цель изобретения – использовать феномен вращения непарных электронов, встречающийся в ферромагнитном материале, чтобы произвести движение массы в определённом направлении, что позволит создать мотор, полностью работающий на постоянных магнитах. В практике изобретательных концепций двигатели любых линейных или вращательных типов могут быть созданы. Цель изобретения обеспечить надлежащую комбинацию материалов, геометрии и магнитной концентрации, чтобы использовать силу, произведенную вращением неспаренных электронов, существующими в постоянных магнитах как источник энергии.

Предназначен ли двигатель для линейного варианта или роторного варианта, в каждом случае статор может состоять из множества постоянных магнитов, установленных относительно друг друга в пространственном соотношении, чтобы определить, для какой формы движения двигатель предназначен.

Магниты арматуры расположены в пространственном соотношении к магнитам статора, чтобы существовал воздушный промежуток. Длина магнитов арматуры определена полюсами противоположной полярности и расположена относительно следа, определенного магнитами статора в направлении пути движения магнита арматуры, как замещено магнитными силами.

Магниты статора установлены так, что полюса одной полярности расположены к магнитам арматуры,

и поскольку магниты арматуры имеет полюса, которые или притягиваются, или отталкиваются, то и притягивающие и отталкивающие силы действуют на магниты арматуры, создавая относительное смещение между арматурой и магнитами статора.

Движительная сила, производящая смещение между арматурой и магнитами статора, зависит от соотношений длины магнитов арматуры в направлении его пути движения, так как связано с размерами магнитов статора, и от интервала в направлении пути движения магнитов арматуры.

Это соотношение магнитов и интервалов между магнитами и с приемлемым воздушным зазором между магнитами статора и арматуры создаёт результирующую силу, которая смещает магниты арматуры относительно магнитов статора по их пути движения.

Движение магнитов арматуры относительно магнитов статора является результатом взаимодействия сил притягивания и отталкивания, существующих между магнитами статора и арматуры.

Концентрируя магнитные поля магнитов статора и арматуры, движительная сила, приложенная к арматуре, усилена, и таким образом концентрация магнитного поля раскрыта.

Средства магнитной концентрации включают пластины из материала высокой магнитной проницаемости, расположенные смежно на одной стороне магнитов статора. Этот материал высокой проницаемости, таким образом, расположен смежно с полюсами подобной полярности магнитов статора.

Магнитное поле магнитов арматуры может быть сконцентрировано и сориентировано изгибом магнитов арматуры, а магнитное поле может далее быть сконцентрировано приданием определенной формы концов полюсов магнитов арматуры, чтобы сконцентрировать магнитное поле на относительно ограниченной поверхности на концах полюсов магнитов арматуры.

Предпочтительнее использовать несколько магнитов арматуры, смещённых относительно друг друга в направлении движения магнитов арматуры. Такое смещение распределяет импульсы силы, приложенной к магнитам арматуры, и как результат имеет место более плавное приложение сил, так же как и более плавное движение компонентов арматуры.

В роторном исполнении мотора на постоянных магнитах магниты статора образуют круг, и магниты арматуры вращаются относительно них. Рабочие элементы так расположены, чтобы создавать относительное осевое смещения между статором и магнитами арматуры, что позволяет отрегулировать осевую центровку этого, и таким образом регулировать величину магнитных сил, прилагаемых к магнитам арматуры. Таким образом, скорость вращения мотора роторного исполнения может регулироваться.

#### Библиографические ссылки

1. Howard R. Johnson [Permanent magnet motor]. PatentUS 4151431 А.
2. Фролов А. В. Новые космические технологии. СПб., 2012. 420 с.

3. Меньшиков В. А. Экспериментальные исследования принципов создания гравитационных двигательных установок // Полет. 2001. № 10. С. 38–39.

#### References

1. Howard R. Johnson [Permanent magnet motor]. Patent US 4151431 A.

2. Frolov A. V. New space technologies. St. Petersburg, 2012. P. 420.

3. Menshikov V. A. Experimental study of the principles of creation of gravitational propulsion systems // Flight. 2001. № 10. P. 38–39.

© Гребенюк О. Е., Трифанов И. В., 2016

УДК 62-752.2

### РАЗРАБОТКА ВИБРОИЗОЛИРУЮЩЕГО УСТРОЙСТВА КРУПНОГАБАРИТНЫХ ТРАНСФОРМИРУЕМЫХ КОНСТРУКЦИЙ\*

Е. Г. Гурова\*, Ю. В. Панченко

Новосибирский государственный технический университет  
Российская Федерация, 630073, г. Новосибирск, просп. К. Маркса, 20  
E-mail: lena319@mail.ru\*

*Представлена конструкция виброизолятора с компенсатором жесткости на неодимовых магнитах. Разработанная конструкция предназначена для применения для снижения уровня колебаний в трансформируемых конструкциях.*

*Ключевые слова: виброизолятор, трансформируемые конструкции, виброизоляция, компенсатор жесткости, космический аппарат.*

### DEVELOPING ISOLATION DEVICE STRUCTURES FOR LARGE TRANSFORMABLE VIBRATION

E. G. Gurova\*, Y. V. Panchenko

Novosibirsk State Technical University  
20, K. Marksa Av., Novosibirsk, 630073, Russian Federation  
E-mail: lena319@mail.ru\*

*This article presents the design of vibration isolator with stiffness compensator onto neodymium magnets. This design is recommended to apply in the spacecraft to reduce the fluctuations in the level of transformable structures.*

*Keywords: vibration isolator, transformable structures, vibration isolation, rigidity of the compensator, the spacecraft.*

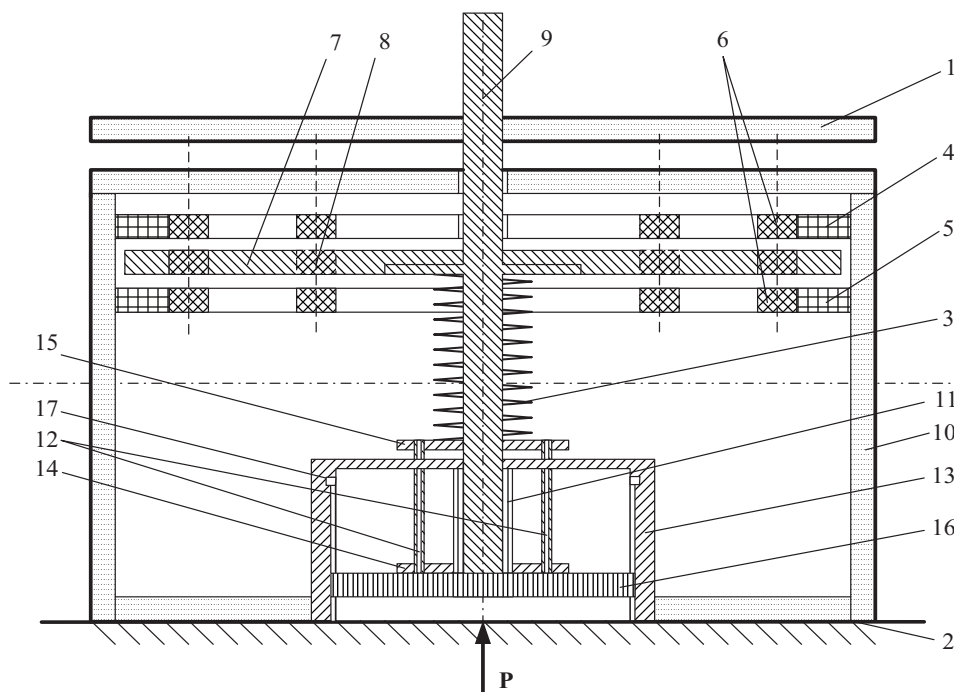
**Введение.** Высокие требования по точности и надежности функционирования механических систем космического аппарата, выполняющего заданные функции, является основополагающим фактором при его проектировании и работе [1]. Однако на этот фактор влияют динамические нагрузки, которым аппарат и отдельные его элементы подвергаются во время эксплуатации. Источниками этих возмущений в космическом аппарате являются бортовые электромеханические устройства – приводы ориентации панелей СБ и антенн, сканеры, вентиляторы, а также научная аппаратура [2]. Также вибрационную нагрузку создают трансформируемые крупногабаритные конструкции в момент их раскрытия.

**Виброизолятор с неодимовым компенсатором жесткости.** На сегодняшний день одним из самых перспективных решений в области виброзащиты является применение устройств, работа которых основана на теории виброизоляции [3–4]. Виброизоляторы, согласно данной теории, для обеспечения идеаль-

ной виброизоляции должны обладать нулевой жесткостью. Для обеспечения этого условия в устройствах необходимо включать параллельно упругому элементу так называемый компенсатор жесткости (элемент, обладающий «отрицательной» жесткостью).

Наиболее перспективное решение в данной области – применение в компенсаторах жесткости в качестве основных силовых элементов неодимовые магниты. Данные магниты имеют при относительно небольших массогабаритных показателях высокую силу намагничивания, что обеспечивает малые размеры виброизолятора при значительном диапазоне принимаемых усилий [5]. Так как во время эксплуатации КА подвергается температурным и радиационным воздействиям, то для сохранения своих силовых характеристик эти магниты должны обладать устойчивостью к подобного рода нагрузкам. На данный момент существует большое количество марок сплавов, что позволяет подобрать наиболее подходящие магниты по параметрам устойчивости.

\*Работа выполнена при поддержке стипендии Президента РФ для молодых ученых, приказ Министерства образования и науки РФ № 184 от 10 марта 2015 года.



Виброизолятор с компенсатором жесткости на неодимовых магнитах

На рисунке изображена предлагаемая конструкция виброизолятора, состоящего из упругого элемента 3 и включенного параллельно ему неодимового компенсатора жёсткости. Неодимовый компенсатор жёсткости представляет собой два диска 4, 5 с вставками из неодимовых магнитов 6, которые расположены друг относительно друга со сдвигом на  $60^\circ$ , жестко закрепленных через корпус 10 на вибрирующем основании 2. Необходимое расстояние между дисками 4, 5 неодимового компенсатора жесткости выдержано за счет их закрепления на корпусе 10, жёстко установленном на вибрирующем объекте 2. Общий якорь неодимового компенсатора жесткости состоит из диска 7 со вставками из неодимовых магнитов 8, при этом вставки расположены друг относительно друга со сдвигом на  $60^\circ$ , и штока 9, жестко связанного с защищаемым основанием 1 и перемещающегося по направлению подборной втулки 11. Отстройка положения якоря осуществляется за счет поджатия пружины 3 посредством регулятора положения якоря, закрепленного на опоре 13 и состоящего из регулировочной гайки 16, верхнего фланца 15 и нижнего фланца 14, жестко соединенных между собой стойками 12.

**Заключение.** Таким образом, представленная конструкция виброизолятора, снабженная компенсатором жесткости на неодимовых магнитах, имеет малые массогабаритные показатели при значительном диапазоне воспринимаемых усилий. На предлагаемую конструкцию виброизолирующего устройства подана заявка на патент № 2016128159, дата поступления 11.07.2016.

Применение подобных устройств при раскрытии крупногабаритных трансформируемых конструкций позволит существенно сократить передающиеся вибрационные колебания.

#### Библиографические ссылки

1. Артеменко Ю. Н., Саяпин С. Н. Синтез механизмов ориентации космического телескопа «Миллиметрон». 4. Концепция построения интеллектуальной системы активной виброзащиты и высокоточного наведения космического телескопа «Миллиметрон» // Наука и образование : электрон. журн. / МГТУ им. Н. Э. Баумана 2013. № 6. URL: <http://technomag.bmstu.ru/doc/574243.html> (дата обращения 12.09.2016).
2. Пугач И. Ю. Разработка методического обеспечения повышения точности моделирования динамических характеристик элементов конструкций КА ДЗЗ на стадии проектирования и наземной отработки : автореф. дис. ... канд. техн. наук : 05.07.02. М., 2015. 22 с.
3. Зуев А. К., Гросс В. Ю. Некоторые вопросы теории виброизоляции // Вопросы автоматизации производственных процессов с использованием силовых импульсных систем : межвуз. сб. науч. тр. Новосибирск : Новосиб. электротехн. ин-т, 1984. С. 68–75.
4. Зуев А. К. Пути совершенствования конструкций перестраиваемых виброизолирующих механизмов // Снижение вибрации на судах : сб. науч. тр. Новосибирск : Новосиб. ин-т инженеров водн. трансп., 1988. С. 3–18.
5. Гурова Е. Г. Применение супермагнитов в устройствах виброзащиты подвижного состава // Известия Транссиба. Омск, 2012. № 3 (11). С. 30–34.

#### References

1. Artemenko Y. N., Sayapin S. N. [Space Telescope Synthesis orientation mechanisms "Millimtron". 4. The concept of building an intelligent system of active vibration protection and high-precision guidance Space Telescope "Millimtron"] // *Nauka i obrazovanie. MSTU.*

N. E. Bauman. 2013. No. 6 URL: <http://technomag.bmstu.ru/doc/574243.html>. (accessed 12.09.2016) (In Russ.).

2. Pugach I. Y. *Razrabotka metodicheskogo obespecheniya povysheniya tochnosti modelirovaniya dinamicheskikh kharakteristik elementov konstruksiy KA DZZ na stadii proyektirovaniya i nazemnoy otrabotki* [Development of methodical maintenance of improving the accuracy of the simulation of dynamic characteristics of structural elements ERS satellites at the design stage and ground tests] : Author. dis. ... cand. tehn. sciences: 05.07.02. Moscow, 2015. 22 p.

3. Zuev A. K., Gross V. Y. [Some questions vibration isolation theory] // *Voprosy avtomatizatsii proizvodstvennykh protsessov s ispol'zovaniyem silovykh*

*impul'snykh sistem: mezhev. sb. nauch. tr.* [Questions of automation of production processes with the use of pulsed power systems: Interuniversity collection of scientific works.]. Novosibirsk, 1984. P. 68–75 (In Russ.).

4. Zuev A. K. [Ways to improve designs rearranging antivibration mechanisms] // *Snizheniye vibratsii na sudakh: sb. nauch. tr.* [Reduced vibration on ships: a collection of scientific works.]. Novosibirsk, 1988. P. 3–18 (In Russ.).

5. Gurova E. G. Towards to use of electromagnets in rolling-stock machines vibroisolation devices Transsib. news: Pr. sc. lett. Omsk, 2012. № 3 (11). P. 30–34 (In Russ.).

© Гурова Е. Г., Панченко Ю. В., 2016

УДК 629.76

## АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ ТЕМПЕРАТУРНЫХ ДЕФОРМАЦИЙ ШТАНГ НА ТОЧНОСТЬ НАВЕДЕНИЯ КРУПНОГАБАРИТНЫХ АНТЕНН КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

В. Д. Егорова, А. П. Колесников, Д. О. Шендалев

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва  
Российская Федерация, 662972, г. Железнодорожск Красноярского края, ул. Ленина, 52  
E-mail: violetta\_bakaenko@mail.ru

*Работа посвящена анализу влияния температурных деформаций штанг рефлекторов диаметром до 12 м на точность наведения антенн. Оценка влияния перепадов температур во время работы КА по целевому значению в расчетных случаях летнего солнцестояния и зимнего солнцестояния показала, что заданные требования по точности антенн выполняются для штанг. В процессе исследования проведен анализ факторов, влияющих на температурные деформации.*

*Ключевые слова:* крупногабаритная антенна, композиционные материалы, температурный анализ, температурные деформации, штанга.

## ANALYSING INFLUENCE OF THE BOOM THERMAL DISTORTIONS ON THE POINTING ACCURACY OF SPACE LARGE-SIZE ANTENNA

V. D. Egorova, A. P. Kolesnikov, D. O. Shendalev

JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems  
52, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation  
E-mail: violetta\_bakaenko@mail.ru

*The research analyses the influence of the thermal distortions of reflector booms with a diameter up to 12m on the accuracy of the antennas. It evaluates the effect of temperature differences during operating the spacecraft for its intended purpose in the calculating cases of the summer solstice and the winter solstice. This shows that specified requirements for antenna accuracy are satisfactory for booms. In the course of research the factors affecting the thermal distortions are analysed.*

*Keywords:* large-size antenna, composite materials, thermal analysis, thermal distortions, boom.

В условиях открытого космоса основным фактором, влияющим на тепловой режим антенны, является нагрев за счет солнечного излучения. Для оценки влияния перепада температуры, вызванного нагревом, в процессе штатной эксплуатации на орбите, на точность наведения антенн необходимо проводить расчет температурных деформаций элементов конструкции антенны.

Требования по точности, предъявляемые к штанге в составе антенны, включают в себя линейные отклонения фокуса не более 9 мм, а также угловые отклонения фокальной оси не более 1 угл. мин.

Конструкция штанги рефлектора (рис. 1) представляет собой сплошную цилиндрическую трубу диаметром 200 мм, выполненную из высокомодульного углепластика со схемой армирования  $(\pm 15^\circ) \times 3$ ,

где  $15^\circ$  – слой углеродного жгута, намотанного под углом к оси трубы.

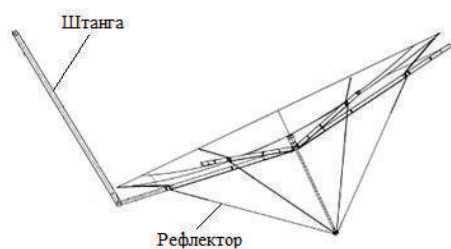


Рис. 1. Общий вид крупногабаритного трансформируемого рефлектора на штанге

Исходными данными для расчёта являются значения и распределение температур по элементам конструкции в условиях эксплуатации на высокоэллиптической орбите, полученные в результате теплового анализа. Для расчета температурных деформаций штанг крупногабаритных рефлекторов рассматривались расчетные случаи начала и конца срока активного существования (САС) для летнего солнцестояния (ЛСС) и зимнего солнцестояния (ЗСС).

Для каждого расчётного случая проведен анализ температурных деформаций штанг и определены угловые отклонения фокальной оси и линейные отклонения фокуса на каждом шаге изменения температуры. Согласно обобщающему анализу результатов всех проведённых расчётов влияние температурных деформаций штанг на точность наведения антенн обусловлено в основном изгибом труб штанг вследствие неравномерного температурного поля по сечению штанг. В течение всего срока активного существования для всех расчетных случаев САС ЛСС и САС ЗСС заданные для штанги рефлектора требования по угловым отклонениям фокальной оси и линейным отклонениям фокуса не выполняются.

С целью снижения теплового воздействия на поверхность штанг рассмотрены варианты использования в их составе экранно-вакуумной теплоизоляции (ЭВТИ). Подбор соответствующего количества слоев ЭВТИ позволил получить расчётные величины параметров точности антенны (угловое отклонение фокальной оси и линейное отклонение фокуса) ниже максимально допустимых пределов. С помощью ЭВТИ удаётся свести к минимуму воздействие внешних тепловых потоков на штангу, являющихся основным источником неравномерности её температурного поля. Из полученных расчётных данных следует, что за счёт повышения термического сопротивления ЭВТИ достигается следующее:

снижается градиент температуры в поперечном сечении штанги;

снижается градиент температуры в продольном направлении штанги;

повышается минимальный уровень эксплуатационных температур, что является положительным фактором, так как с повышением температуры теплопроводность углепластика возрастает.

Однако масса данной теплоизоляции для трубы длиной 7 670 мм составляет 3,8 кг, что значительно

утяжеляет конструкцию. В связи с этим требуется проведение дополнительного комплексного анализа, включающего отыскание наиболее рационального сочетания схемы армирования и состава и структуры ЭВТИ.

Возникла необходимость проведения анализа эффективности всего комплекса возможных конструктивных решений, обеспечивающих снижение температурных деформаций штанги, и реализация наиболее рационального набора таких решений.

Анализ геометрических факторов, влияющих на температурные деформации, показал, что увеличение внешнего размера поперечного сечения штанги пропорционально снижает угол поворота концевой сечения (при неизменном распределении температур) [1]. Возможность увеличения размера должна быть проработана с точки зрения массы и компоновки. Также увеличение толщины стенки штанги снижает температурный перепад и, как следствие, угол поворота концевой сечения. Целесообразность увеличения толщины стенки должна быть оценена на основании теплового расчета для ряда толщин с точки зрения допустимой массы.

Влияние термоупругих характеристик монослоя на коэффициенты теплового расширения в направлениях ортотропии определяется, прежде всего, углом армирования [2–4]. С применением разработанной конечно-элементной модели штанги были выполнены расчеты угла поворота концевой сечения штанги для ряда углов армирования при условии одинакового распределения температуры. Результаты расчета приведены на рис. 2.

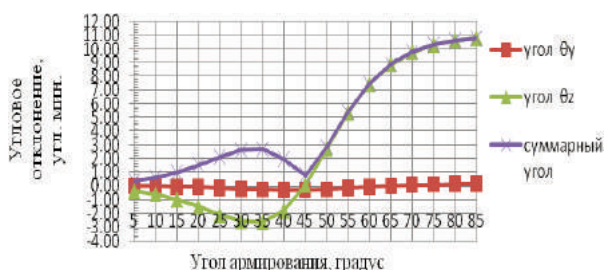


Рис. 2. Зависимость угла поворота концевой сечения штанги от угла армирования

Из анализа графика следует, что для снижения угла поворота концевой сечения вследствие температурных деформаций необходимо либо уменьшать угол армирования до минимально возможного, либо увеличивать до значения  $\sim 45^\circ$ , но это приведет к существенному снижению жесткости штанги, что недопустимо. Наиболее оптимальный угол армирования с точки зрения равенства жесткостей на изгиб и кручение близок к  $25^\circ$ . Увеличение угла армирования повышает коэффициент теплопроводности в кольцевом направлении, что в свою очередь снижает перепад температуры по сечению и угол поворота концевой сечения.

Для повышения теплопроводности в кольцевом направлении целесообразно также рассмотреть введение дополнительных слоев с увеличенным углом ар-



мирования (при неизменных углах армирования имеющихся слоев), что увеличат общую толщину и также приведет к снижению перепада температур.

Анализ влияния перепадов температур во время работы КА по целевому назначению в расчетных случаях ЛСС и ЗСС с применением теплоизоляционных покрытий показал, что заданные требования по точности всей антенны выполняются для штанги. Согласно проведенному анализу факторов, влияющих на температурные деформации, необходимо проведение дополнительных работ для выбора наиболее рационального варианта конструкции штанги с ЭВТИ (по критерию минимальной массы).

#### Библиографические ссылки

1. Сапунов В. Т. Задачи прикладной теории упругости. М. : НИЯУ МИФИ, 2011. 208 с.
2. Композиционные материалы : справочник / В. В. Васильев, В. Д. Протасов, В. В. Болотин и др. М. : Машиностроение, 1990. 512 с.

3. Композиционные материалы : справочник / Д. М. Карпинос. Киев : Наукова думка, 1985. 592 с.

4. ISSN 0236-3941. Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Сер. «Машиностроение». 2012.

#### References

1. Sapunov V. T. *Zadachi prikladnoy teorii uprugosti* [Problems of the applied theory of elasticity]. Moscow : MEPhI, 2011. 208 p.
2. Vasilev V. V., Protasov V. D., Bolotin V. V. *Kompozitsionnye materialy: Spravochnik* [Composite Materials: Handbook]. Moscow : Mashinostroenie, 1990. 512 p.
3. Karpinos D. M. *Kompozitsionnye materialy: Spravochnik* [Composite Materials: Handbook]. Kiev, Naukova dumka, 1985. 592 p.
4. ISSN 0236-3941. Vestnik Bauman MSTU. "Mashinostroenie". 2012.

© Егорова В. Д., Колесников А. П., Шендалев Д. О., 2016

УДК 621.01

## НАЗЕМНАЯ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ОТРАБОТКА И ОСОБЕННОСТИ ПОДТВЕРЖДЕНИЯ НАДЕЖНОСТИ КРУПНОГАБАРИТНЫХ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

С. А. Захаров

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва»  
Российская Федерация, 662972, г. Железнодорожск Красноярского края, ул. Ленина, 52  
E-mail: szaharov@iss-reshetnev.ru

*Для обеспечения высокого качества НЭО важно принять правильную концепцию подтверждения надежности БС с учётом специфики построения БС и реальных возможностей экспериментальной базы.*

*Ключевые слова: солнечная батарея, устройство обезвешивания, дифференциальные уравнения, панель, шарнирный узел, экспериментальная отработка, надёжность.*

## GROUND EXPERIMENTAL DEVELOPMENT TEST AND FEATURES OF RELIABILITY DEMONSTRATION FOR LARGE SIZE SPACECRAFT SOLAR ARRAY

S. A. Zakharov

JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems  
52, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation  
E-mail: szaharov@iss-reshetnev.ru

*To ensure high quality GTD it is important to accept the correct concept of SA reliability demonstration, taking into account the features of the SA design and the real capabilities of the test facilities.*

*Keywords: a Solar Array, a gravity off-loader, differential equations, a panel, a hinge, ground experimental development test, reliability.*

**Введение.** 26 декабря 2013 года осуществлен запуск спутника «Экспресс-АМ5», а 15 декабря 2014 года выведен на рабочую орбиту спутник «Ямал-401» [1]. В качестве модуля служебных систем в этих аппаратах применена унифицированная негерметичная

платформа «Экспресс-2000» мощностью порядка 15 кВт [2]. Размах крыльев батарей солнечных платформы «Экспресс-2000» превышает 33 метра.

**Актуальность проблемы.** Имеющееся в отрасли оборудование не позволяет выполнять полномас-

штабную наземную экспериментальную отработку (НЭО) крупногабаритных трансформируемых батарей солнечных (КТ БС) с имитацией всех факторов космического пространства, воздействующих на КТ БС в процессе выведения КА на орбиту и развертывания БС в рабочее положение, в силу их возросших габаритов. Для решения задач по подтверждению надёжности срабатывания всех элементов КТ БС требуются соответствующие обоснования и отдельный подход, учитывающий возможности имеющейся экспериментальной базы и доказательства по декомпозиции особо ответственных составных частей крупногабаритных трансформируемых конструкций солнечных батарей.

**Концепция подтверждения надёжности солнечной батареи при НЭО.** Прочность и надёжность элементов конструкции БС определяется из условия воздействия технологических нагрузок этапа изготовления, нагрузок участка выведения КА и этапа развертывания КТ БС на орбите из стартового положения в рабочее. Необходимая прочность и надёжность всех механических устройств (МУ) МС при проектировании крупногабаритных конструкций БС должна максимально обеспечиваться при минимальных массогабаритных параметрах [3–4].

**Описание предмета исследования.** В качестве примера рассмотрим конструкцию крыла БС космического аппарата «Ямал-401».

**Применение специального оборудования при НЭО БС.** Проверка раскрытия панелей БС в рабочее положение проводится на различных этапах экспериментальной отработки конструкции КА. Применяются специальные стенды обезвешивания при раскрытии крыла БС в условиях действия земной гравитации, которые необходимы для компенсации весовой составляющей каждого подвижного звена при раскрытии БС.

**Концепция подтверждения прочности конструкции БС.** Проверка прочности конструкции БС при их развертывании определяется сопоставлением результатов:

- расчета нагрузок при раскрытии в условиях космического пространства;
- расчета нагрузок при раскрытии на стенде обезвешивания;
- расчета эквивалентных статических нагрузок по известным энергетическим характеристикам пружинных приводов;
- проведения испытаний крыла БС на воздействие эквивалентных статических нагрузок с подтверждением установленных запасов по прочности, в том числе и с созданием необходимых специальных стендов для обеспечения расчетного нагружения с воспроизведением расчетных скоростей раскрытия.

Для оценки влияния характеристик стендового оборудования на достоверность результатов измерений параметров многозвенных механизмов необходимо:

- получить уравнения движения системы БС на стенде совместно с его элементами;
- произвести расчет параметров движения механической системы БС;

– оценить погрешность экспериментально измененных параметров движения системы БС по сравнению с параметрами движения в реальных условиях космического пространства (моделируемых условиях). Варианты построения механических систем БС зависят от конкретного назначения КА.

**Вывод системы дифференциальных уравнений раскрытия БС на стенде обезвешивания.** Важным этапом подготовки к комплексным раскрытиям БС при НЭО является выполнение расчетов по определению погрешностей, вносимых оснасткой в динамику МС БС [5; 6]. Рассмотрим для примера часто применяемую схему механической системы БС типа «гармошка» с дополнительными боковыми панелями.

Интегрирование системы дифференциальных уравнений проводилось методом Рунге–Кутты с постоянным шагом интегрирования  $\Delta t = 0,01$  с.

Для оценки влияния элементов стенда на параметры движения проведены расчеты движения МС БС в реальных условиях (силы натяжения равны 0, силы натяжения подвесок равны 0, плотность воздуха равна 0, при неподвижно закрепленном объекте) и далее на стенде с постепенным накапливанием погрешностей настройкой стенда в допустимых пределах.

**Область применения результатов исследования.** Разработанные математический аппарат и методика расчета параметров движения МС БС позволяют проводить оперативную оценку технических характеристик стендового испытательного оборудования.

Применение метода декомпозиции позволяет проводить испытания на подтверждение надёжности всех составных частей конструкции крупногабаритных БС, в том числе в условиях воздействия вакуума и экстремальных температур, на имеющейся экспериментальной базе.

**Расчет надёжности МС БС.** Надёжность срабатывания узлов МС БС характеризуется вероятностью превышения движущего момента (движущей силы) над моментом сопротивления (силой сопротивления).

#### Библиографические ссылки

1. Патент на промышленный образец № 92619 Российская Федерация. Аппарат космический / Н. А. Тестоедов, В. В. Попов, А. В. Яковлев, С. А. Захаров и др. ; заявитель и патентообладатель АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». Опубл. 30.12.2013.
2. Патент на промышленный образец № 92570 Российская Федерация. Платформа космическая / Н. А. Тестоедов, В. В. Попов, А. В. Яковлев, С. А. Захаров и др. ; заявитель и патентообладатель АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». Опубл. 30.12.2013.
3. Суайнерд Г., Старк Д. Разработка систем космических аппаратов : пер. с англ. ; под ред. П. Фортескью. М. : Альпина Паблишер, 2015. 765 с.
4. Афанасьев В. Г., Верхотуров В. И. и др. Проектирование надёжных спутников связи / под ред. М. Ф. Решетнева. Томск : МГП «РАСКО», 1993. 221 с. (Серия «Космическая связь»).

5. Михалкин В. М., Романенко И. В. Анализ применимости системы обезвешивания пассивного типа для крупногабаритного крыла батареи солнечной // Решетневские чтения : материалы XVII Междунар. науч. конф. (12–14 нояб. 2013, г. Красноярск). Красноярск, 2013. С. 88–89.

6. Романенко И. В., Двирный В. В., Куклин В. А. и др. Моделирование процесса раскрытия крупногабаритных трансформируемых механических систем при комплексных проверках функционирования на этапе НЭО // Вестник СибГАУ. 2013. Вып. 6(52). С. 132–137.

#### References

1. Testoyedov N. A., Popov B. B., Jakovlev A. V., Zakharov S. A. *Apparat kosmicheskii* [Spacecraft]. Patent RF, No.92619, 2013.

2. Testoyedov N. A., Popov B. B., Jakovlev A. V., Zakharov S. A. *Platforma kosmicheskaya* [Space platform]. Patent RF, No.92570, 2013.

3. Suajnerd G., Stark D. *Razrabotka sistem kosmicheskikh apparatov*. [System engineering of Spacecraft]. Moscow : Alpina Publisher Publ., 2015. 765 p.

4. Afanas'ev V. G., Verkhoturov V. I. *Proektirovanie nadezhnykh sputnikov svyazi*. [Design of reliable communication satellites]. Tomsk : RASKO Publ., 1993. 221 p.

5. Mikhalkin V. M., Romanenko I. V. [Analysis of the applicability of a passive 0g system for a large solar array wing] // *Reshetnevskie chteniya : materialy XVII Mezhdunar. nauch. konf.* [Proceedings of the XVII Intern. scientific conference Reshetnev readings]. Krasnoyarsk, 2013. P. 88–89 (In Russ.).

6. Romanenko I. V., Dvirnyj V. V., Kuklin V. A. et al. [Deployment dynamics mathematical models used for the oversized transformable mechanical systems during on-ground complex functional tests] // *Vestnik SibGAU*. 2013. No. 6(52). P.132–137 (In Russ.).

© Захаров С. А., 2016

УДК 629.78.064.56

### ДИНАМИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ РАСКРЫТИЯ БАТАРЕЙ СОЛНЕЧНЫХ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Е. П. Зернова, Т. С. Третьякова

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва  
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52  
E-mail: ilmika-k26@mail.ru

*Приведен перспективный метод определения динамических характеристик раскрытия батарей солнечных с помощью специального программного комплекса.*

*Ключевые слова: батареи солнечные, динамический анализ, логика функционирования, раскрытие, нагрузки.*

### DYNAMIC ANALYSIS OF THE DEPLOYMENT OF SPACECRAFT SOLAR BATTERIES

E. P. Zernova, T. S. Tretyakova

JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems  
52, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation  
E-mail: ilmika-k26@mail.ru

*The research presents promising method for determining the dynamic characteristics of the deployment of solar batteries using the special software package.*

*Keywords: solar batteries, dynamic analysis, logic of performance, deploy, loads.*

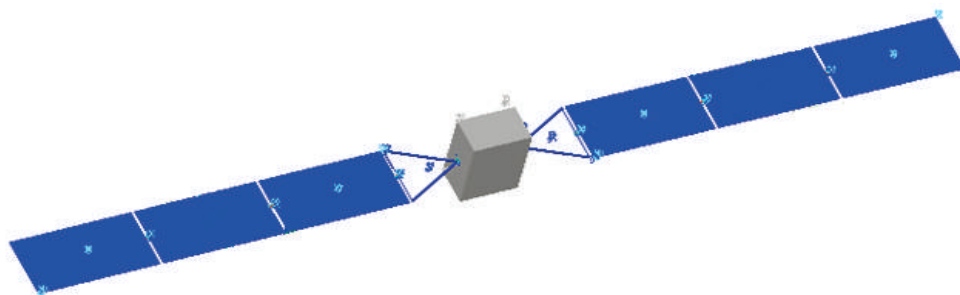
При помощи программного комплекса, предназначенного для динамического анализа и компьютерного моделирования сложных механических систем в ракетно-космической технике и авиации, проведен расчет параметров раскрытия и нагрузок, возникающих при зачехлении в рабочем положении крыльев панелей батарей солнечных (БС) космического аппарата [1; 3; 4].

По результатам численного анализа движения раскрывающихся элементов конструкции определены максимальные нагрузки в шарнирных узлах, возникающие при раскрытии конструкции БС [2; 5]. Ис-

ходные данные для расчета приведены в табл. 1. Расчетная модель приведена на рисунке.

В расчетной модели звенья представлены жесткими телами. Возможность деформации целостной конструкции крыла учитывается через угловую жесткость в шарнирном соединении звеньев. Угловая жесткость рассчитана с помощью конечно-элементной модели в программе, предназначенной для решения задач инженерного анализа.

Результаты расчетов для каждого крыла приведены в табл. 2. Частота колебаний крыла БС в рабочем положении 0,117 Гц.



Динамическая модель крыльев БС в рабочем положении

Таблица 1

## Исходные данные

Элемент конструкции	Масса, $m$ , кг	Момент инерции, $J_0$ , кг·м <sup>2</sup>	Угол раскрытия, $\varphi$ , град	Энергия пружинного привода Ппр, Дж
Штанга БС (ШУ, элементы системы синхронизации, привод, кабели)	11,7	4,2	90	5,9
Панель корневая (ШУ, привод, кабели)	30,9	39,9	180	14,4
Панель промежуточная (каркас, фотопреобразователи, ШУ, приводы, кабели)	27,0	35,0	180	14,4
Панель конечная (каркас, фотопреобразователи, ШУ, приводы, кабели)	22,1	28,6	180	14,4

Таблица 2

## Результаты расчета

Шарнирный узел	Время раскрытия, $t$ , с	Максимальные нагрузки, $M_y$ , Н·м	Угловая жесткость, $C$ , Н
Корневой ШУ штанги	58,7	300	23 400
Концевой ШУ штанги	60,0	290	6 600
ШУ промежуточной панели	58,4	160	1 570
ШУ конечной панели	57,2	90	1 100

## Библиографические ссылки

1. Технология производства космических аппаратов : учебник для вузов / Н. А. Тестоедов, М. М. Михеев, А. Е. Михеев и др. ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2009. 352 с.
2. Шиманский Ю. А. Динамический расчет судовых конструкций / под ред. В. И. Першина. Л. : Госсоюзиздат судостроительной пром-сти, 1963. 442с.
3. Шатров А. К., Назарова Л. П., Машуков А. В. Основы конструирования механических устройств космических аппаратов. Конструктивные решения, динамические характеристики / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2009. 202 с.
4. Машуков А. В., Тестоедов Н. А. Математическое моделирование устройств космических аппаратов НПО ПМ имени академика М. Ф. Решетнева // Авиационная техника. Казань, 2008. № 2. 10 с.
5. Машуков А. В., Назарова Л. П., Шатров А. К. Механические устройства космических аппаратов : учеб. пособие / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2006. 170 с.

[Spacecraft Technology of production]. Krasnoyarsk, SibGAU, 2009. 352 p. (In Russ.).

2. Shimanski Y. A. *Dinamicheski raschet sudovuih konstruktsii* [Dynamic analysis of ship structures]. Leningrad : State Union publishing shipbuilding industry, 1963. 442 p. (In Russ.).

3. Shatrov A. K., Nazarova L. P., Mashukov A. V. *Osnovui konstruirovaniya mehanicheskikh ustroistv kosmicheskikh apparatov. Konstruktivnuiye resheniya, dinamicheskie harakteristiki*. [Fundamentals of mechanical design spacecraft devices. Design solutions, dynamic characteristics.]. Krasnoyarsk : SibGAU, 2009. 202 p. (In Russ.).

4. Mashukov A. V., Testoedov N. A. *Matematicheskoe modelirovanie ustroistv kosmicheskikh apparatov NPOPM imeni akademika M. F. Reshetneva*. [Mathematical modeling of spacecraft devices NPOPM academician M. F. Reshetnev] // Aviation technics. Kazan', 2008. № 2. 10 p. (In Russ.).

5. Mashukov A. V., Nazarova L. P., Shatrov A. K. *Mechanicheskie ustroistva kosmicheskikh apparatov* [Mechanical devices spacecraft]. Krasnoyarsk : SibGAU, 2006. 170 p. (In Russ.).

## References

1. Testoedov N. A., Miheev M. M., Miheev A. E. *Tehnologiya proizvodstva kosmicheskikh apparatov*

© Зернова Е. П., Третьякова Т. С., 2016

## РАЗРАБОТКА ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ СВЕТОВОГО ДАВЛЕНИЯ НА КОСМИЧЕСКИЕ ТРАНСФОРМИРУЕМЫЕ КОНСТРУКЦИИ СЛОЖНОЙ ГЕОМЕТРИЧЕСКОЙ ФОРМЫ

В. Н. Зимин, Н. А. Неровный\*

Московский государственный технический университет имени Н. Э. Баумана  
Российская Федерация, 105005, г. Москва, 2-я Бауманская ул., 5  
\*E-mail: nick.nerovny@bmstu.ru

*Представлена математическая модель и алгоритм расчета светового давления методом Монте-Карло, а также метод аппроксимации главного вектора и главного момента в пространстве углов ориентации космического аппарата относительно падающего излучения.*

*Ключевые слова: световое давление, лучистый теплообмен, главный вектор, главный момент.*

## DEVELOPMENT OF SOFTWARE FOR CALCULATING LIGHT RADIATION PRESSURE UPON GOSSAMER SPACE STRUCTURES WITH COMPLEX SHAPE

V. N. Zimin, N. A. Nerovny\*

Bauman Moscow State Technical University  
5, Baumanskaya 2-ya Street, Moscow, 105005, Russian Federation  
\*E-mail: nick.nerovny@bmstu.ru

*The paper introduces the mathematical model and calculation algorithm for light pressure by utilizing the Monte-Carlo simulation method and also additional approximation for resultant force and moment in space of attitude angles.*

*Keywords: light pressure, radiation heat transfer, resultant force, principal moment.*

**Введение.** Для космических аппаратов (КА) в глубоком космосе основным внешним фактором, влияющим на ориентацию, является момент сил светового давления (СД). Для построения алгоритмов стабилизации для таких КА необходимо точное описание СД. Среди используемых методов стоит выделить методы случайной трассировки лучей (методы Монте-Карло) [1]. Однако данные методы являются значительно ресурсозатратными. Для их выполнения на бортовой аппаратуре КА необходима дополнительная аппроксимация СД.

**Алгоритм расчета и описание программы.** Для определения главного вектора и главного момента сил СД был реализован модуль для программы Tracer, рассчитывающей радиационный теплообмен в сложных конструкциях методом Монте-Карло [2].

Геометрическая модель конструкции представляется как набор треугольных элементов. В случае поглощения пучка при известной энергии падающего пучка  $I_{ik}$ , где  $i$  и  $k$  – номер элемента и номер падающего пучка для данного элемента соответственно, возможно вычислить компоненты вектора элементарной силы и момента от элементарной силы СД:

$$\mathbf{F}_{ik} = \frac{I_{ik} A_i \hat{\mathbf{n}}_i \cdot \hat{\mathbf{s}}_{ik}}{c} \hat{\mathbf{s}}_{ik}; \mathbf{M}_{ik} = \mathbf{r}_i \times \mathbf{F}_{ik},$$

где  $A_i$  – площадь поверхности элемента;  $\hat{\mathbf{n}}_i$  – единичный вектор нормали элемента;  $\hat{\mathbf{s}}_{ik}$  – единичный век-

тор, задающий направление падающего пучка;  $\mathbf{r}_i$  – вектор, задающий положение элемента в пространстве;  $c$  – скорость света в вакууме. Затем на основании выбранного закона отражения создается набор новых исходящих пучков  $I_{im}$  с элемента:

$$\mathbf{F}_{im} = -\frac{I_{im} A_i \hat{\mathbf{n}}_i \cdot \hat{\mathbf{s}}_{im}}{c} \hat{\mathbf{s}}_{im}; \mathbf{M}_{im} = \mathbf{r}_i \times \mathbf{F}_{im},$$

где  $m$  – номер исходящего пучка. Главный вектор и главный момент силы СД находятся суммированием элементарных усилий от всех пучков:

$$\mathbf{F} = \sum_{i=1}^{N_i} \left( \sum_{k=1}^{N_{ik}} \mathbf{F}_{ik} + \sum_{m=1}^{N_{im}} \mathbf{F}_{im} \right); \mathbf{M} = \sum_{i=1}^{N_i} \left( \sum_{k=1}^{N_{ik}} \mathbf{M}_{ik} + \sum_{m=1}^{N_{im}} \mathbf{M}_{im} \right),$$

где  $N_i$  – количество треугольных элементов, описывающих конструкцию;  $N_{ik}$  – количество поглощенных пучков элементом под номером  $i$ ;  $N_{im}$  – количество испущенных пучков элементом под номером  $i$ .

Полученные результаты совместно с исходными данными о направлении внешнего излучения затем обрабатываются программой в виде модуля для GNU Octave [3], при этом определяется аппроксимация СД методом инвариантных тензоров [4].

**Объект моделирования и результаты расчета.** В качестве модельной была выбрана задача определения силы и момента СД на перспективную космическую обсерваторию «Спектр-М» [5], геометрическая модель которой представлена на рис. 1.

Главный вектор и момент СД были рассчитаны при 60 ориентациях падающего излучения относительно КА. Полюс момента расположен в центре описанной окружности внешней кромки внешнего теплового экрана. Во всех случаях число бросаний лучей равнялось 1 000 000.

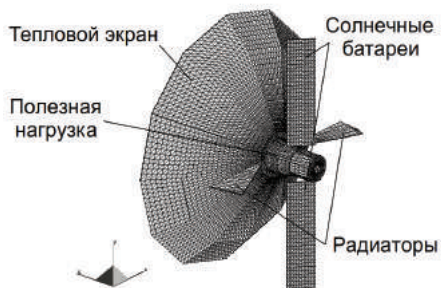


Рис. 1. Геометрическая модель перспективного космического телескопа

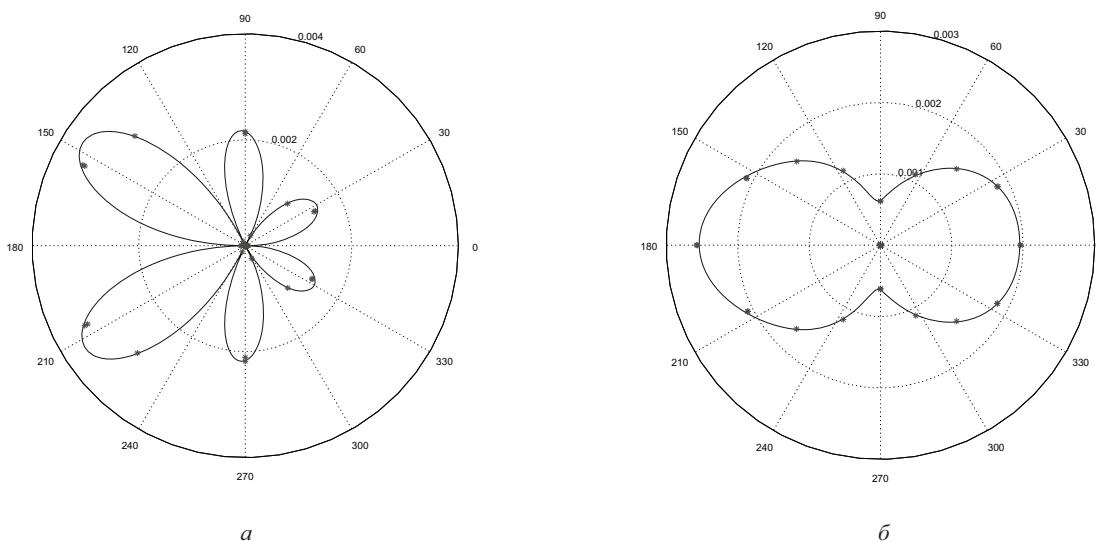


Рис. 2. Модуль главного момента (а), Н м, и главного вектора (б), Н, светового давления в зависимости от поворота в плоскости радиаторов, градусы

### Библиографические ссылки

1. Hesar S., Scheeres D. J., McMahon J. W. Analysis of solar radiation pressure effects on the OSIRIS-REX spacecraft in orbit around Bennu // *The 26th AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting*. Napa, CA, 2016.
2. Леонов В. В. Моделирование радиационного теплообмена в системе концентратор–приёмник солнечной энергии // *Тепловые процессы в технике*. 2011. № 5. С. 228–233.
3. Eaton J. W., Bateman D., Hauberg S., Wehbring R. GNU Octave version 4.0.0 manual: a high-level interactive language for numerical computations [Электронный ресурс]. 2015. URL: <http://www.gnu.org/software/octave/doc/interpreter> (дата обращения: 2016-02-24).
4. Зимин В. Н., Неровный Н. А. К расчету главного вектора и главного момента сил светового давления

Радиаторы КА не меняли ориентации, а солнечные батареи поворачивались, минимизируя угол падения светового излучения. Конструкции КА внутри внешнего теплозащитного экрана не учитывались. Поверхность КА рассматривалась как зеркальная.

На рис. 2 показаны результаты аппроксимации главного момента (рис. 2, а) и главного вектора (рис. 2, б) СД в зависимости от угла поворота в плоскости радиаторов (сплошная линия), в сравнении с результатами расчета методом Монте-Карло (отмечены звездочками), при порядке аппроксимации, равном 6 [4].

**Заключение.** В методе инвариантных тензоров вычисление главных вектора и момента осуществляется с помощью скалярного умножения вектора ориентации на Солнце на некоторую матрицу аппроксимации требуемое число раз (совпадает с порядком аппроксимации). Компоненты матрицы могут быть заранее рассчитаны на Земле и заложены в бортовое программное обеспечение, тем самым становится возможным увеличение точности стабилизации КА.

на солнечный парус // *Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана*. 2016. № 1 (106). С. 17–28. Сер. «Машиностроение». DOI: 10.18698/0236-3941-2016-1-17-28.

5. Кардашев Н. С., Андреев В. В., Буякас В. И. и др. Проект «Миллиметр» // *Тр. Физич. ин-та им. П. Н. Лебедева*. 2000. Т. 228. С. 112–128.

### References

1. Hesar S., Scheeres D. J., McMahon J. W. Analysis of solar radiation pressure effects on the OSIRIS-REX spacecraft in orbit around Bennu // *The 26th AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting*. Napa, CA, 2016.
2. Leonov V. V. [Modelling of radiation heat transfer in the system of concentrator and receiver of solar energy] // *Teplovye protsessy v tekhnike*. 2011. № 5. P. 228–233 (in Russ.).
3. Eaton J. W., Bateman D., Hauberg S., Wehbring R. GNU Octave version 4.0.0 manual: a high-level

interactive language for numerical computations. 2015. Available at: <http://www.gnu.org/software/octave/doc/interpreter> (accessed: 2016-02-24).

4. Zimin V. N., Nerovny N. A. [To the calculation of the main vector and the main momentum of light pressure force on a solar sail] // *Vestnik MGTU im. N. E. Baumana*.

*Ser. Mashinostroenie*. 2016. № 1(106). P. 17–28. DOI: 10.18698/0236-3941-2016-1-17-28 (in Russ.).

5. Kardashev N. S., Andreyanov V. V., Buyakas V. I. et al. [Project “Millimetron”] // *Tr. Fizicheskogo in-ta im. P. N. Lebedeva*. 2000. Vol. 228. P. 112–128 (in Russ.).

© Зимин В. Н., Неровный Н. А., 2016

УДК 629.7.031.7

## ИССЛЕДОВАНИЕ ЗАДАЧ ОПТИМАЛЬНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ МНОГОСЕКЦИОННЫХ КОМПОЗИТНЫХ КОСМИЧЕСКИХ ФЕРМЕННЫХ КОНСТРУКЦИЙ

В. Н. Зимин<sup>1</sup>, А. А. Смердов<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Московский государственный технический университет имени Н. Э. Баумана  
Российская Федерация, 105005, г. Москва, 2-я Бауманская ул., 5

<sup>2</sup>ПАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С. П. Королева»  
Российская Федерация, 141070, Московская обл., г. Королев, ул. Ленина, 4а

E-mail: alexsmerdov@mail.ru

*В изделиях ракетно-космической техники ферменные конструкции занимают очень важное место. В статье исследуются задачи, возникающие при использовании композитных материалов в конструкции многосекционных космических ферм.*

*Ключевые слова: ферменные конструкции, композитные конструкции, соединительные узлы, оптимальное проектирование, многосекционные конструкции.*

## RESEARCHING PROBLEMS OF OPTIMUM DESIGN OF COMPOSITE SPACE TRUSS STRUCTURES

V. N. Zimin<sup>1</sup>, A. A. Smerdov<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Bauman Moscow State Technical University  
5, Baumanskaya 2-ya Street, Moscow, 105005, Russian Federation

<sup>2</sup>S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia  
4a, Lenin Street, Korolyov, Moscow area, 141070, Russian Federation

E-mail: alexsmerdov@mail.ru

*Truss structures take an important place in the rocket space technology. The research discusses problems of using composite materials in multicell trusses.*

*Keywords: truss structures, composite structures, connector assembly, optimal design, multicell structures.*

В изделиях ракетно-космической техники ферменные конструкции занимают очень важное место. Отличительная особенность таких конструкций от других конструктивно-силовых схем – возможность закрепления навесного оборудования практически в любой точке конструкции [1]. Преимущества данного типа конструкций можно продемонстрировать на примере конструкции негерметичного отсека научно-энергетического модуля МКС (рис. 1) [2].

Данный отсек представляет собой ферменную многосекционную конструкцию, на которой устанавливается значительное количество различного навесного оборудования, такого как панели радиаторов, солнечные батареи с механизмом их трансформации, аккумуляторные батареи, топливные баки, компрессоры, баллоны высокого давления, двигатели, арматура и др. При проектировании данной конструкции в качестве конструкционных материалов использовались алюминиевые сплавы и сталь. Идея использова-

ния композитных материалов в ферменных многосекционных конструкциях выглядит очевидной, однако она сопряжена со многими трудностями, связанными как со сложной технологией изготовления деталей и их сборки, так и с необходимостью постановки и исследования задач оптимального проектирования.

Первой задачей, которую необходимо решить, является задача разработки алгоритма расчета оптимальных геометрических характеристик ферменной конструкции – количества секций в продольном и в окружном направлении. В результате работы алгоритма должна быть спроектирована конструкция, на которой будет возможным закрепление требуемого количества навесного оборудования [3]. В ферменных конструкциях стержни соединяются с помощью соединительных узлов. Эти узлы, с одной стороны, могут являться местами крепления навесного оборудования и необходимы при сборке крупногабаритной конструкции.

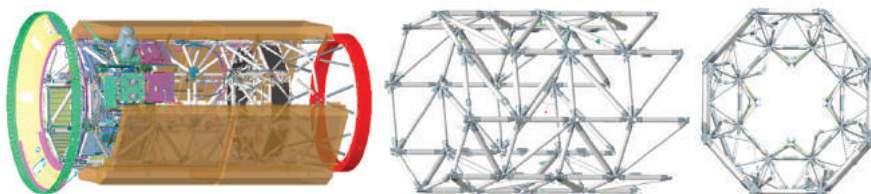


Рис. 1. Модель негерметичного отсека научно-энергетического модуля МКС

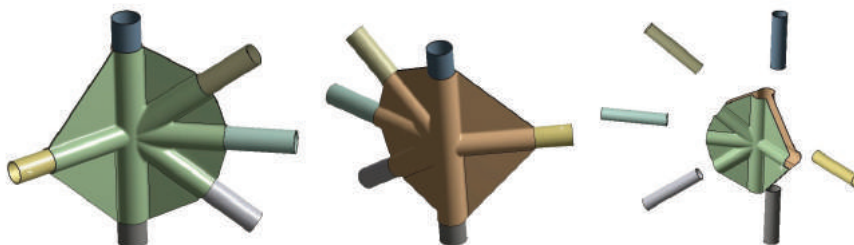


Рис. 2. Вариант исполнения композитного соединительного узла с накладками

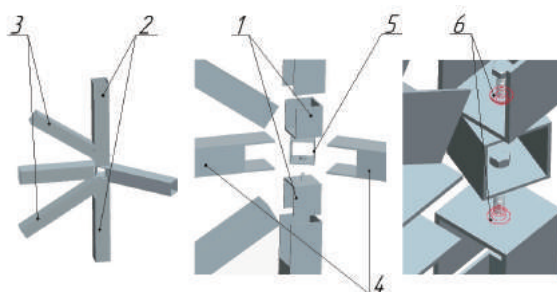


Рис. 3. Вариант исполнения композитного соединительного узла с болтовым соединением

С другой – они утяжеляют конструкцию и усложняют процесс ее изготовления. Как следствие, конструкция должна обладать оптимальным количеством соединительных узлов, что определяется количеством секций.

Помимо варьирования геометрических параметров конструкции, важным является решение задачи об оптимальном проектировании стержней. В это включается определение диаметра и толщины стержня, а также его схемы армирования – количества слоев и их углов армирования [4]. Это является второй задачей.

Очевидно, что для достижения равнопрочности в ферменной конструкции каждый стержень должен иметь свои значения этих структурных параметров. Технологически это нецелесообразно, к примеру, в силу того, что это приведет к необходимости разработки большого количества разных соединительных узлов. Поэтому возникает задача определения оптимального количества групп стержней с одинаковыми характеристиками, что также включается во вторую задачу.

И, наконец, третья задача – оптимальное проектирование соединительного узла [5].

В данной работе представлены проекты двух композитных соединительных узлов.

Первый вариант представлен на рис. 2.

**Выводы.** Композитный соединительный узел состоит из композитных стержней, соединяемых композитными накладками. При сборке многосекционной конструкции стержни выставляются на оснастке, после чего охватываются композитными накладками. На поверхности накладок и стержней наносится клей холодного отверждения, после чего накладки зажимаются струбцинами в зонах между стержнями. В результате образуется многосекционная ферменная композитная конструкция.

Второй вариант композитного соединительного узла изображен на рис. 3. Он состоит из центральных узлов 1, вклеенных в него вертикальных стержней 2 и диагональных стержней 3. Центральные узлы соединяются с горизонтальными стержнями 4 и композитной вставкой 5 при помощи болтового соединения, реализованного с помощью втулок 6 в центральных узлах и в горизонтальных стержнях. Таким способом изготавливаются отдельные секции, соединяемые между собой болтами.

Многосекционные ферменные конструкции являются сложными объектами для проектирования. Использование композитных материалов, несмотря на дополнительные трудности, позволит значительно улучшить массовые, прочностные и жесткостные характеристики. Для оптимального проектирования этих конструкций требуется решение ряда задач. Некоторые из них были поставлены в данной работе.



### Библиографические ссылки

1. Основы конструирования ракет-носителей космических аппаратов : учебник для студентов вузов / Б. В. Грабин, О. И. Давыдов, В. И. Давыдов, В. И. Жихарев и др. ; под ред. В. П. Мишина, В. К. Карраска. М. : Машиностроение, 1991. 416 с.
2. Проектирование системы энергоснабжения научно-энергетического модуля для российского сегмента Международной космической станции / А. Г. Бидеев, А. Ю. Семина, А. В. Кузнецов, М. Р. Ахмедов // Космическая техника и технологии. 2015. № 2 (9). С. 64–74.
3. Баничук Н. В. Введение в оптимизацию конструкций. М. : Наука, 1986.
4. Васильев В. В. Механика конструкций из композиционных материалов. М. : Машиностроение, 1988. 272 с. (Б-ка расчетчика / ред. кол.: Н. Н. Малинин (пред.) и др.).
5. Композиционные материалы в конструкции летательных аппаратов : сб. статей / пер. с англ. Г. А. Молдцова ; под ред. проф. А. Л. Абибова. М. : Машиностроение, 1975. 272 с.

### References

1. Osnovi konstruirovaniya raket-nositelei kosmicheskikh apparatov [Design principles of rocket spacecraft] Uchebnik dlya studentov vtuzov [A textbook

for students of higher technical universities] / B. V. Grabin, O. I. Davidov, V. I. Davidov, V. I. Ziharev et al. ; pod red. V. P. Mishina, V. K. Karraska. M. : Mashinostroenie, 1991. 416 p.

2. Proektirovaniye sistemi energosnabzheniya nauchno-energeticheskogo modulya dlya rossiiskogo segmenta Mezhdunarodnoi kosmitcheskoi stancii [Designing a power supply system of the science and power module for the International Space Station Russian segment] / A. G. Bideev, A. Yu. Semin, A. V. Kuznetsov, M. R. Akhmedov // Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii. 2015. № 2 (9). P. 64–74.

3. Banitshuk N. V. Vvedeniye v optimizatsiyu konstruktsii [Introduction to structural optimization]. M. : Nauka, 1986.

4. Vasiliev V. V. Mekhanika konstruktsii iz kompozitsionnih materialov [Structural mechanics of composite materials]. M. : Mashinostroenie, 1988. 272 p.: il. (B-ka raschetchika / red. kol.: N. N. Malinin (pred.) et al.).

5. Compozitsionnye materialy v konstruktsii letatelnykh apparatov [Composite materials in aircraft structures]. Sbornik statei [Digest of articles] / Perevod s angl. G. A. Molodcova, pod red. prof. A. L. Abibova. M. : Mashinostroenie, 1975. 272 s.

© Зимин В. Н., Смердов А. А., 2016

УДК 629.78

## СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ОСНОВНЫХ СИЛОВЫХ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ СОВРЕМЕННЫХ НЕГЕРМЕТИЧНЫХ СПУТНИКОВ

О. А. Исеева, Ю. С. Кравченко, В. В. Двирный, В. В. Савицкий, Е. Г. Пацкова

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва»  
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52  
E-mail: iseeva.olena@iss-reshetnev.ru

*Рассмотрены виды центральной трубы, проведен сравнительный анализ между классической конструкцией из сотовых панелей, монолитной и сетчатой конструкциями, а также выделены их принципиальные особенности.*

*Ключевые слова: космический аппарат, центральная труба, анизогридная силовая труба, сетчатая конструкция, композиционные материалы, спиральные ребра, сотовый наполнитель.*

## COMPARATIVE ANALYSIS OF POWER BODY STRUCTURES OF MODERN NON-SEALED SATELLITES

O. A. Iseeva, Yu. S. Kravchenko, V. V. Dvirnyy, V. V. Savitskiy, E. G. Patskova

JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems  
52, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation  
E-mail: iseeva.olena@iss-reshetnev.ru

*The paper describes various types of the central tube, the comparative analysis between the classical structure of honeycomb panels, monolithic and mesh construction, as well as highlighting their principal features.*

*Keywords: spacecraft, central tube, anizogrid body tube, grid structure, composite materials, spiral ribs, honeycomb.*

Современный космический аппарат (КА) является технически сложным объектом, состоящим из функциональных систем и подсистем. Одной из них является

подсистема конструкции. Конструкция КА состоит из деталей, узлов, сборочных единиц, собранных воедино для обеспечения заданных характеристик [1].



а



б



в

Конструкции ЦТ современных космических аппаратов:

а – ЦТ из сотовой сэндвич-панели спутника «ISO 8» (Thales Alenia Space) [3]; б – монолитная ЦТ спутника на базе платформы «SSTL GMP-T» (ESA) [4]; в – АСТ спутника «Экспресс-AM5» (АО «ИСС») [5]

Основным силовым элементом конструкции негерметичных спутников российского и зарубежного исполнения является центральная труба (ЦТ), выполненная в виде полого цилиндрического отсека для размещения конструктивных панелей, оборудования и крепления элементов конструкции КА (см. рисунок).

ЦТ может быть представлена в следующих конфигурациях [2]:

1. Классическая конструкция из сотовой сэндвич-панели.

Сэндвич-панель ЦТ данного типа состоит из композитных обшивок с алюминиевым сотовым наполнителем между ними. Установка вставок в данную конструкцию – более капитальная, трудозатратная и трудоемкая операция, чем установка вставок в монолитную конструкцию.

2. Монолитная конструкция.

ЦТ данного типа изготовлена из композитных обшивок без применения сотового наполнителя. Данная конструкция позволяет легко и быстро устанавливать вставки даже на поздних этапах изготовления.

3. Сетчатая конструкция.

ЦТ труба данного типа представлена в виде анизотропной силовой трубы (АСТ), включающей в себя корпус АСТ, выполненный в виде пространственной сетчатой конструкции из композиционных материалов, и интерфейсы для размещения оборудования, установки панелей, крепления элементов конструкции КА.

Принципиальная особенность первых двух конструкций заключается в том, что нагрузка в основном воспринимается обшивкой, а ребра или наполнитель обеспечивают изгибную жесткость и сопротивляемость потере устойчивости. При этом в композитных конструкциях такого рода ни обшивка, ни ребра не являются однонаправленными, что значительно снижает эффективные характеристики композитного материала.

В сетчатых конструкциях основными несущими элементами являются ребра, которые обеспечивают одновременно мембранную и изгибную жесткость конструкции и изготавливаются из однонаправленного углепластика, обладающего высокой удельной жесткостью и прочностью [2].

В конструкциях космических аппаратов, где присутствует необходимость применения ЦТ высотой во весь аппарат, масса силовой конструкции корпуса может быть существенно понижена в результате применения АСТ в качестве ЦТ.

Сетчатая конструкция является интегральной: соединение ребер между собой, а также с другими элементами конструкции реализуется в процессе полимеризации связующего композитного материала и не требует дополнительных элементов.

В настоящее время для ребер сетчатых конструкций, изготовленных в промышленных условиях из высокомолекулярных углепластиков ( $E_1 = 220 \text{ ГПа}$ ), модуль упругости составляет  $185 \text{ ГПа}$ , т. е. приближается к модулю стали при плотности в 5,2 раза меньшей [2]. Объемное содержание волокон в ребрах примерно в 1,5 раза меньше, чем в традиционном композитном материале. Такие характеристики обеспечивают исключительно высокую весовую эффективность сетчатых конструкций.

Еще одна особенность сетчатых конструкций определяет ее высокую сопротивляемость потере устойчивости. Причина этого эффекта связана с начальными несовершенствами формы поверхности оболочки. Сетчатые оболочки, в отличие от традиционных монолитных, обладают свойствами самостабилизации – при осевом сжатии спиральные ребра растягивают кольцевые так, что сечение автоматически принимает круговую форму, и экспериментальная критическая нагрузка оказывается на уровне расчетной.

Основные преимущества сетчатой конструкции:

- сетчатая конструкция обладает высокой надежностью;
- сетчатые конструкции лишены принципиальных недостатков, присущих монолитным конструкциям с несущей обшивкой;
- сетчатая конструкция обладает свойствами самостабилизации;
- сетчатая конструкция является полностью интегральной.

Учитывая преимущества сетчатых конструкций, можно сделать вывод, что их использование приводит к положительным результатам в области решения

таких задач, как снижение массы КА и обеспечение размеростабильности, прочности и жесткости при эксплуатации.

#### Библиографические ссылки

1. Чеботарев В. Е. Проектирование космических аппаратов систем информационного обеспечения. В 2 кн. Кн. 2. Внутреннее проектирование космического аппарата / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2005. 168 с.
2. Васильев В. В., Барынин В. А., Разин А. Ф., Петроковский С. А., Халиманович В. И. Анизогридные композитные сетчатые конструкции – разработка и приложение к космической технике // Композиты и наноструктуры. 2009. № 3. С. 38–50.
3. Thales Alenia Space, site de Cannes. Intégration de satellites [Электронный ресурс]. URL: <http://www.ultraproprete.com/exemples-installations/thales-alenia-space.html/> (дата обращения: 5.8.2016).
4. Space Blog. 2015: Another year of imagination, innovation and disruption! [Электронный ресурс]. URL: <https://www.sstl.co.uk/Blog/January-2015/2015-Another-year-of-imagination-innovation-and/> (дата обращения: 10.8.2016).
5. Proton launches Ekspress-AM5 communications satellite [Электронный ресурс]. URL:

[http://www.russianspaceweb.com/proton\\_ekspress\\_am5.html/](http://www.russianspaceweb.com/proton_ekspress_am5.html/) (дата обращения: 10.8.2016).

#### References

1. Chebotarev V. E. *Proektirovanie kosmicheskikh apparatov sistem informatsionnogo obespecheniya* [Designing spacecraft systems of information security]. Krasnoyarsk : SibGAU Publ., 2005. 488 p.
2. Vasil'ev V. V., Barynin V. A., Razin A. F., Petrovskiy S. A., Khalimanovich V. I. [Anizogridnye composite mesh design – development and application of space technology] // *Kompozity i nanostrukтуры*. 2009. № 3. P. 38–50. (In Russ.)
3. Thales Alenia Space, site de Cannes. Intégration de satellites. Available at: <http://www.ultraproprete.com/exemples-installations/thales-alenia-space.html/> (accessed 5.8.2016).
4. Space Blog. 2015: Another year of imagination, innovation and disruption! Available at: <https://www.sstl.co.uk/Blog/January-2015/2015-Another-year-of-imagination-innovation-and/> (accessed 10.8.2016).
5. Proton launches Ekspress-AM5 communications satellite. Available at: [http://www.russianspaceweb.com/proton\\_ekspress\\_am5.html/](http://www.russianspaceweb.com/proton_ekspress_am5.html/) (accessed 10.8.2016).

© Исеева О. А., Кравченко Ю. С., Двирный В. В., Савицкий В. В., Пацкова Е. Г., 2016

УДК 629.78

### АНАЛИЗ ПРОЕКТИРОВАНИЯ АНИЗОГРИДНОЙ СИЛОВОЙ ТРУБЫ

О. А. Исеева<sup>1</sup>, Ю. С. Кравченко<sup>1</sup>, В. В. Двирный<sup>1</sup>, Г. Г. Крушенко<sup>2</sup>, Е. Г. Пацкова<sup>1</sup>

<sup>1</sup>АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва  
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52

<sup>2</sup>Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнёва  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: [iseeva.olena@iss-reshetnev.ru](mailto:iseeva.olena@iss-reshetnev.ru)

*Рассмотрен процесс проектирования типовой сетчатой структуры с использованием численного метода расчета напряженно-деформированного состояния. Выделены проектные параметры полученной конфигурации.*

*Ключевые слова: анизогридная силовая труба, космический аппарат, сетчатая конструкция, жесткость, прочность, нагрузка.*

### ANALYSIS OF DESIGN ANIZOGRID POWER TUBE

O. A. Iseeva<sup>1</sup>, Yu. S. Kravchenko<sup>1</sup>, V. V. Dvirniy<sup>1</sup>, G. G. Krushenko<sup>2</sup>, E. G. Patskova<sup>1</sup>

<sup>1</sup>JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems  
52, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation

<sup>2</sup>Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochoy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: [iseeva.olena@iss-reshetnev.ru](mailto:iseeva.olena@iss-reshetnev.ru)

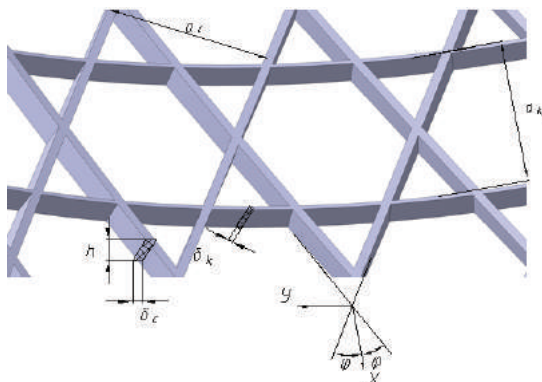
*The paper considers the process of designing a typical network structure using a numerical method to calculate stress-strain state. The research demonstrates the obtained project configuration options.*

*Keywords: anizogrid power tube, spacecraft, grid structure, hardness, strength, load.*

В качестве объекта проектирования рассматривается сетчатая цилиндрическая оболочка с длиной  $L$  и радиусом  $R$ , образованная системой спиральных и кольцевых ребер.

Типовая сетчатая конструкция, показанная на рисунке, характеризуется следующими проектными параметрами [1]: толщиной сетчатой структуры (высотой ребер  $h$ ), толщинами спиральных и кольцевых

ребер  $\delta_c$  и  $\delta_k$ , расстояниями между спиральными ребрами  $a_c$  (по нормам к оси ребра) и между кольцевыми ребрами  $a_k$ ; углом наклона спиральных ребер (по отношению к образующей)  $\varphi$ .



Типовая сетчатая конструкция

Основным видом нагружения цилиндрических сетчатых отсеков космических аппаратов является осевое сжатие силой  $P$ . Если отсек дополнительно нагружен изгибающим моментом  $M$ , то вводится эквивалентная осевая сила  $P_r$ , определяемая следующей известной формулой:

$$P_r = P + \frac{4M}{D}, \quad (1)$$

где  $D$  – диаметр цилиндрической оболочки. Равенство (1) позволяет точно определить максимальное напряжение и приближенно найти критическую комбинацию осевой силы и изгибающего момента, используя решение задачи устойчивости для осевого сжатия. Такой подход является традиционным для задач проектирования.

При проектировании в качестве целевой функции выступает масса конструкции. Масса идеализированной оболочки складывается из массы спиральных и кольцевых ребер.

Традиционными для сетчатых конструкций формами разрушения являются следующие [2]: разрушение спиральных ребер при сжатии; общая потеря устойчивости оболочки; местная потеря устойчивости участков спиральных ребер между узлами пересечения ребер.

При осевом сжатии оболочки ее кольцевые ребра оказываются растянутыми, причем уровень напряжений в них невелик, и разрушение исключено.

Требования к жесткости конструкции обычно задаются в виде ограничений, накладываемых на перемещения конструкции под действием осевой и поперечной силы.

Ограничения, накладываемые на осевую жесткость  $S_x \leq \bar{S}_x$  и поперечную жесткость  $S_y \leq \bar{S}_y$ , имеют вид

$$\bar{S}_x \geq \frac{2\pi RB}{L}, \quad \bar{S}_y \geq \frac{1}{\frac{L^3}{3\pi R^3 B} \left( 1 + \frac{3R^2 B}{L^2 B_{33}} \right)},$$

где  $B_{11} = 2E_c h \bar{\delta}_c c^4$ ,  $B_{12} = B_{33} = 2E_c h \bar{\delta}_c c^2 s^2$ ,

$$B_{22} = 2E_c h \bar{\delta}_c s^4 + E_k h \bar{\delta}_k, \quad B = B_{11} - \frac{B_{12}^2}{B_{22}} =$$

$$= \frac{2E_c E_k h \bar{\delta}_c \bar{\delta}_k c^4}{2E_c \bar{\delta}_c s^4 + E_k \bar{\delta}_k} - \text{коэффициенты жесткости сетчатой структуры;}$$

$h$  – высота ребер;  $R$  – радиус цилиндрической оболочки;  $L$  – длина цилиндрической оболочки;  $c = \cos\varphi$ ;  $s = \sin\varphi$ ;  $\bar{\delta}_c = \delta_c / a_c$ ;  $\bar{\delta}_k = \delta_k / a_k$ ;  $\delta_c$ ,  $\delta_k$  – ширина спиральных/кольцевых ребер;  $a_c$ ,  $a_k$  – расстояния между спиральными (по нормам к оси ребра)/кольцевыми ребрами;  $E_c$ ,  $E_k$  – модуль упругости спиральных/кольцевых ребер.

Целевая функция и ограничения в форме неравенств являются нелинейными, т. е. рассматриваемая задача принадлежит к классу нелинейных задач математического программирования. Решение таких задач, как правило, основано на замене ограничений в форме неравенств равенствами с последующим использованием одного из методов условной оптимизации [3; 4] (метод множителей Лагранжа, метод штрафных функций, градиентные методы). При заданных в нашем случае ограничениях поиск решения будем проводить численно. Будем использовать метод барьерных функций, реализованный в системе MATLAB [5].

Реализованный подход позволяет получить не только оптимальную конфигурацию сетчатой структуры, но и ряд конфигураций, близких к ней. Целевая функция (масса сетчатой структуры) часто является достаточно полой в районе минимума, поэтому в качестве итогового может быть выбран не только оптимальный набор параметров сетчатой структуры, но и ряд параметров, близких к оптимальному. Им будут соответствовать незначительно большие значения массы конструкции, однако они могут обладать некоторыми преимуществами по сравнению с оптимальным, например, коэффициенты запаса по некоторым формам разрушения для них будут выше, чем для оптимального варианта, либо размеры ребер будут более предпочтительны с технологической точки зрения.

Эффективность и работоспособность сетчатой конструкции, естественно, определяются значениями перечисленных выше параметров, которые должны быть найдены в процессе проектирования, обеспечить возможно более высокую эффективность и удовлетворять системе проектных и технологических ограничений, обеспечивающих в свою очередь возможную реализацию и работоспособность конструкции.

#### Библиографические ссылки

1. Васильев В. В. Механика конструкций из композиционных материалов. М. : Машиностроение, 1988. 272 с.
2. Bunakov V. A. Design of Axially Compressed Composite Cylindrical Shells with Lattice Stiffeners // Optimal Structural Design. Technomic Publishing Co, 1999. P. 207–246.

3. Методы условной оптимизации – Энциклопедия по машиностроению XXL [Электронный ресурс]. URL: <http://mash-xxl.info/info/9360/> (дата обращения: 5.08.2016).

4. Методы оптимизации [Электронный ресурс]. URL: [http://bigor.bmstu.ru/?cnt/?doc=120\\_Opt/opt002.the](http://bigor.bmstu.ru/?cnt/?doc=120_Opt/opt002.the) (дата обращения: 10.08.2016).

5. Трифонов А. Г. Постановка задачи оптимизации и численные методы ее решения [Электронный ресурс]. URL: [http://matlab.exponenta.ru/optimiz/book\\_2/3\\_4.php](http://matlab.exponenta.ru/optimiz/book_2/3_4.php) (дата обращения: 5.08.2016).

#### References

1. Vasil'ev V. V. *Mekhanika konstruksiy iz kompozitsionnykh materialov*. [Mechanics of composite structures]. 1988, Moscow: Mashinostroenie, 272 p.

2. Bunakov V. A. Design of Axially Compressed Composite Cylindrical Shells with Lattice Stiffeners // *Optimal Structural Design*. Technomic Publishing Co, 1999. P. 207–246.

3. Metody uslovnoy optimizatsii – Entsiklopediya po mashinostroeniyu XXL. Available at: <http://mash-xxl.info/info/9360/> (accessed 5.8.2016).

4. Metody optimizatsii. Available at: [http://bigor.bmstu.ru/?cnt/?doc=120\\_Opt/opt002.the](http://bigor.bmstu.ru/?cnt/?doc=120_Opt/opt002.the) (accessed 10.8.2016).

5. Trifonov A. G. Postanovka zadachi optimizatsii i chislennye metody ee resheniya. Available at: [http://matlab.exponenta.ru/optimiz/book\\_2/3\\_4.php](http://matlab.exponenta.ru/optimiz/book_2/3_4.php) (accessed 5.8.2016).

© Исева О. А., Кравченко Ю. С., Двирный В. В., Крушенко Г. Г., Пацкова Е. Г., 2016

УДК 629.7.064.2

### СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИИ ЗАПРАВКИ КСЕНОНОМ БАКОВ СИСТЕМЫ КОРРЕКЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Д. Г. Киндяков<sup>1</sup>, В. В. Двирный<sup>2</sup>

<sup>1</sup>АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва»  
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52

<sup>2</sup>Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнёва  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: dkind@mail.ru

*Работа посвящена анализу существующей на АО «ИСС» технологии заправки ксеноном баков системы коррекции космического аппарата и описанию другого способа заправки путем замены консервационного газа ксенона на гелий высокой чистоты.*

*Ключевые слова: технология заправки, ксенон, системы коррекции.*

### IMPROVING TECHNOLOGY OF FILLING TANKS WITH XENON OF SPACECRAFT CORRECTION SYSTEM

D. G. Kindyakov<sup>1</sup>, V. V. Dvirniy<sup>2</sup>

<sup>1</sup>JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems  
52, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation

<sup>2</sup>Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Ave., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: dkind@mail.ru

*The article analyses the technology to fill tanks with xenon of spacecraft correction system existing in JSC ISS and the description of other filling technologies, which means replacement of conservation gas of xenon by helium of high purity.*

*Keywords: technology of filling, xenon, correction systems.*

В настоящее время большинство ведущих мировых производителей космических аппаратов (КА), в том числе АО «ИСС», для корректировки положения аппарата на орбите используют стационарные плазменные двигатели [1]. Рабочим телом для данных двигателей является газ ксенон. Ксенон – это инертный газ с большой массой, при помощи которого в системе коррекции КА обеспечивается управляющее воздействие. Для обеспечения бесперебойной работы

на весь срок активного существования КА к ксенону предъявляются особые требования по чистоте [2]. В связи с этим одной из важных операций подготовки КА является заправка баков ксеноном; на АО «ИСС» в последнее время широкое применение находит ксеноновый бак высокого давления (КБВД).

В современных КА негерметичного исполнения бак для ксенона находится внутри силовой конструкции аппарата, что исключает их отстыковку на момент

заправки. Поэтому баки заправляют в составе аппарата. Но перед установкой на КА баки чистят и консервируют ксеноном на заводе-изготовителе (ЗИ).

И так, заправка баков КА ксеноном осуществляется в два этапа:

1) подготовка оборудования и заправка баков консервационным давлением на ЗИ;

2) подготовка оборудования и заправка баков ксеноном до нужных значений на технической позиции.

На первом этапе, при подготовке оборудования, происходит вакуумирование системы в течение 48 часов, и после 3-кратное полоскание ксеноном. После этого происходит забор проб ксенона из системы и проводится анализ на содержание примесей, кислорода и паров воды. После положительных анализов бак помещают в термобарокамеру и повторяют операции вакуумирования и полоскания. Далее снова происходит забор проб для анализов и уже непосредственно заправка баков консервационным давлением. Этот этап характеризуется большими тратами ксенона высокой чистоты, несмотря на то что часть отработавшего ксенона собирается в блоке сбора ксенона. Плюс ко всему содержание  $O_2$  и  $H_2O$  в ксеноне можно оценить только после проведения анализов проб, и при превышении показателей происходит повторение всех операций, что ведет к большим временным затратам [3].

На втором этапе на ТП происходит заправка ксеноном до требуемого уровня, после чего происходит забор проб и при положительном результате анализов бак дозаправляется до расчетной массы ксенона.

Автор предлагает полностью заменить ксенон в операциях по подготовке оборудования, чистки систем и заправки консервационным давлением на гелий. Для этих операция предлагается использовать гелий 7.0 [4], он обеспечит очистку бака и системы до достижения оптимальных параметров по кислороду ( $O_2$ ) и парам воды ( $H_2O$ ). Чтобы сократить время проведения операций, а также более оперативно реагировать на изменения параметров, предлагается дооснастить имеющееся оборудование датчиками  $O_2$  и  $H_2O$ , работающими по методу масс-спектрометрии [5] или любому другому, обеспечивающему достаточную точность анализа и малые габариты. Проверка газа на месте позволит оперативно решать проблему, так как официальный анализ газа на годность к эксплуатации проводит сторонняя организация, что занимает достаточно много времени.

Данный метод может заменить как целый цикл подготовки оборудования и бака, так и частичный. Полный цикл подразумевает исключение ксенона на всех технологических операциях, проводимых на ЗИ. Подготовка оборудования и бака, а также заправка консервационным давлением производится гелием 7.0. Тогда основная заправка бака на технической позиции будет включать в себя операцию по вытеснению гелия ксеноном. Частичный цикл замены подразумевает проведения операции по подготовке оборудования и бака с применением гелия, а заправка бака консервационным давлением производится ксеноном после вакуумирования.

Данный метод позволяет значительно сократить время технологических операций, входящих в цикл заправки на ЗИ, также он позволяет контролировать параметры  $O_2$  и  $H_2O$  в процессе всей работы и оперативно реагировать на возникшие проблемы. Также этот метод многократно сокращает объем использования ксенона высокой чистоты, что ведет к значительной финансовой экономии.

### Библиографические ссылки

1. Чеботарев В. Е., Косенко В. Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения : учеб. пособие / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2011. 488 с.
2. ГОСТ 10219–77. Ксенон. Технические условия. М. : Изд-во стандартов, 1977. 21 с.
3. Киндяков Д. Г. Анализ технологий заправки ксеноном баков системы коррекции космического аппарата // Разработка, производство, испытания и эксплуатация космических аппаратов и систем : материалы III Научно-техн. конф. молодых специалистов ОАО «ИСС» (10–12 сентября 2014, г. Железногорск) / ред. кол. Н. А. Тестоедов и др. ; Информ. спутниковые системы. Железногорск, 2014. С. 148–149.
4. ТУ 0271-001-45905715-02. Гелий газообразный высокой чистоты (сжатый). Технические условия. Введ. 15.08.02. М. : Госстандарт России : Изд-во стандартов, 2002. 14 с.
5. Фастовский В. Г., Ровинский А. Е., Петровский Ю. В. Инертные газы. / под ред. В. Г. Фастовского. 2-е изд., испр. и доп. М. : Атомиздат, 1972. 352 с.

### References

1. Chebotarev V. E., Kosenko V. E. *Osnovy proektirovaniya kosmicheskikh apparatov informatsionnogo obespecheniya*. [Bases of design of satellites of information support]. Krasnoyarsk : Sib. gos. aerokosmich. un-t Publ., 2011. 488 p.
2. GOST 10219–77. Xenon. Tekhnicheskies usloviya [State Standard 10219–77. Xenon. Specifications]. Moscow, Standartinform Publ., 1977. 21 p.
3. Kindyakov D. G. [Analysis of technologies of filling with tanks xenon of system of correction of the satellite] // Materialy III Nauchno-tekhni. konf. molodykh spetsialistov ОАО «ИСС» «Razrabotka, proizvodstvo, ispytaniya i ekspluatatsiya kosmicheskikh apparatov i sistem» [materials III Scientific and technical conferences of young specialists of JSC ISS "Development, production, tests and operation of satellites and systems"]. Zheleznogorsk, 2014. P. 148–149 (In Russ.).
4. TU 0271-001-45905715-02. Geliy gazoobraznyy vysokoy chistoty (szhatyy). Tekhnicheskies usloviya. [Specifications 0271-001-45905715-02. Gaseous helium of high purity (compress). Specifications]. Moscow, Standartinform Publ., 2002. 14 p.
5. Fastovskiy V. G., Rovinskiy A. E., Petrovskiy Yu. V. Inertnye gazy. [Noble gases]. Moscow : Atomizdat Publ., 1972. 352 p.

УДК 629.78

## УСОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ СИСТЕМЫ ОБЕЗВЕШИВАНИЯ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

А. Н. Коркин\*, А. И. Приходько, Е. Н. Головенкин, А. В. Егоров, А. А. Мелкомуков

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва»  
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52  
E-mail: \*mgv@iss-reshetnev.ru

*Раскрывается проблема недостаточной эффективности современных систем обезвешивания для проверки работоспособности трансформируемых механических систем космических аппаратов. Предлагается модернизировать активную систему обезвешивания.*

*Ключевые слова: космический аппарат, механические системы, испытания, система обезвешивания, сервопривод, датчик.*

## MODERNIZATION OF GRAVITY COMPENSATION SYSTEM FOR SPACECRAFT SOLAR BATTERY WING

A. N. Korokin\*, A. I. Prihodko, E. N. Golovenkin, A. V. Egorov, A. A. Melkomukov

JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems  
52, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation  
E-mail: \*mgv@iss-reshetnev.ru

*The article presents the problem of insufficient effectiveness of modern gravity compensation systems to perform check of spacecraft flexible mechanics. There is a version of modernization of the active gravity compensation system in the research.*

*Keywords: space vehicle, mechanics, testing, gravity compensation system, servo-motor, sensing element.*

При наземной экспериментальной отработке космических аппаратов (КА) особое внимание уделяется проверке функционирования их трансформируемых механических систем (ТМС). К ним относятся пакеты панелей батарей солнечных (БС), трансформируемые рефлекторы антенных систем и некоторые другие исполнительные устройства, в зависимости от типа и назначения КА. Испытания на функционирование (ИФ) ТМС – это уникальный метод верификации конструкции, которая не является устойчивой, однако эти испытания необходимы, так как много вопросов, касающихся правильной работы реальной ТМС, не могут быть решены лишь аналитическим путем [1].

Самой большой проблемой при испытании конструкции, которая не может поддерживать собственный вес в условиях земной гравитации, является проблема ее разгрузки при трансформации. Даже если ТМС способна поддерживать свой вес, все же может оказаться необходимым разгрузить ее для более точной имитации состояния невесомости в космосе.

Для разгрузки ТМС во время их ИФ наиболее широко применяется система обезвешивания (СО) (система компенсации весовой составляющей – СКВС) [1]. На рисунке показан общий вид одного из вариантов СО для ИФ крыла БС космического аппарата.

В данной СО вес главных частей крыла (штанги, рамы и трех панелей БС) компенсируется силой упругости пружин, входящих в состав каждой из пяти вывесок.

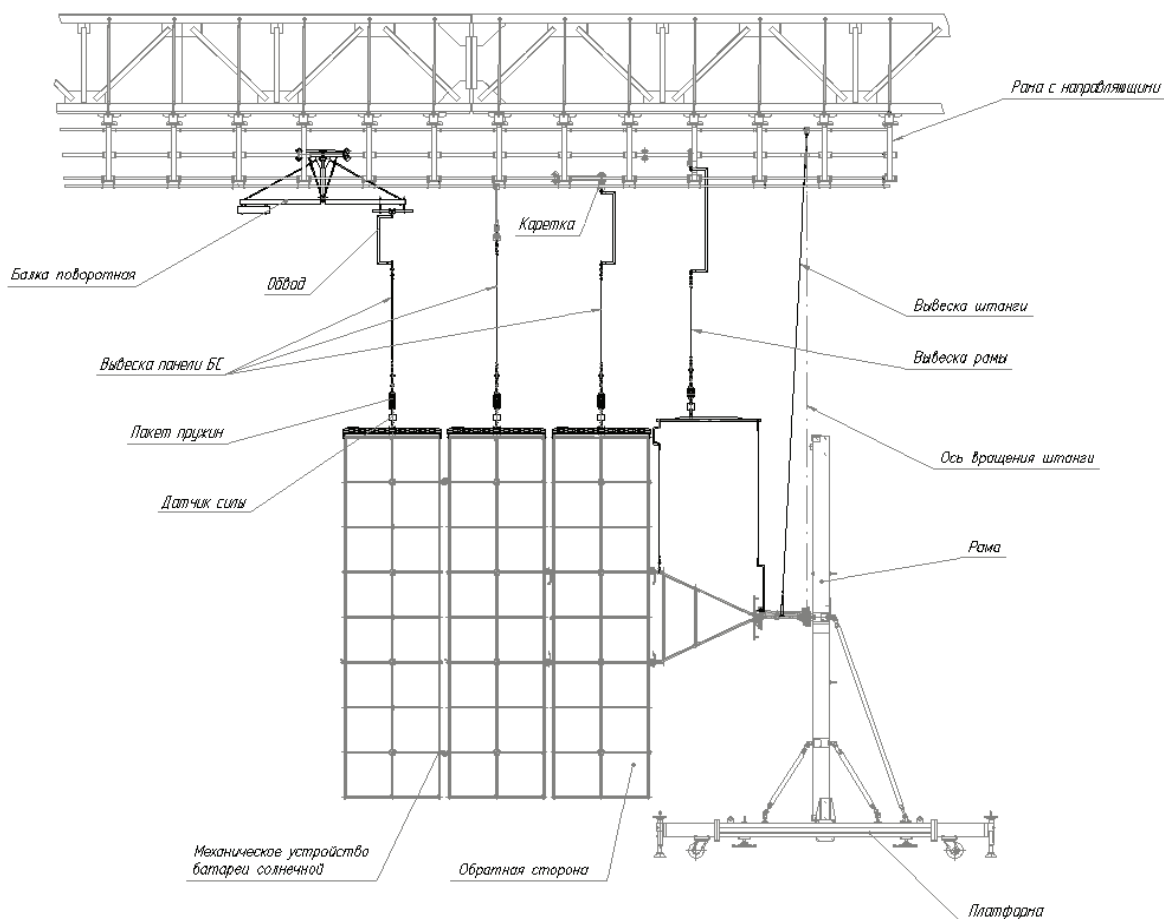
Любая реальная СКВС механически воздействует на объект испытаний (ОИ), внося нередко серьезные «помехи» в процесс ИФ ТМС и затрудняя анализ ее работы в реальном космосе [1–4]. Так, в СО крыла БС, показанной на рисунке, присутствуют два фактора, вызывающие нежелательные ускорения элементов ОИ и напряжения в них:

– трение роликов кареток, а также в подвижных соединениях узлов СО, приводящее к увеличению их инерции;

– погрешности изготовления главных деталей кареток и вывесок (например, пружин), а также монтажа СО.

Для минимизации влияния инерции элементов СО на ОИ, а также быстрого гашения колебаний элементов ОИ и СКВС, возникающих в результате действия на ТМС внешних возмущений, в том числе со стороны СКВС, в настоящее время предлагаются активные СО. Их элементы, обычно за счет использования сервоприводов, предотвращают или быстро гасят нежелательные ускорения и колебания самих себя и ОИ. В частности, АО «ИСС» имени академика М. Ф. Решетнёва» обладает патентом на СО с сервоприводами [5], где отклонение от вертикальности вывесок отслеживается с помощью датчиков-инклинометров.

Такая СО не имеет возможности точного реагирования на вынужденные нежелательные колебания ОИ, а также сложна по конструкции.



Механическое устройство БС КА в рабочем положении, поддерживаемое с помощью СО

Для устранения этих недостатков предлагается модернизировать СКВС, представленную на рисунке.

Ее предлагается сделать активной за счет оснащения каждой каретки, с которой связана соответствующая вывеска, сервоприводом и инклинометром. Главное же новшество заключается в применении на каждой вывеске комплекта лазерных дальномеров, которые образуют датчик, отслеживающий колебания троса вывески, вызываемые нежелательными ускорениями и колебаниями элементов ОИ. Сигналы со всех датчиков передаются по кабелям в систему управления сервоприводами кареток.

Доработанная СКВС способна быстро реагировать не только на десинхронизацию перемещения центров масс элементов ОИ и кареток вследствие инерции тех и других, но и гасить вынужденные колебания ОИ и собственных элементов, создавая более приближенную к условиям космоса имитацию невесомости ТМС по сравнению с рассмотренными СО. Кроме того, предполагается, что эта система проще по конструкции, чем вышеописанная активная СО, разработанная в АО «ИСС» имени академика М. Ф. Решетнева».

#### Библиографические ссылки

1. Технология производства космических аппаратов : учеб. пособие / Н. А. Тестоедов, М. М. Михнев,

А. Е. Михеев и др. ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2009. 309 с.

2. Чеботарев В. Е., Косенко В. Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения : учеб. пособие / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2011. 488 с.

3. Анфимов Н. А. Тенденции развития космической техники на современном этапе // Космонавтика и ракетостроение. 2003. № 1.

4. Гуцин В. Н. Основы устройства космических аппаратов : учебник. М. : Машиностроение, 2003. 272 с.

5. Пат. RU2565807C2. Система имитации невесомости / Агашкин С. В., Ушаков А. Р., Анкудинов А. В. № RU2014105600А ; заявл. 14.02.2014 ; опубл. 20.10.2015.

#### References

1. *Tehnologija proizvodstva kosmicheskikh apparatov : ucheb. posobie* [Production engineering of space vehicles. Textbook] / N. A. Testodov, M. M. Mihnev, A. E. Miheev et al. Krasnoyarsk : SibSAU, 2009. 309 p.

2. Chebotarev V. E., Kosenko V. E. *Osnovy proektirovaniya kosmicheskikh apparatov informatzionnogo obespechenija : ucheb. posobie* [Designing



principles of informational supplying space vehicles. Textbook]. Krasnoyarsk : SibSAU, 2011. 488 p.

3. Anfimov N. A. [Tendencies to development of modern spacecraft] // *Kosmonavtika i raketostroenie*. 2003. № 1 (In Russ.).

4. Gushchin V. N. *Osnovy ustroystva kosmicheskikh apparatov : uchebnik* [Principles of spacecraft's

construction. Textbook]. Moscow : Mashinostroenie Publ., 2003, 272 p.

5. Agashkin S. V., Ushakov A. R., Ankudinov A. V. *Sistema imitatsii nevesomosti* [System of weightlessness simulation]. Patent RF, no. 2565807, 2014.

© Коркин А. Н., Приходько А. И., Головенкин Е. Н., Егоров А. В., Мелкомуков А. А., 2016

УДК 629.7.021.6

## СИСТЕМА ОТДАЛЕНИЯ ЯДЕРНОЙ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ УСТАНОВКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ОТ ЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ

П. В. Кротов

ФГУП «Конструкторское бюро «Арсенал» имени М. В. Фрунзе»  
Российская Федерация, 195009, г. Санкт-Петербург, ул. Комсомола, 1–3  
E-mail: paha-9308@mail.ru

*Приведено описание конструкции системы отдаления ядерной энергетической установки космического аппарата от модулей с электронной аппаратурой для перспективных космических аппаратов.*

*Ключевые слова: перспективный космический аппарат, ядерная энергетическая установка, ферма, удлиняющийся стержень.*

## REMOVAL SYSTEM OF NUCLEAR POWER PLANTS FROM SPACECRAFT ELECTRONIC EQUIPMENT

P. V. Krotov

Federal State Unitary Enterprise «Design Bureau «Arsenal» named after M. V. Frunze»  
1-3, Komsomol Str., Saint-Petersburg, 195009, Russian Federation  
E-mail: paha-9308@mail.ru

*The article describes the design of the removal system of nuclear power plant from the spacecraft modules with electronic equipment for advanced spacecraft.*

*Keywords: advanced spacecraft, nuclear power plant, farm, lengthening rod.*

Для функционирования бортовых электроприборов с большим энергопотреблением, как, например, электрореактивные двигатели, требуется мощный источник энергии.

Для решения задачи обеспечения электроэнергией в перспективных космических аппаратах (КА) предполагается использование ядерных энергетических установок (ЯЭУ).

Работа ЯЭУ связана с радиацией, которая негативно влияет на работу бортовой электронной аппаратуры. Решение проблемы носит комплексный характер: установка защиты и отдаление ЯЭУ от модуля с электронной аппаратурой.

Предлагаемая конструкция системы отдаления ЯЭУ от электронной аппаратуры (далее – система отдаления) позволяет решить задачу дистанционного размещения работающей ядерной энергетической установки на безопасном расстоянии от электронной аппаратуры.

Конструкция является ферменной, состоящей из нескольких одинаковых ферм, надстроенных друг на друге, ключевым элементом которой являются телескопически удлиняющиеся стержни.

В транспортном положении все стержни находятся в сжатом состоянии. В процессе развертывания системы стержни удлиняются под действием пружин внутри, тем самым увеличивая длину фермы и отдаляя ЯЭУ от модуля с электронной аппаратурой. В конце выдвигания стержня его секции взаимно фиксируются при помощи механического фиксатора «конус в конус».

Стержни имеют возможность регулировки длины, что позволяет нивелировать погрешности изготовления.

Для контроля скорости развертывания предлагается использовать ролики с тросами, прикрепленные к каждому отдаленному шпангоуту фермы с одной стороны, а с другой – к соответствующему ролику.

Ролики приводятся в движение парой электромеханических приводов (ЭМП), соединенных друг с другом посредством дифференциальной планетарной передачи. Между роликами, связанными тросами с разными фермами, выполняется передаточное отношение по следующей формуле:  $V_{\text{троса } n+1} = V_{\text{троса } n} + V_{\text{развертывания}}$ , где  $n$  – номер фермы,  $V_{\text{развертывания}}$  – скорость отдаления шпангоутов одной фермы. Передаточное отношение ЭМП рассчитывается таким образом, чтобы два привода могли удерживать систему в транспортном положении. При отказе одного из ЭМП дифференциальная передача обеспечивает работоспособность системы.

Для восприятия нагрузок на этапе выведения к верхней ферме (которая ближе всего к реактору) крепится через адаптер наружная ферма в виде мощной изогнутой трубы, длина которой составляет длину системы отдаления в транспортном состоянии, тем самым разгружая удлиняющиеся фермы.

В зоне стыка системы отдаления с модулем электронной аппаратуры наружная ферма крепится пироболтами.

Для обеспечения прямолинейного выхода ферм из наружной фермы на наружной будут установлены направляющие, а на остальных каретки с роликами.

Таким образом, решена задача технологичной конструкции системы для отдаления ЯЭУ от модуля электронной аппаратуры.

Система отдаления обеспечивает необходимую дистанцию в рабочем положении и компактность в транспортном.

### Библиографические ссылки

1. Теория на механизмите и машините / Н. Минчев, В. Живков, П. Стоянов и др. // София. Софттрейд, 2011. 595 с.
2. Надеждин И. В. Проектирование рычажных механизмов цикловых машин-автоматов. М. : Машиностроение, 2010. 232 с.
3. Романцев А. А. Основы кинематической геометрии. Ульяновск : УлГТУ, 2004. 119 с.
4. Мехатронные подходы в динамике механических колебательных систем / С. В. Елисеев, Ю. Н. Резник, А. П. Хоменко и др. Новосибирск : Наука, 2011. 384 с.
5. Леонов И. В., Леонов Д. И. Теория машин и механизмов. М. : Высшее образование, 2009. 212 с.

### References

1. Theory on mehanizmima and masonite / N. Minchev, V. Zhivkov, P. Stoyanov et al. // Sofia, Softtreyd, 2011. 595 p.
2. Nadezhdin, V. I. Design of linkage cyclic machines. Moscow : Mashinostroenie, 2010. 232 p.
3. Romancev A. A. basics of kinematic geometry. Ulyanovsk : UISTU, 2004. 119 C.
4. Mechatronic approaches in the dynamics of mechanical oscillation systems / S. V. Eliseev, Yu. N. Resnik, A. P. Khomenko, etc. Novosibirski : Science, 2011. 384 p.
5. Leonov I. V., Leonov D. I. Theory of machines and mechanisms. M. : High education, 2009. 212 p.

© Кротов П. В., 2016

УДК 669.536.7

## ВЛИЯНИЕ ГЕОМЕТРИИ ЛУНКИ НА КАЧЕСТВО СЛИТКОВ ИЗ ДЕФОРМИРУЕМЫХ АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВОВ

Г. Г. Крушенко<sup>1,2\*</sup>, Г. В. Двирный<sup>2</sup>, В. В. Голованова<sup>3</sup>, К. К. Цау<sup>4</sup>

<sup>1</sup>Институт вычислительного моделирования СО РАН

Российская Федерация, 660036, г. Красноярск, Академгородок, 50/44

<sup>2</sup>Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

<sup>3</sup>ФГУП "Конструкторское бюро "Арсенал" им. М.В. Фрунзе"  
Российская Федерация, 195009, Санкт-Петербург, ул. Комсомола, 1–3

<sup>4</sup>ООО «Красноярск-Стройинжиниринг»  
Российская Федерация, 660020, г. Красноярск, ул. Взлетная, 59

\*E-mail: genry@icm.krasn.ru

*Различные виды продукции, получаемые обработкой давлением из алюминиевых слитков, отливаемых полунепрерывным способом, широко применяются в аэрокосмической отрасли. Геометрия жидкой лунки в слитке существенно влияет на формирование структуры и качества слитка. Применение в качестве модификатора нанопорошка нитрида титана, который вводили в лунку, позволило получить точную ее геометрию.*

*Ключевые слова: полунепрерывное литье слитков, лунка, модифицирование, нанопорошок.*

## THE INFLUENCE OF THE POOL GEOMETRY ON THE QUALITY OF INGOTS MADE OF WROUGHT ALUMINIUM ALLOYS

G. G. Krushenko<sup>1,2\*</sup>, G. V. Dvirniy<sup>2</sup>, V. V. Golovanova<sup>3</sup>, K. K. Tsau<sup>4</sup>

<sup>1</sup>Institute Computational Modeling SB RAS  
50/44, Academgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russian Federation

<sup>2</sup>Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation

<sup>3</sup>FSUE "Design Bureau "Arsenal" to them. M.V. Frunze"  
1-3, Komsomol Str., Saint Petersburg, 195009, Russian Federation

<sup>4</sup>LLC «Krasnoyarsk-Stroyengineering»  
59, Vzletnaya Str., Krasnoyarsk, 660020, Russian Federation

\*E-mail: genry@icm.krasn.ru

*Different types of products obtained by treatment of pressure aluminum ingots, cast by semi-continuous method, are widely used in the aerospace industry. The geometry of the liquid in pool of an ingot significantly affects the formation of the structure and quality of ingot. Use as a modifier of nanopowder titanium nitride, which is injected into the pool, allows us to obtain the exact geometry.*

*Keywords: semi-continuous casting of ingots, pool, modification, nanopowder.*

**Введение.** Различные виды продукции (лист, профиль и др.), получаемые методами обработки давлением (прокат, ковка, штамповка и др.) из слитков, отливаемых полунепрерывным способом, широко применяются в аэрокосмической отрасли. При литье слитков в верхней их части существует так называемая «лунка», представляющая собой конусообразный объем жидкого металла [1]. Геометрия лунки существенно влияет на формирование структуры и качества слитка [1; 2], в связи с чем возникает необходимость иметь данные о ее размерах.

**Существующие способы выявления лунки в слитках.** Существуют различные способы определения геометрии лунки. Так, в работе [3] описан способ определения контура лунки стального слитка с помощью радиоактивного изотопа фосфора. Однако применение радиоактивных изотопов требует тщательного соблюдения техники безопасности. В других работах контур лунки при литье слитков из меди полунепрерывным способом [4] определяли с помощью свинца, который заливали в кристаллизатор. Однако из-за его большего удельного веса по сравнению с основным сплавом, свинец сливается в нижнюю часть лунки, что не обеспечивает точное воспроизводство ее контура. Известен также способ определения контура лунки с использованием ультразвукового сканирования [5], что требует применения сложной техники. Анализ приведенных выше способов определения геометрии лунки показал, что они либо небезопасны, либо могут загрязнять сплавы вредными примесями,

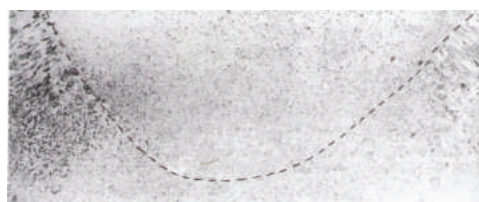
либо, несмотря на сложность в техническом исполнении, не позволяют установить точную геометрию лунки.

**Модифицирование сплавов нанопорошками.** В то же время выполнен большой объем работ по применению в качестве модификаторов нанопорошков (НП) химических соединений, которые представляют собой сверхмелкозернистые образования с размерами до 100 нм [6] для модифицирования алюминиевых сплавов, чугунов и сталей, в том числе и при литье слитков из алюминия и алюминиевых деформируемых сплавов полунепрерывным способом. При этом был разработан принципиально новый способ введения НП в расплав, суть которого заключается в том, что НП вводили в расплав в объеме прутка, отпрессованного из частиц алюминия и НП. При этом при литье слитков было установлено, что в том месте, где вводился пруток с НП, формировалась четкая граница фронта кристаллизации, которая и оконтуривала лунку. Например, при литье слитка  $\varnothing 120$  мм из сплава Д16 в кристаллизатор вводили НП нитрида титана TiN в объеме прутка.

Отлитый слиток разрезали по центру вдоль оси, и на том его месте, в котором вводили НП, готовили шлиф, изучение которого показало наличие границы между крупнокристаллической структурой, характеризующей сплав до введения НП (ниже границы), и мелкокристаллической структурой, характеризующей сплав после введения НП. Эта граница и очерчивает лунку (см. рисунок).



а



б

Рис. 1. Макроструктура шлифа слитка  $\varnothing 120$ :

а – отлитого полунепрерывным способом из сплава Д16; б – контур лунки, выделенный штриховой линией на шлифе

По анализу геометрии лунки с целью предотвращения появления дефектов в слитке [2] представляется возможным корректировать параметры технологии литья слитков.

**Выводы.** Изучение структуры шлифа слитка, отлитого полунепрерывным способом из алюминиевого деформируемого сплава Д16, модифицированного нанопорошком нитрида титана TiN, позволило выявить геометрию лунки, анализ которой позволяет корректировать процесс литья слитка с целью предотвращения появления в нем дефектов.

#### Библиографические ссылки

1. Добаткин В. И. Слитки алюминиевых сплавов. Свердловск : Металлургиздат, 1960. 175 с.
2. Крушенко Г. Г., Падалка В. А., Рябинко А. В. и др. Атлас литейных дефектов слитков из алюминия и алюминиевых деформируемых сплавов, отливаемых полунепрерывным способом // Цветная металлургия. 1998. № 11–12. С. 42.
3. Скребцов А. М., Дюдкин Д. А. Исследование процессов формирования непрерывнолитого слитка с помощью радиоактивных изотопов // 50 лет непрерывной разливки стали на Украине : сб. науч. трудов конф. Донецк : Ноулидж, 2010. С. 75–83.
4. Спиридонов Д. В., Шутов И. В., Верзилов А. П. Особенности применения огнеупоров при производстве и разливке рафинированной меди // Современные огнеупоры: ресурсосбережение и применение в металлургических технологиях : сб. науч. трудов. Донецк : Ноулидж, 2013. С. 113–121.
5. Хныкин А. В., Башлыков В. И. Разработка системы сканирования лунки слитка // Оптимизация режимов работы электротехнических систем : межвуз. сб. науч. трудов. Красноярск : ИПЦ КГТУ, 2006. С. 106–110.
6. Тананаев И. В., Федоров В. Б., Малукова Л. В. и др. Характерные особенности ультрадисперсных сред // ДАН СССР. 1985. Т. 283, № 6. С. 1364–1367.

#### References

1. Dobatkin V. I. *Slitki alyuminievykh spлавov*. [Ingots of aluminum alloys]. Sverdlovsk : Metallurgizdat, 1960. 175 p.
2. Krushenko G. G., Padalka V. A., Ryabinko A. V. et al. [Atlas of casting defects in ingots of aluminium and wrought aluminium alloys, cast semi-continuous way] // *Tsvetnaya metallurgiya*. 1998. № 11–12. P. 42. (In Russ.).
3. Skrebtsov A. M., Dyudkin D. A. [The study of the formation of the continuous cast ingot with the aid of radioactive isotopes] // *Sbornik nauchnykh trudov konferentsii «50 let nepreryvnoy razlivki stali na Ukraine»* [Collection of scientific papers of the conference "50 years of continuous casting of steel in Ukraine"]. Donetsk : Noulidzh, 2010. P. 75–83. (In Russ.).
4. Spiridonov D. V., Shutov I. V., Verzilov A. P. [Features of application of the refractories in the production and casting of refined copper] // *Sovremennye ognepory: resursosberezhenie i primeneniye v metallurgicheskikh tekhnologiyakh : sb. nauchnykh trudov*. [Modern refractories: resource conservation and application of metallurgical technologies: Collection of scientific papers]. Donetsk : Noulidzh, 2013. P. 113–121. (In Russ.).
5. Khnykin A. V. [Development of a scanning system of the pool of the ingot] // *Optimizatsiya rezhimov raboty elektrotekhnicheskikh sistem: mezhvuzovskiy sbornik nauchnykh trudov* [Optimization of modes of electrical systems: interuniversity collection of scientific papers]. Krasnoyarsk : IPTs KGTU, 2006. P. 106–110. (In Russ.).
6. Tananaev I. V., Fedorov V. B., Malyukova L. V. et al. [Characteristic features of ultradispersed media] // *DAN SSSR*. 1985. T. 283, № 6. P. 1364–1367. (In Russ.).

© Крушенко Г. Г., Двирный Г. В., Голованова В. В., Цай К. К., 2016

УДК 621.37

### ШИРОКОПОЛОСНЫЙ ВОЛНОВОДНЫЙ ФИЛЬТР ДЛЯ ОБЛУЧАТЕЛЯ ЗЕРКАЛЬНЫХ АНТЕНН

Ю. В. Крылов, А. Ю. Лапин

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва  
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52  
E-mail: unker007@mail.ru

*Показана возможность применения разработанного волноводного фильтра нижних частот в ортомодовом селекторе, который входит в состав частотно-поляризационного селектора облучателя зеркальных антенн. Конструкция фильтра состоит из набора диафрагм в области поперечного сечения фильтра, которые обеспечивают фильтрацию принимаемого сигнала. Показаны результаты моделирования данного фильтра.*

*Ключевые слова:* волноводный фильтр, частотно-поляризационный селектор, облучатель зеркальной антенны.

## BROADBAND WAVEGUIDE FILTER OF FEED REFLECTOR ANTENNAS

Y. V. Krylov, A. Y. Lapin

JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems  
 52, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation  
 E-mail: unker007@mail.ru

*The paper shows applicability of the developed waveguide low-pass filter in orthomode selector which is a part of the frequency-polarization selector of feed reflector antennas. The filter design consists of a set of apertures in the cross-sectional area of the filter, which filters out the received signal. The results of the filter simulation are demonstrated.*

*Keywords: waveguide filter, polarization frequency-selective device, feed of reflector antennas.*

В настоящее время в антенной технике спутниковой связи к облучателям зеркальных антенн или к глобальным рупорным антеннам предъявляются все более жесткие требования по ширине рабочих диапазонов частот, а также совмещению каналов приема и передачи в одном облучателе. По этой причине появляются все более жесткие требования к электрическим параметрам фильтров, входящим в состав облучателя антенны, а именно – потерям в полосе пропускания, уровню заграждения в области подавления и к массогабаритным показателям. Поэтому нашли применение фильтры различных конструкций, что обусловлено диапазоном рабочих частот, электрическими и конструктивными требованиями.

На сегодняшний день известны фильтры с асимметричными диафрагмами между объемными резонаторами [1], такие фильтры с использованием объемных резонаторов имеют относительно большие размеры и массу. Однако резонансные структуры могут быть использованы в качестве резонаторов для более компактных и легких фильтров. Этот тип фильтров состоит из тонких резонансных диафрагм четверть-волновых волноводных секций. Например, у фильтра с резонансной диафрагмой улучшилось внеполосное подавление [2], кроме того, щелевая диафрагма была исследована в виде поперечных сечений для полосового фильтра [3]. Тем не менее такой полосовой фильтр, использующий данные резонансные диафрагмы, имеет узкую рабочую полосу пропускания. Для обеспечения должной ширины полосы частот в таком фильтре необходимо увеличить число резонансных диафрагм, что в свою очередь увеличивает

массу и габариты этого фильтра. Поэтому для того, чтобы обеспечить требуемую полосу пропускания для широкополосного облучателя зеркальных антенн, был разработан волноводный фильтр нижних частот емкостного типа, исследование которого представлено ниже. На рис. 1 показан внешний вид разработанного фильтра.

Данный фильтр служит для подавления высокочастотной составляющей спектра частот в ортомодовом селекторе, который входит в состав частотно-поляризационного селектора облучателя зеркальных антенн [4; 5]. Разработанный фильтр имеет симметричную продольную структуру и различные по ширине и высоте диафрагмы, которые служат для согласования в полосе частот 3,9–4,2 ГГц и для подавления вне рабочей полосы частот 5,9–6,4 ГГц соответственно.

На рис. 2 показаны результаты моделирования фильтра, а именно – графики прямых и обратных потерь в полосе частот 3–6,5 ГГц.

Из рис. 2 видно, что в полосе рабочих частот 3,9–4,2 ГГц потери на отражение составили не более минус 20 дБ, потери на прохождение – более минус 0,1 дБ. Крутизна спада амплитудно-частотной характеристики (АЧХ) для данного фильтра не так важна, так как разбег по частотам приема и передачи облучателя, для которого, собственно, и разрабатывался данный фильтр, высок. Величина подавления на частотах 5,9–6,4 ГГц составляет менее минус 27 дБ.

Таким образом, разработанный фильтр позволяет обеспечить требуемую полосу частот, потери в полосе пропускания, уровень заграждения в области подавления волноводного фильтра.

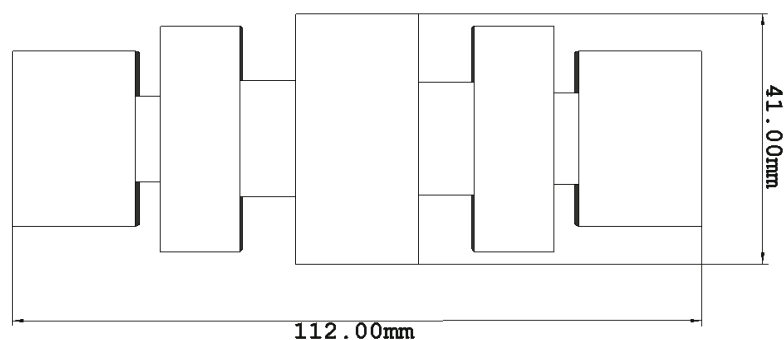


Рис. 1. Разработанный волноводный фильтр

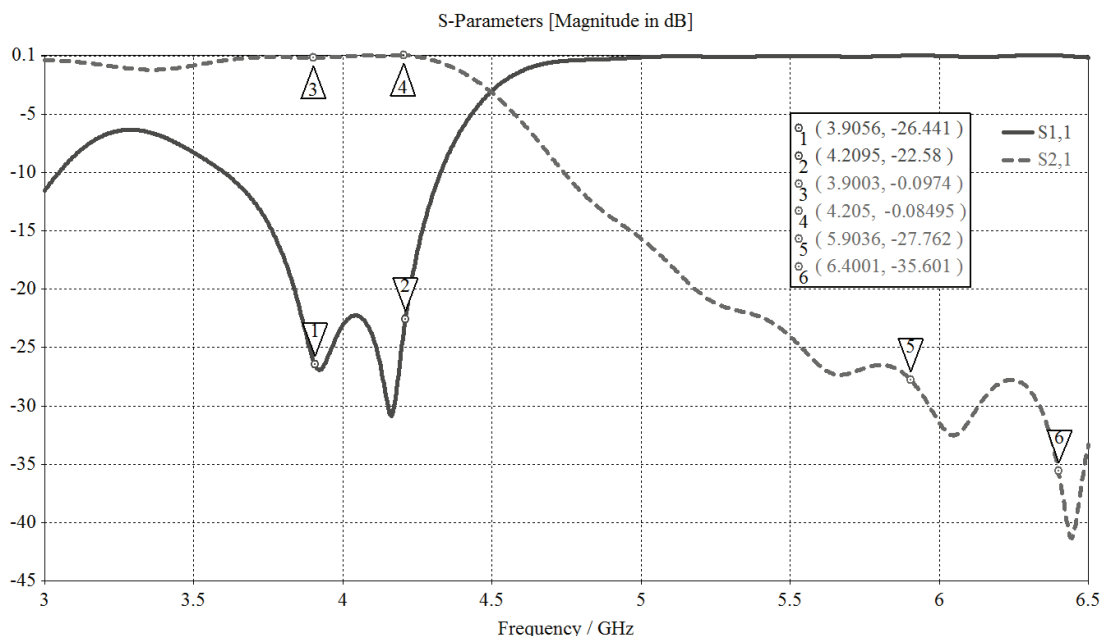


Рис. 2. Частотные зависимости потерь на отражение  $S_{11}$  и на прохождение  $S_{21}$  в волноводном фильтре

В сравнении с фильтром нижних частот на многогребневых секциях (вафельного типа) он проще в изготовлении и не уступает по массогабаритным параметрам при аналогичных электрических характеристиках.

Величина подавления такого фильтра достаточна для ослабления высокочастотной составляющей спектра частот в области крестового разветвления ортомодового селектора, что делает возможным применение разработанного волноводного фильтра нижних частот в частотно-поляризационном селекторе облучателя зеркальных антенн.

#### Библиографические ссылки

1. Arndt F., Duschak T., Papziner U., Rolappe P. Asymmetric iris coupled filters with stopband poles // IEEE MTT-S Int. Microwave Symp. Dig., Dallas, TX, May 1990. P. 215–218.
2. Piloni M., Ravenelli R., Guglielmi M. Resonant aperture filters in rectangular waveguide // IEEE MTT-S Int. Microwave Symp. Dig., Anaheim, CA, Jun. 1999. P. 911–914.
3. Seager R. D., Vardaxoglou J. C., Lockyer D. S. Close coupled resonant aperture inserts for waveguide filtering applications // IEEE Microw. Compon. Lett. 2001. Vol. 11, № 3. P. 112–114.
4. Крылов Ю. В., Данилов И. Ю., Выгонский Ю. Г., Романов А. Г. Компактный облучатель Ka/Q-диа-

пазона круговой поляризации // Научные технологии. 2015. Вып. 3(16). С. 52–55.

5. Крылов Ю. В., Тайгин В. Б. Проектирование облучателя в Ka/Q-диапазоне на основе «восстанавливающей» схемы // Вестник СибГАУ. 2015. Вып. 2(16). С. 417–422.

#### References

1. Arndt F., Duschak T., Papziner U., and Rolappe P. Asymmetric iris coupled filters with stopband poles // IEEE MTT-S Int. Microwave Symp. Dig., Dallas, TX, May 1990. P. 215–218.
2. Piloni M., Ravenelli R., and Guglielmi M. Resonant aperture filters in rectangular waveguide // IEEE MTT-S Int. Microwave Symp. Dig., Anaheim, CA, Jun. 1999. P. 911–914.
3. Seager R. D., Vardaxoglou J. C., and Lockyer D. S. Close coupled resonant aperture inserts for waveguide filtering applications // IEEE Microw. Compon. Lett. 2001. Vol. 11, № 3. P. 112–114.
4. Krylov Y. V., Danilov I. Y., Vygon'skiy Y. G., Romanov A. G. [The compact feed antenna Ka/Q-band with circular polarization] // *Science Intensive Technologies*. 2015. Vol. 16, № 3. P. 52–55.
5. Krylov Y. V., Taygin V. B. [Design feed antenna Ka/Q-band based on “repairable” scheme] // *Vestnik SibGAU*. 2015. Vol. 16, № 2. P. 417–422.

© Крылов Ю. В., Лапин А. Ю., 2016

УДК 621.29.03

## КОНСТРУКЦИЯ СИЛОВОГО ФЕРМЕННОГО ЭЛЕМЕНТА ОПОРНОГО КАРКАСА ЛЕПЕСТКА ГЛАВНОГО ЗЕРКАЛА КОСМИЧЕСКОЙ ОБСЕРВАТОРИИ «МИЛЛИМЕТРОН»

А. В. Курдинова

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва  
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52  
E-mail: BecauseVIP@mail.ru

*Основной задачей системы раскрытия рефлектора является приведение рефлектора из транспортного положения в рабочее. Поэтому возникает потребность создания простого, но в то же время достаточно прочного и легкого механизма.*

*Ключевые слова: композитные материалы, углепластик, система раскрытия, проверка на прочность, космическая обсерватория, «Миллиметр».*

## THE APPLICABILITY OF COMPLEX COMPOSITE MATERIALS FOR THE DISCLOSURE SYSTEM OF THE MAIN MIRROR AT SPACE OBSERVATORY "MILLIMETRON"

A. V. Kurdinova

JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems  
52, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation  
E-mail: BecauseVIP@mail.ru

*The main goal of disclosure is to bring the reflector from the transport position into the working position. Therefore there is a need to create a simple, but at the same time sufficiently strong and light mechanism.*

*Keywords: composite materials, CFRP, the system of the disclosure, a test of strength, space observatory, "Millimetron".*

Космический телескоп (КТ) входит в состав космической обсерватории проекта «Спектр-М». Для обеспечения работы КТ в области низких температур его зеркальная система сформирована по принципу двухзеркальной системы Кассегрена с глубоким главным зеркалом (ГЗ) и расположенным внутри его чаши контррефлектором (КР). Зеркальная система КТ закреплена на опорной ферме рефлектора, соединенной через силовые элементы КТ и переходную ферму с модулем служебных систем [1].

Для обеспечения требования размещения обсерватории в габаритах зоны полезного груза под обтекателем носителя крупногабаритные элементы обсерватории выполняются трансформируемыми. В принятом варианте компоновки рефлектора КТ используется «лепестковая» схема его построения и укладки в транспортном положении, т. е. рефлектор формируется из стационарного центрального зеркала (ЦЗ) и подвижных лепестков, изменяющих свои линейные и угловые расположения при трансформации конструкции рефлектора из сложенного положения в раскрытое.

Основным вариантом конструктивного решения лепестков является каркасный, в котором лепесток состоит из элементов, разделенных по функциональному назначению на силовые (каркасы лепестков) и отражающие (оболочки лепестков, формирующие отражающую поверхность ГЗ).

Конструктивные решения каркасов лепестков, оболочек, элементов опирания и стыковки, а также обеспечения перемещения лепестков выполняются для всех лепестков одинаковыми. Каркас лепестка представляет собой пространственную ферму из стержней трубчатого сечения.

Выбор числа и характеристик сечений стержней, топологической схемы их соединения проведен на основании выбора оптимальных параметров, обеспечивающих для выбранного материала изготовления и габарита каркаса наибольшую жесткость. В конструкцию каркасов лепестков кроме элементов, обеспечивающих перемещение лепестков при трансформации рефлектора, введены ферменные подкосы и лопаточные стержни (два яруса в окружном направлении). Один из таких силовых элементов с соединительными законцовками, изображенный на рисунке, является трубчатой конструкцией, изготавливается путем намотки углеродного препрега с углеродной нитью M46J со схемой армирования ( $\pm 8^\circ$ ) на вращающуюся оправку с последующим вакуумированием и отверждением в печи.

Особенностью технологии изготовления такого силового ферменного элемента является обеспечение намотки препрега на оправку с законцовками, форма которых исключает возможность их разъединения от центральной углепластиковой части трубки без разрушения. Такое решение обеспечивает прочность и геометрическую стабильность конструкции на этапе эксплуатации в составе КТ при 4 К [2]. При выборе расчетного случая нагружения было установлено, что максимальная нагрузка, которую испытывает система раскрытия, будет достигаться при транспортировании самолета Ан-124.

В результате проведенных расчетов было установлено, что эта нагрузка будет воздействовать на лепесток главного зеркала, и, соответственно, на систему раскрытия, что для рассматриваемого силового ферменного элемента ее величина не превысит 616,4 Н [3].



Опора системы раскрытия ГЗ космической обсерватории «Миллиметрон»

Как показывают расчеты в программе NASTRAN, стержень способен выдержать эту нагрузку с обеспечением необходимого запаса на прочность.

#### Библиографические ссылки

1. Electronic textbook StatSoft [Электронный ресурс]. URL: <http://millimetron.ru/index.php/o-proekte/ob-observatorii> (дата обращения: 08.09.2016).

2. Анурьев В. И. Справочник конструктора машиностроителя : в 3 т. М. : Машиностроение, 2001. 326 с.

3. Electronic textbook StatSoft [Электронный ресурс]. URL: <http://www.teoretmeh.ru/primerstatika15.htm> (дата обращения: 08.09.2016).

#### References

1. Electronic textbook StatSoft. Available at: <http://millimetron.ru/index.php/o-proekte/ob-observatorii> (accessed 08.09.2016).

2. Anurev V. I. *Spravochnik konstruktora mashinostroitel'ya* [Manual Machinist designer]. Moscow : Mashinostroenie publ., 2001. 326 p.

3. Electronic textbook StatSoft. Available at: <http://www.teoretmeh.ru/primerstatika15.htm> (accessed 08.09.2016).

© Курдинова А. В., 2016

УДК 629.7.018.4

## РАЗРАБОТКА КАНАЛА НАГРУЖЕНИЯ ДЛЯ ПРОЧНОСТНЫХ ИСПЫТАНИЙ АВИАЦИОННОЙ И КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

А. И. Лапердин<sup>1</sup>, А. Г. Каргапольцев<sup>1</sup>, В. Д. Юркевич<sup>2</sup>

<sup>1</sup>ФГУП «Сибирский научно-исследовательский институт авиации имени С. А. Чаплыгина»  
Российская Федерация, 630051, г. Новосибирск, ул. Ползунова, 21

<sup>2</sup>Новосибирский государственный технический университет  
Российская Федерация, 630073, г. Новосибирск, просп. К. Маркса, 20  
E-mail: ni010@yandex.ru

*Представлены результаты разработки канала нагружения нового поколения для проведения прочностных испытаний натурных конструкций авиационной и космической техники. Описаны примеры использования возможностей канала нагружения для защиты конструкции от разрушения при статических испытаниях с функцией локализации «слабого звена», а также для испытаний на функционирование при больших перемещениях исполнительного звена конструкции.*

*Ключевые слова:* объект испытаний, канал нагружения, гидравлический сервопривод, автоматизированная система управления нагружением, прочностные испытания.

## LOADING CHANNEL DEVELOPMENT FOR FULL-SCALE STRENGTH TEST OF AERONAUTICS AND AEROSPACE

A. I. Laperdin<sup>1</sup>, A. G. Kargapoltsev<sup>1</sup>, V. D. Yurkevich<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Siberian Aeronautical Research Institute Named after S. A. Chaplygin  
21, Polzunov Street, Novosibirsk, 630051, Russian Federation

<sup>2</sup>Novosibirsk State Technical University  
20, K. Marksa Av., Novosibirsk, 630073, Russian Federation  
E-mail: ni010@yandex.ru

*This paper presents the results of developing the new generation loading channel for the aeronautical and aerospace full-scale structures strength test. The examples of the loading channel capabilities using for the structure protection from failure during the static tests with the possibility of the “weak link” localization are described as well for the functioning test at large displacements of the structure actuator.*

*Keywords:* unit under test, loading channel, hydraulic servo, automated loading control system, strength tests

Прочностные испытания элементов конструкций авиационной и космической техники являются важной составной частью создания ЛА следующего по-

коления, повышения их надёжности и обеспечения заданного эксплуатационного ресурса. Это требует поиска новых подходов в разработке методов испыта-



ний, совершенствования систем и элементов испытательных стендов.

Под каналом нагружения следует понимать комплекс технических и программных средств, обеспечивающих нагружение испытываемой конструкции по заданной программе. В настоящее время требования к спектру прилагаемых к конструкции нагрузок, к качеству отработки испытательной программы и к сервисному сопровождению самого испытательного процесса постоянно повышаются. С учетом этого в лаборатории прочности института выполнена разработка канала нагружения на современной элементной и технической базе.

В работе решались задачи по созданию отечественного варианта гидравлического сервопривода, методик оптимизации работы маслонасосной станции высокого давления, разработки аппаратного комплекса и программного обеспечения автоматизированной системы управления нагружением (АСУН) натурных многоканальных прочностных испытательных стендов, а также разработки комплекса сервисных про-

грамм, повышающих качество и информативность испытательного процесса.

В докладе приводятся примеры использования канала нагружения для решения разнообразных задач при испытании авиационной техники: автоматическая настройка коэффициентов ПИ-регулятора АСУН, что облегчает процесс настройки систем стенда и повышает качество отработки заданной программы; защита объекта испытаний с функцией выявления момента начала критического разрушения конструкции, что позволяет на одном и том же объекте последовательно выявлять «слабые звенья» конструкции, дорабатывать их и повторять цикл статических испытаний многократно, доводя конструкцию до требуемых параметров; реализация заданной нагрузки при больших перемещениях исполнительного звена конструкции, что позволяет простыми средствами осуществлять его программное нагружение при испытаниях на функционирование.

© Лапердин А. И., Каргапольцев А. Г., Юркевич В. Д., 2016

УДК 677.074

## РАЗРАБОТКА НОВОЙ ОГНЕ- И ТЕРМОСТОЙКОЙ ТКАНИ ДЛЯ ВНЕШНЕЙ ОБОЛОЧКИ СКАФАНДРА ТИПА «ОРЛАН»

Н. М. Левакова, П. Е. Сафонов

ООО «ТЕКС-ЦЕНТР»

Российская Федерация, 105005, г. Москва, ул. Малая Почтовая, 2/2

E-mail: info@teks-centre.ru

*Представлены результаты работы по замене существующей ткани, предназначенной для изготовления внешней оболочки скафандра типа «Орлан», на ткань из синтетических огне- и термостойких нитей нового поколения. Разработанная ткань обладает комплексом заданных эксплуатационных свойств.*

*Ключевые слова: скафандр «Орлан», огне- и термостойкая ткань, мета-арамидные и полифениленсульфидные нити.*

## DEVELOPING NEW FIRE- AND HEAT-RESISTANT FABRIC FOR THE OUTER SHELL OF THE SPACESUIT "ORLAN"

N. M. Levakova, P. E. Safonov

TEKS-CENTRE Ltd

2/2, Malaya Pochtovaya Str., Moscow, 105005, Russian Federation

E-mail: info@teks-centre.ru

*The research presents the results of work on the replacement of the existing fabric, intended for the manufacture of the outer shell of the spacesuit "Orlan", the fabric utilises synthetic fire- and heat-resistant threads of the new generation. Developed fabric has a complex set of operational properties.*

*Keywords: spacesuit "Orlan", fire- and heat-resistant fabric, meta-aramid and polyphenylsulfide thread.*

Актуальность работы обусловлена появлением на рынке текстильных материалов новых видов синтетических огне- и термостойких нитей, которые можно использовать взамен мета-арамидным (поли-м-фениленизофталамид) нитям Фенилон, производство которых было прекращено.

Для изготовления внешней оболочки скафандров типа «Орлан» различных модификаций, предназначенных для работ в открытом космосе, на предприятии ОАО «НПП «ЗВЕЗДА» им. академика Г. И. Северина» традиционно использовалась ткань арт. 5381/2-70 ТУ-8378-143-35227510-2007. Данная ткань

изготавливается из комплексных нитей Фенилон линейной плотности 29,4 текс (ТУ 6-06-32-185-76) и полностью соответствует всем предъявляемым требованиям. Однако в связи с прекращением производства мета-арамидных нитей Фенилон возникает необходимость разработки новой ткани взамен существующему аналогу.

К ткани для внешней оболочки скафандра для работ в открытом космосе предъявляются следующие основные требования:

- ткань должна сохранять работоспособность при температуре от  $-150$  до  $+150$  °С и давлении  $10^{-6}$  мм рт. ст., в атмосфере с содержанием кислорода 40 %;

- характер горения ткани должен быть самозатухающим, при удалении источника пламени горение должно прекращаться без остаточного тления;

- ткань должна быть устойчивой к истиранию – не менее 6 000 циклов до механического разрушения и устойчивой к раздвижке нитей в местах сшивания;

- ткань должна окрашиваться в светлые тона или выпускаться в неокрашенном виде светлого тона.

Для выполнения всех перечисленных требований сотрудниками ООО «ТЕКС-ЦЕНТР» предложено изготавливать новую ткань из нитей на основе полифениленсульфида (ПФС/PPS) или на основе полиэфирэфиркетона (ПЭЭК/РЕЕК), сведения о свойствах которых представлены в работах [1–4]. В табл. 1 представлены основные показатели эксплуатационных свойств синтетических огне- и термостойких нитей различной природы, которые могут быть использованы для изготовления новой ткани скафандра.

Как видно по данным табл. 1, ПФС и ПЭЭК превосходят Фенилон по значению кислородного индекса, при этом нить ПЭЭК является самой термостойкой, а нить ПФС самой огнестойкой среди рассмотренных нитей. В работе [5] было установлено, что нити на основе ПФС превосходят нити Фенилон и ПЭЭК по устойчивости к истиранию в 3 раза, все это позволяет использовать нити ПФС и ПЭЭК для изготовления новой ткани скафандра.

В табл. 2 представлены основные показатели свойств серийной и новой ткани для внешней оболочки скафандра и требования к ним, для изготовления новой ткани были использованы нити на основе ПФС.

Установлено, что новая ткань из полифениленсульфидных нитей незначительно уступает по показателям свойств при растяжении и истирании серийной ткани из мета-арамидных нитей Фенилон, но при этом удовлетворяет всем требованиям заказчика.

После выдерживания тканей арт. 5467-13 и 5381/2-70 при температуре 150 °С в течение 50 часов и при 200 °С в течение 8 часов они не обнаруживают снижения разрывной нагрузки, но происходит изменение удлинения тканей. Для ткани арт. 5381/2-70 наблюдается снижение удлинения при разрыве до 6 %, а для ткани арт. 5467-13 наблюдается увеличение разрывного удлинения на 6 % после обработки при 150 °С и на 22–25 % после обработки при 200 °С. Это связано с тем, что полифениленсульфидная ткань, в отличие от фенилоновой ткани, обнаруживает изменение геометрических размеров (усадку) до 2 %.

Таблица 1

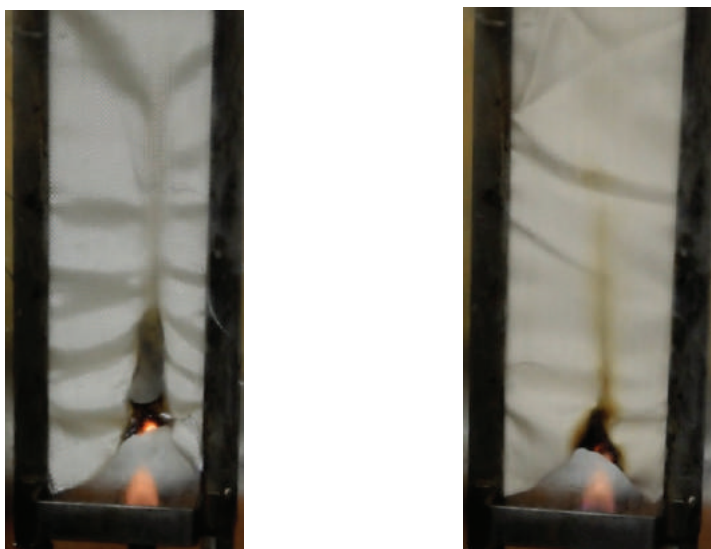
Сравнительные свойства синтетических нитей для огне- и термостойкой ткани

Наименование нити	Температура, °С				Кислородный индекс, %	Разрывная нагрузка нити, сН/текс
	длительной эксплуатации (предельная)	стеклования	разложения (по потере массы)	плавления		
Фенилон (мета-арамид)	250–300	275–300	350–400	420–480	27–29	36
Полифениленсульфид	192–220	85	425	276–283	35–40	40
Полиэфирэфиркетон	250	141–143	530	335–340	35	56

Таблица 2

Сравнительные свойства тканей для внешней оболочки скафандра

Наименование показателя свойств	Требование	Артикул ткани	
		5381/2-70	5467-13
Сырьевой состав нитей	–	Фенилон	ПФС
Линейная плотность нитей, текс	–	29,4	28,0
Поверхностная плотность ткани, г/м <sup>2</sup>	Не более 185	169,8	173,3
Разрывная нагрузка ткани, Н	по основе	1 602	1 503
	по утку	1 539	1 441
Разрывное удлинение ткани, %	по основе	28	32
	по утку	34	30
Раздирающая нагрузка ткани, Н	по основе	122	106
	по утку	109	111
Устойчивость к истиранию, циклы	Не менее 6 000	9 660	7 980



а

б

Характер горения тканей для внешней оболочки скафандра после 15 секунд:  
а – ткань из полифениленсульфидных нитей; б – ткань из мета-арамидных нитей

При испытаниях на огнестойкость было установлено, что образцы тканей не поддерживают горение, при удалении источника пламени горение ткани прекращается, остаточное тление отсутствует.

При изучении характера горения полифениленсульфидной и фенилоновой тканей установлено, что новая ткань не поддерживает распространение пламени, наблюдается образование кокса. Но из-за низкой температуры плавления ПФС в сравнении с мета-арамидом у ткани арт. 5467-13 наблюдается большая длина разрушения.

Длина разрушения после 30 секунд испытаний для ткани арт. 5381/2-70 составляет 40 мм, а для ткани арт. 5467-13 – 110 мм.

Таким образом, результаты проведенной работы свидетельствуют о целесообразности продолжения исследований по замене существующей фенилоновой ткани внешней оболочки скафандра на ткань из новых видов синтетических огне- и термостойких нитей.

#### Библиографические ссылки

1. Перепелкин К. Е. Армирующие волокна и волокнистые полимерные композиты. СПб. : Научные основы и технологии, 2009. 380 с.
2. Михайлин Ю. А. Тепло-, термо- и огнестойкость полимерных материалов. СПб. : Научные основы и технологии, 2011. 416 с.
3. Михайлин Ю. А. Термостойчивые полимеры и полимерные материалы. СПб. : ЦОП «Профессия», 2012. 624 с.

4. New Linear Polymers. Henry Lee, Donald Staffey, and Kris Neville Eds. New York : McGraw-Hill. 1967. 374 p.

5. Safonov P. E., Levakova N. M., Yukhin S. S. Evaluation of the industrial processability of high-strength and high-modulus yarns in weaving, taking into account abrasion resistance // *Fibre Chemistry*. 2016. Vol. 47, № 5. P. 397–402. Doi: 10.1007/s10692-016-9701-x.

#### References

1. Perepelkin K. E. *Armirujushhie volokna i voloknistye polimernye kompozity* [Reinforcing fibres and fibrous polymeric composites]. St. Petersburg : Nauchnye osnovy i tehnologii publ. 2009. 380 p.
2. Mihajlin Ju. A. *Teplo-, termo- i ognestojkost' polimernyh materialov* [Heat-, thermal- and fire retardancy of polymeric materials]. St. Petersburg : Nauchnye osnovy i tehnologii publ. 2011. 416 p.
3. Mihajlin Ju. A. *Termoustojchivye polimery i polimernye materialy* [Heat-resistant polymers and polymeric materials]. St. Petersburg : COP «Professija» publ. 2012. 624 p.
4. New Linear Polymers. Henry Lee, Donald Staffey, and Kris Neville Eds. – New York: McGraw-Hill, 1967. 374 p.
5. Safonov P. E., Levakova N. M., Yukhin S. S. Evaluation of the industrial processability of high-strength and high-modulus yarns in weaving, taking into account abrasion resistance // *Fibre Chemistry*. 2016. Vol. 47, № 5. P. 397–402. Doi: 10.1007/s10692-016-9701-x.

© Левакова Н. М., Сафонов П. Е., 2016

УДК 677.494

**РАЗМЕРОСТАБИЛЬНОСТЬ – ПРОБЛЕМЫ И РЕШЕНИЯ**А. Н. Малышев<sup>1\*</sup>, А. Н. Гладков<sup>1</sup>, Л. Д. Серова<sup>1</sup>, Н. А. Шамова<sup>2</sup>, М. В. Смирнов<sup>2</sup><sup>1</sup>ООО «ТЕМА-М»

Российская Федерация, 141009, г. Мытищи, ул. К. Маркса, 4

<sup>2</sup>АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва»

Российская Федерация, 662972, г. Железнодорожск Красноярского края, ул. Ленина, 52

E-mail: \*tema-m1@mail.ru

*Определены проблемы и предложены решения получения высокопрочных высокомодульных волокнистых материалов для использования при проектировании и создании крупногабаритных трансформируемых рефлекторов современных космических аппаратов.*

*Ключевые слова: размеростабильные шнуры и ленты, высокомодульная нить, коэффициент термического расширения.*

**SIZE STABILITY – PROBLEMS AND SOLUTIONS**A. N. Malyshev<sup>1\*</sup>, A. N. Gladkov<sup>1</sup>, L. D. Serova<sup>1</sup>, N. A. Shamova<sup>2</sup>, M. V. Smirnov<sup>2</sup><sup>1</sup>TEMA-M Ltd

4, Karl Marx Street, Mytischki, 141009, Russian Federation

<sup>2</sup>JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems

52, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation

E-mail: \*tema-m1@mail.ru

*The research identifies problems and proposes solutions for the production of high-strength high-modulus fiber materials to use in the design and development of large-size transformable reflectors of modern spacecraft.*

*Keywords: dimensionally cords and ribbons, high modulus filament, the coefficient of thermal expansion.*

Задача создания крупногабаритных трансформируемых рефлекторов современных и перспективных космических аппаратов потребовала решения ряда весьма сложных материаловедческих проблем. Среди них – разработка и производство размеростабильных шнуров и лент широкого ассортимента. Заказчиком, АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва», были сформулированы технические требования к таким изделиям, в которых, помимо длительной работоспособности в условиях открытого космического пространства (15,5 года эксплуатации в составе изделия при температурах от минус 180 °С до плюс 160 °С и радиационном воздействии до дозы  $6,0 \times 10^8$  рад) требовалось получить значение коэффициента линейного термического расширения (КЛТР) по модулю не более  $0,5 \times 10^{-6}$  К<sup>-1</sup>. Более того, такие изделия должны обладать хорошей гибкостью и стойкостью к многократным перегибам.

В природе сегодня имеется весьма ограниченное число материалов, примерно соответствующих таким требованиям: кварцевые нити, высокопрочные и высокомодульные углеродные нити, а также высокопрочные и высокомодульные арамидные нити типа СВМ. Кварцевые и углеродные нити являются весьма хрупкими, хотя их КЛТР наиболее близок к поставленной задаче [1]. КЛТР органолокна СВМ в диапазоне температур 20–470 К монотонно изменяется практически от нуля до минус  $7,2 \times 10^{-6}$  К<sup>-1</sup>.

В. И. Вышванок в своем обзоре [1] высказывает очень интересную мысль о том, что сочетание отрицательного значения КЛТР СВМ с положительным КЛТР связующего может привести к созданию композиции с КЛТР близким к нулю. Данные по КЛТР арамидов в литературе разнятся. Для СВМ, например, это  $\pm 1 \times 10^{-6}$  К<sup>-1</sup> в диапазоне температур 20–300 °С, для терлона минус  $(1-2) \times 10^{-6}$  К<sup>-1</sup> в этом же диапазоне температур [2], для тварона минус  $3,5 \times 10^{-6}$  К<sup>-1</sup> [3]. Наши измерения КЛТР армалона<sup>®</sup> также дали значения минус  $3,5 \times 10^{-6}$  К<sup>-1</sup>, что и было положено в основу разработки размеростабильных шнуров и лент. Соединив на специальном плетельном оборудовании воедино нити армалон<sup>®</sup> и стеклянные нити (КЛТР  $8,5 \times 10^{-6}$  К<sup>-1</sup>), нам удалось создать размеростабильные шнуры и ленты согласно техническому заданию заказчика диаметром от 0,2 до 4 мм с разрывными нагрузками от 4 до 500 кгс. При этом соотношение армалон<sup>®</sup> : стекло было в пределах 1:3.

Возникла, однако, проблема восстановления прямолинейности и снижения прочности шнуров после многократного их складывания. Количество и хрупкость стекла заставили искать новое решение. Оно было найдено в химической структуре нитей армалон<sup>®</sup>.

Новая мономерная добавка [4; 5], используемая при синтезе полимера в количестве 10 %-мольных и последующая термовытяжка сформованной нити по-

зволили получить нить армалон® с модулем Юнга 180–200 ГПа с сохранением гибкости. КЛТР такой нити оказался по модулю не более  $1,0 \times 10^{-6} \text{ К}^{-1}$ . Более того, термовытянутая нить армалон® имеет в разы меньшее влагопоглощение, чем исходная. Новые нити позволили создать размеростабильные шнуры нового поколения.

#### Библиографические ссылки

1. Вышванок В. И. Тепловое расширение конструкционных волокнистых композитов // Обзор. 1987. Сер. 8. С. 12–23.
2. Химические волокна третьего поколения, выпускаемые в СССР / Л. В. Авророва, А. В. Волохина, В. Б. Глазунов, Г. И. Кудрявцев и др. // Химические волокна. 1989. № 4. С. 21–27.
3. Twaron High Modulus, Type 2200. Проспект. 2002.
4. Пат. 2385861 МПК<sup>С</sup>С07С233/80, С07С231/12. Российская Федерация. Способ получения хлорзамещённых 4,4'-диаминобензанилидов / Вулах Е. Л., Малышев А. Н. № 2007146052/04 ; заявл. 11.12.2007 ; опубл. 10.04.2010.
5. Пат. 2111978 МПК<sup>С</sup>С08G69/32, D01F6/74. Российская Федерация. Анизотропный раствор на основе

ароматических сополиамидов и формованные изделия из этого раствора / Рождественская Т. А., Тиканова Л. Я., Серова Л. Д., Малышев А. Н., Гитис С. С., Субботин В. А. № 9612035/06 ; заявл. 26.09.1996 ; опубл. 27.05.1998.

#### References

1. Vyshvanyuk V. I. Thermal expansion of structural fiber composites. Review. 1987. Ser. 8. P. 12–23.
2. Chemical fiber of the third generation, manufactured in the USSR / Avrorova L. V., Volohina V. A., Glazunov V. B., Kudryavtsev G. I. and others // Chemical fiber. 1989. № 4. P. 21–27.
3. Twaron High Modulus, Type 2200. Prospect, 2002.
4. Vulakh E. L., Malyshev A. N. A method of producing chlorine substituted 4,4'-diaminobenzanilide. Patent RF, № 2385861, 10.04.2010.
5. Rozhdestvenskaya T. A., Tikanova L. Y., Serova L. D., Malyshev A. N., Gitis S. S., Subbotin V. A. The anisotropic solution based on aromatic polyamides and molded articles of this solution. Patent RF, № 2111978, 27.05.1998.

© Малышев А. Н., Гладков А. Н., Серова Л. Д., Шамова Н. А., Смирнов М. В., 2016

УДК 629-238.9

### УПРАВЛЯЕМЫЙ СПУСКОВОЙ МЕХАНИЗМ ДЛЯ РАСКРЫТИЯ КОНСТРУКЦИЙ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

П. П. Моисеев, А. И. Викторов

ООО «Научно-производственное предприятие «АСТРОН ЭЛЕКТРОНИКА»  
Российская Федерация, 302019, г. Орел, ул. Веселая, 2  
E-mail: moiseev\_pp@pochta.ru

*Рассмотрена система раскрытия конструкций космических аппаратов. Предложен управляемый спусковой механизм для раскрытия конструкций космического аппарата. Описаны его преимущества.*

*Ключевые слова: управляемый спусковой механизм, солнечные батареи, трансформируемые космические конструкции, управляемое раскрытие.*

### CONTROLLED TRIGGER MECHANISM FOR SPACECRAFT DISCLOSURE DESIGNS

P. P. Moiseev, A. I. Victorov

«Scientific-production enterprise «ASTRON ELECTRONICS» Ltd  
2, Veselaya Street, Orel, 302019, Russian Federation  
E-mail: moiseev\_pp@pochta.ru

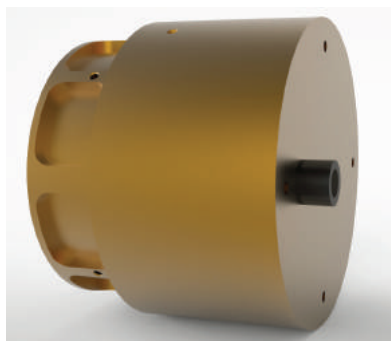
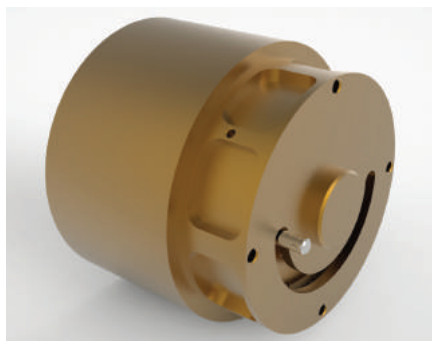
*The paper reviews the system for the spacecraft disclosure designs. The research proposes controlled trigger mechanism for the spacecraft disclosure designs; it describes its advantages.*

*Keywords: controlled trigger mechanism, solar battery, disclosure mechanism, controlled disclosure.*

Для развертывания трансформируемых конструкций космического аппарата (КА) из транспортного положения в рабочее положение широко применяют электромеханические приводы раскрытия [1], которые приводят в действие раскрывающиеся узлы меха-

нических систем КА и обеспечивают торможение с необходимой скоростью.

От выполнения заданной последовательности и скорости раскрытия зависит дальнейшая эксплуатация КА.



Внешний вид управляемого спускового механизма

При разворачивании панелей солнечных батарей (СБ) с использованием электромеханических приводов раскрытия применяется система тросовой синхронизации и элементы задержки. Раскрытие панелей СБ происходит за счет пружин кручения, которые установлены в шарнирных узлах раскрытия. Накопленная во время укладки в компактное положение энергия в пружинах кручения позволяет раскрывать панели СБ, в то время как тросовые петли ограничивают движение, синхронизируя углы поворота панелей [2]. Реализация процесса последовательного раскрытия панелей СБ – достаточно сложная и трудоемкая задача.

С целью упрощения выполнения требований по синхронизации и последовательности разворачивания подвижных узлов КА предлагается применение управляемого спускового механизма, который встраивается в шарнирный узел раскрытия. На рисунке показан внешний вид управляемого спускового механизма.

Управляемый спусковой механизм состоит из планетарного редуктора и спускового устройства с электромагнитными катушками.

Управление скоростью раскрытия производится за счет подачи последовательности напряжений на электромагнитные катушки. При отключении напряжения на электромагнитных катушках происходит снятие удержания разворачивания пружины кручения.

Применение управляемых спусковых механизмов в системе раскрытия панелей СБ позволит

обеспечить управляемую фиксацию узлов раскрытия перед срабатыванием устройства расчехловки, последовательный управляемый старт, заданную скорость, управляемый останов и последующий старт раскрытия.

#### Библиографические ссылки

1. Пат. 2472284 Российская Федерация, МПК H02P8/20 (2006.01). Электромеханический привод раскрытия / Порпылев В. Г., Черепанов Д. А., Леканов А. В., Халиманович В. И. 2011119197/11 ; заявл. 12.05.2011 ; опубл. 10.01.2013. Бюл. № 1.

2. Моделирование раскрытия солнечных батарей различных конфигураций / А. В. Крылов, С. А. Чурилин // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. «Машиностроение». 2011. № 1. С. 106–112.

#### References

1. Pat. 2472284 Russian Federation, IPC H02P8/20 (2006.01), an Electromechanical actuator disclosure / Bobylev V. G., Cherepanov D. A., Leonov A. V., Khalimanovich V. I. 2011119197/11: Appl. 12.05.2011; publ. 10.01.2013, bull. No. 1.

2. Modeling of disclosure solar panels of different configurations / A. V. Krylov, S. A. Churilin // Vestnik MGTU im. N. Uh. Bauman. Ser. "Engineering". 2011. No. 1. P. 106–112.

© Моисеев П. П., Викторов А. И., 2016

УДК 621.396.67

## КРУПНОГАБАРИТНЫЕ ТРАНСФОРМЕРЫ ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ ДЛЯ РАБОТЫ В КОСМОСЕ

В. Н. Наговицин, М. С. Половко, С. А. Титаренко

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва  
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52  
E-mail: Polovko12.93@mail.ru

*Рассмотрены системы обезвешивания крупногабаритных трансформеров из композиционных материалов, позволяющие создать условия невесомости.*

*Ключевые слова: крупногабаритные трансформеры, обезвешивание, трансформируемый 48-метровый рефлектор.*

## LARGE-SIZED TRANSFORMERS OF COMPOSITE MATERIALS FOR IN SPACE USE

V. N. Nagovitsin, M. S. Polovko, S. A. Titarenko

JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems  
52, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation  
E-mail: Polovko12.93@mail.ru

*The paper reviews the system of weight compensation for bulky transformers made of composite materials, allowing to create weightlessness.*

*Keywords: large-sized transformers, weight compensation, convertible 48-meter reflector.*

Космические аппараты (КА) по существу представляют собой роботы-трансформеры, которые под обтекателем ракеты-носителя имеют минимальные габариты, а в орбитальных условиях полёта крупногабаритные трансформируемые системы имеют внушительные размеры [1–4] (рис. 1).



Рис. 1. Крупногабаритный рефлектор-трансформер

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва» (АО «ИСС») считается одним из мировых лидеров по производству спутников навигации, связи и геодезии.

Для изготовления трансформера-телескопа используется самый легкий и термостойкий углепластик. Термостойкость обеспечивает безотказную работу всех сочленений при движении. При решении задачи создания трансформируемого 48-метрового рефлектора используются 24-метровые спицы, которые выполнены из прочного термостойкого углепластика, между которыми растянута золоченая молибденовая сетка, формирующая профиль трансформируемого рефлектора.

Диаметр рефлектора настолько большой, что приходится собирать его на весу. Для этого все элементы конструкции обезвешиваются, например, надутыми гелием воздушными шарами. Есть и другие возможности для имитации условий невесомости. Комплект трансформируется в нужное положение поворотами в шарнирах. В этом случае трансформируемое устройство и комплект обезвешивания представляют собой набор сборочных единиц и крепежных деталей. Система обезвешивания обеспечивается соединением рефлектора антенны с гелиевым баллоном, создающим подъемную силу (тяговое усилие) и компенси-

рующим вес рефлектора. При раскрытии рефлектора баллоны с гелием перемещаются отдельно в системе обезвешивания, которая состоит из вывески, обвода и зацепа, закрепленного на рефлекторе антенны. Вывеска состоит из двух балластных грузов, к верхнему из которых крепятся баллон с гелием, поворотный узел, трос и датчик силы.

Балластные грузы предназначены для регулирования подъемной силы баллонов с гелием, которые должны компенсировать вес рефлектора в сборе в системе обезвешивания. Регулирование подъемной силы осуществляется удалением или установкой грузов. Контроль подъемной силы баллона с гелием осуществляется по показаниям датчика силы (рис. 2).



Рис. 2. Вывеска:

1 – груз; 2 – балластный груз; 3 – узел поворотный;  
4 – трос; 5 – датчик силы; 6 – обвод

Поворотный узел 3 (рис. 2) необходим для исключения закручивания вывески в случае вращения баллона с гелием.

Обводы представляют собой балку, выполненную из полый трубы круглого сечения (рис. 3). По центру балки шарнирно закреплена скоба с осью вращения  $Y$ , посредством которой обвод крепится на вывеске. На концах балки имеются шарнирные узлы с осями вра-

щения  $X$ ,  $Y'$  и  $X$ ,  $Y''$ , на вилках которых закреплены тросы. Для возможности балансировки обвода относительно оси вращения  $Y$  на балке закреплены балансировочные грузы (рис. 3).

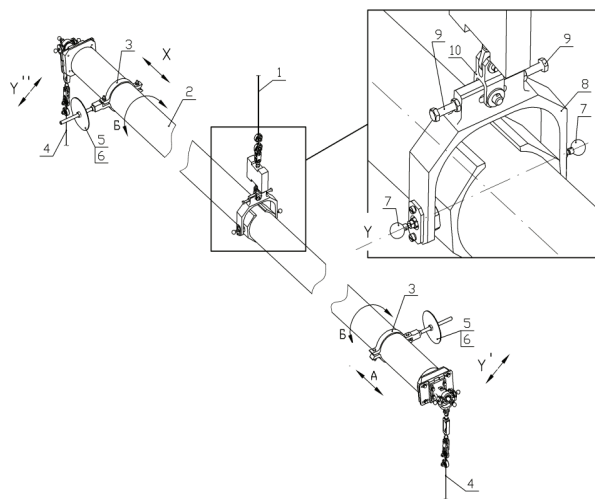


Рис. 3. Схема балансировки обвода:  
1 – вывеска; 2 – орбвод; 3 – хомут; 4 – трос; 5 – груз;  
6 – груз; 7 – репер; 8 – скоба; 9 – болт; 10 – вилка

Зацепы выполнены в виде крестообразного основания, на концах продольной балки которого установлены шарнирные узлы с осями вращения  $X$ ,  $Y$  и  $X$ ,  $Y'$ . За вилки шарнирных узлов крепятся зацепы на тросах обводов. К рефлекторам зацепы крепятся непосредственно своими основаниями к спицам посредством зацепов. По центру продольной балки зацепов установлены опоры, шарнирно закрепленные на кронштейнах двумя втулками. Втулки используются в качестве упора в подставляемую под раскрытый рефлектор колонну комплекта оборудования для испытаний.

Для сборки уникальных трансформеров в АО «ИСС» имеется специальное купольное сооружение, принадлежащее цеху крупногабаритных трансформируемых систем и антенно-фидерных устройств. Для обеспечения максимальной точности расположения

всех элементов конструкции используются современные лазерные радары, позволяющие определить положение любой точки детали с точностью до 0,05 мм. Также в купольном здании постоянно поддерживаются заданная температура, влажность, скорость потоков воздуха и уровень частиц. Это осуществляется за счет автоматических систем, без участия персонала, т. е. с помощью датчиков, программных средств и исполнительных органов.

#### Библиографические ссылки

1. Electronic textbook StatSoft [Электронный ресурс]. URL: [http://www.krsk.aif.ru/society/letayushchaya\\_antenna\\_i\\_infrakrasnyy\\_teleskop\\_razra](http://www.krsk.aif.ru/society/letayushchaya_antenna_i_infrakrasnyy_teleskop_razra).
2. Трансформируемая система перспективных космических аппаратов / П. В. Андреев, А. Г. Еремин, Л. С. Коробков, А. В. Матвеев // Решетневские чтения. М.
3. Пат. 2442249 Российской Федерации, МПК Н 01 Q15/16 Развертываемый крупногабаритный космический рефлектор и способ его наземной отработки / Щербаков А. М., Корсун В. П., Вовк А. В., Фролов И. В., Лопота В. А., Ермаков П. Н.
4. Electronic textbook StatSoft [Электронный ресурс]. URL: <http://viu.tsu.ru/news/practices/1539/>.

#### References

1. Electronic textbook StatSoft. URL: [http://www.krsk.aif.ru/society/letayushchaya\\_antenna\\_i\\_infrakrasnyy\\_teleskop\\_razra](http://www.krsk.aif.ru/society/letayushchaya_antenna_i_infrakrasnyy_teleskop_razra).
2. Convertible system advanced spacecraft / P. V. Andreev, A. G. Eremin, L.S. Boxes, A. V. Matveev, "Krasnaya Zvezda". Moscow, Reshetnev readings.
3. Pat. 2442249 Russian Federation, IPC H 01 Q15 / 16-size space deployable reflector and a method of ground tests. / Shcherbakov A. M., Korsun V. P., Vovk A. V., Frolov I. V., Lopota V. A., Ermakov P. N.
4. Electronic textbook StatSoft. URL: <http://viu.tsu.ru/news/practices/1539/>.

© Наговицин В. Н., Половко М. С.,  
Титаренко С. А., 2016

УДК 536.248.2

### КОМБИНИРОВАННАЯ ТЕПЛОПЕРЕДАЮЩАЯ СИСТЕМА НА ОСНОВЕ ПУЛЬСИРУЮЩЕЙ И КОНТУРНОЙ ТЕПЛОВЫХ ТРУБ

В. Г. Пастухов\*, Ю. Ф. Майданик

Институт теплофизики УрО РАН  
Российская Федерация, 620016, г. Екатеринбург, ул. Амундсена, 107а  
\*E-mail: [pastukhov@itp.uran.ru](mailto:pastukhov@itp.uran.ru)

*Представлены результаты разработки теплопередающей системы, состоящей из пульсирующей и контурной тепловых труб. Испытания показали высокую эффективность системы и ее работоспособность при любых ориентациях в поле сил тяжести.*

*Ключевые слова: контурная тепловая труба, пульсирующая тепловая труба, теплопередающая система, космическая техника.*



## COMBINED HEAT-TRANSFER SYSTEM ON THE BASIS OF A LOOP AND A PULSATING HEAT PIPE

V. G. Pastukhov\*, Y. F. Maydanik

Institute of Thermal Physics, Ural Branch of the Russian Academy of Sciences  
107a, Amundsen Street, Yekaterinburg, 620016, Russian Federation  
\*E-mail: pastukhov@itp.uran.ru

*The paper presents the results of development of the heat transfer system containing a pulsating heat pipe and a loop heat pipe. Tests show the high efficiency of the system and its efficiency at any orientation in the gravitational field.*

*Keywords: loop heat pipe, pulsating heat pipe, heat transfer system, space technology.*

**Введение.** Обеспечение тепловых режимов космической техники является одной из актуальных задач проектирования. Для ее решения широко используются высокоэффективные двухфазные теплопередающие устройства – тепловые трубы. Различные типы тепловых труб имеют свои конструктивные особенности, которые определяют наиболее подходящую область их применения. Вместе с тем существуют задачи, решение которых с помощью какого-то одного типа тепловой трубы либо невозможно, либо приводит к конструкциям с неудовлетворительными тепловыми и массогабаритными характеристиками. В частности, весьма актуальна проблема охлаждения объектов в условиях, когда сток тепла находится на расстоянии, существенно превышающем размеры этих объектов. Для решения обозначенной задачи предлагается использовать комбинацию пульсирующей (ПТТ) и контурной (КТТ) тепловых труб.

ПТТ представляет собой пучок многократно изогнутой капиллярной трубки (или каналов в сплошном материале), частично заполненной рабочей жидкостью [1]. Перенос тепла в ПТТ осуществляется за счет самоподдерживающихся хаотических пульсаций чередующихся пузырей пара и жидкостных пробок, которые возникают при наличии градиента температур. ПТТ не содержит капиллярной структуры и является одной из простейших конструкций среди двухфазных теплопередающих устройств. Кроме того, многообразие конструктивных воплощений ПТТ и способность работать при любой ориентации [2; 3] делают их весьма привлекательными для применения в системах охлаждения электроники [4; 5]. Однако возможности ПТТ для передачи тепла на достаточно большое расстояние весьма ограничены.

КТТ характеризуется локальным размещением капиллярной структуры в зоне нагрева и отдельными каналами для пара и жидкости, которые соединяют испаритель и конденсатор. Эти устройства имеют высокие теплотранспортные характеристики и способны передавать тепло на достаточно большие расстояния при любой ориентации в гравитационном поле [6]. Однако эти преимущества реализуются при относительно высоких плотностях теплового потока в зоне испарения. Кроме того, в КТТ сложно организовать эффективный сбор тепла от источника с большой поверхностью. Использование мультииспарительной схемы КТТ [7] или синтеза испарителя LHP с обычной плоской тепловой трубой [8] значительно усложняет конструкцию системы.

Цель данной работы состояла в разработке экспериментальной комбинированной ПТТ-КТТ системы и определении ее теплопередающих характеристик.

**Описание системы.** Общий вид ПТТ-КТТ системы представлен на рис. 1. Она включает последовательно соединяемые ПТТ замкнутого типа и КТТ. ПТТ была изготовлена из медной трубки диаметром 2 мм, изогнутой в виде меандра с 40 прямолинейными участками, и сопряжена с алюминиевой пластиной с размерами 260×200×3 мм. В качестве рабочей жидкости в ПТТ был выбран фреон R152a. На противоположной стороне пластины размещались три плоских электрических нагревателя и тепловой интерфейс испарителя КТТ.

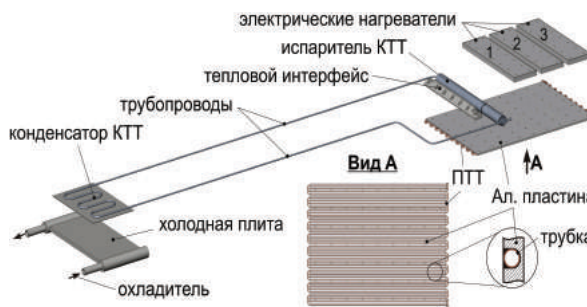


Рис. 1. Разнесенный вид ПТТ-КТТ системы

КТТ имела цилиндрический испаритель диаметром 18 мм, снабженный тепловым интерфейсом из алюминиевого сплава. Конденсатор КТТ был сопряжен с тонкой алюминиевой пластиной толщиной 1 мм. Эффективное расстояние теплопереноса КТТ составляло 0,8 м. КТТ была выполнена из нержавеющей стали. В качестве теплоносителя использовался аммиак.

**Результаты испытаний.** В процессе испытаний по данным температурных полей оценивались термические сопротивления системы и ее частей в зависимости от тепловой нагрузки и ориентации. Вначале в индивидуальных испытаниях тепловых труб были определены их характеристики. ПТТ передавала до 170 и 260 Вт при ориентациях +90° (вертикально, нагрев сверху) и -90° (вертикально, нагрев снизу) соответственно. В диапазоне тепловых нагрузок от 20 до 170 Вт ее термическое сопротивление оценивалось величиной  $0,08 \pm 0,02$  °C/Вт. Термическое сопротивление КТТ составляло около  $0,12 \pm 0,02$  °C/Вт и практически не зависело от ориентации в диапазоне нагрузок от 50 до 260 Вт.

Испытания ПТТ-КТТ системы выявили особенно-сти запуска с низких тепловых нагрузок порядка 20 Вт. При ориентациях  $0^\circ$  (горизонтальная) и  $+90^\circ$  (вертикальная, нагрев сверху) запуск происходил не сразу, а после разогрева ПТТ и испарителя КТТ до  $\sim 35^\circ\text{C}$ . При этих условиях термическое сопротивление системы было повышенным и составляло 1,0–1,2  $^\circ\text{C}/\text{Вт}$ . Данные по термическому сопротивлению системы приведены на рис. 2. С увеличением тепловой нагрузки до 50 Вт термическое сопротивление системы резко снижалось, что свидетельствовало об успешном запуске обеих тепловых труб. Видно также, что в диапазоне тепловых нагрузок от 50 до 170 Вт термическое сопротивление системы находилось на уровне  $0,25 \pm 0,05^\circ\text{C}/\text{Вт}$  независимо от ориентации.

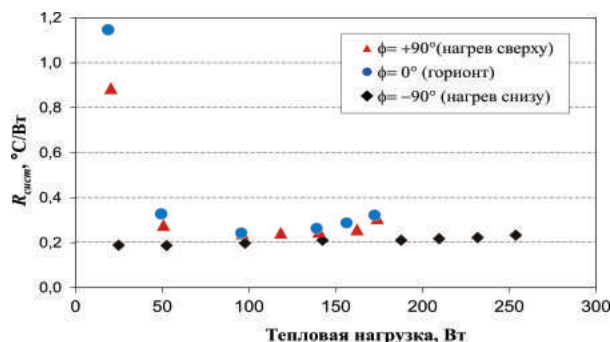


Рис. 2. Зависимость термического сопротивления ПТТ-КТТ системы от тепловой нагрузки при различных ориентациях

**Заключение.** Показана принципиальная возможность создания комбинированных теплопередающих систем на базе ПТТ и КТТ, обладающих хорошими теплопроводными характеристиками и отвечающих широкому кругу задач теплового регулирования.

#### Библиографические ссылки

1. Akachi H. Structure of a Heat Pipe. United States Patent, 1990. No. 4921041.
2. Khandekar S., Groll M., Charoensawan P. et al. Closed and open pulsating heat pipes // Proc. of the 13<sup>th</sup> Int. Heat Pipe Conf., Shanghai, China, September 21–25. 2004. P. 36–48.

3. Yang H., Khandekar S., Groll M. Operational limit of closed loop pulsating heat pipes, Appl. Therm. Eng., 2008. Vol. 28. P. 49–59.

4. Akachi H., Polasek F., Stulc P., Pulsating Heat Pipes, Proc. 5<sup>th</sup> Int. Heat Pipe Symp., Melbourne, Australia. 1996. P. 208–217.

5. Maydanik Y. F., Dmitrin V. I., Pastukhov V. G. Compact cooler for electronics on the basis of a pulsating heat pipe, Appl. Therm. Eng., 2009. Vol. 29. P. 3511–3517.

6. Maydanik Yu. Loop heat pipes, Appl. Therm. Eng. 2005. Vol. 25. P. 635–657.

7. Maydanik Yu. F., Fershtater Yu. G., Pastukhov V. G. et al., Thermoregulation of Loops with Capillary Pumping for Space Use, SAE Technical Paper Series. 1992. No 921169.

8. Пат. 2120593 Российская Федерация, МПК7 F28D15/04. Теплопередающее устройство / Майданник Ю. Ф., Гончаров К. А. ; заявл. 10.08.1996 ; опубл. 20.10.1998.

#### References

1. Akachi H. Structure of a Heat Pipe, United States Patent. 1990. No. 4921041.

2. Khandekar S., Groll M., Charoensawan P. et al., Closed and open pulsating heat pipes, Proc. of the 13<sup>th</sup> Int. Heat Pipe Conf., Shanghai, China, September 21–25. 2004. P. 36–48.

3. Yang H., Khandekar S., Groll M. Operational limit of closed loop pulsating heat pipes, Appl. Therm. Eng. 2008. Vol. 28. P. 49–59.

4. Akachi H., Polasek F., Stulc P. Pulsating Heat Pipes, Proc. 5<sup>th</sup> Int. Heat Pipe Symp., Melbourne, Australia. 1996. P. 208–217.

5. Maydanik Y. F., Dmitrin V. I., Pastukhov V. G. Compact cooler for electronics on the basis of a pulsating heat pipe, Appl. Therm. Eng. 2009. Vol. 29. P. 3511–3517.

6. Maydanik Yu. Loop heat pipes, Appl. Therm. Eng. 2005. Vol. 25. P. 635–657.

7. Maydanik Yu. F., Fershtater Yu. G., Pastukhov V. G. et al. Thermoregulation of Loops with Capillary Pumping for Space Use, SAE Technical Paper Series. 1992. No 921169.

8. Maydanik Y. F., Goncharov K. A. Heat transfer device, Patent RF, 1998, No. 2120593.

© Пастухов В. Г., Майданник Ю. Ф., 2016

УДК 536.248

## МЕТОДИКА И ПРОГРАММА РАСЧЕТА ХАРАКТЕРИСТИК АКСИАЛЬНЫХ ТЕПЛОВЫХ ТРУБ

Н. М. Савченкова

Национальный исследовательский университет «Московский энергетический институт»  
Российская Федерация, 111250, г. Москва, ул. Красноказарменная, 14  
E-mail: savchenkovanm@mpei.ru

*Моделирование и расчет характеристик аксиальных тепловых труб является важной научно-технической задачей при проектировании систем охлаждения, термостабилизации и терморегулирования аппаратуры авиационной и ракетно-космической техники.*

*Ключевые слова:* тепловая труба, аксиальные канавки, теплообмен.

## METHODOLOGY AND PROGRAM FOR CALCULATING AXIAL HEAT PIPE CHARACTERISTICS

N. M. Savchenkova

National Research University "Moscow Power Engineering Institute"  
14, Krasnokazarmennaya Str., Moscow, 111250, Russian Federation  
E-mail: savchenkovanm@mpei.ru

*Simulation and calculation characteristics of axial heat pipes are important scientific and technical tasks in the design of cooling, thermal stabilization and thermal control systems of equipment for aviation and space technology.*

*Keywords: heat pipe, axial groove, heat and mass transfer.*

**Введение.** Тепловые трубы различных конструкций широко применяются в авиационной и ракетно-космической технике для охлаждения радиоэлектронной аппаратуры, термостабилизации и терморегулирования объектов, создания заданных климатических условий. Проектирование этих устройств является сложной физико-математической задачей. Учет особенностей функционирования тепловых труб в определенных условиях под влиянием различных факторов позволит уточнить их параметры и снизить затраты на проектирование и изготовление.

**Теоретический анализ процессов тепло- и массопереноса,** происходящих в тепловой трубе, имеет своей конечной целью определение основных параметров, необходимых для теплового расчета трубы [1; 2]. К ним относятся температура и давление пара рабочей жидкости, температура корпуса в различных зонах, геометрические размеры трубы и фитиля, максимальная нагрузка испарителя и т. д.

Режим работы тепловой трубы может быть определен исходя из заданных граничных условий (температуры или тепловых потоков в зонах испарителя и конденсатора) в зависимости от величины поверхностей теплообмена и вида рабочей жидкости. Конечный результат этого определения является довольно условным, так как он характеризуется параметрами реальной системы, такими как расстояние, на которое передается тепло, форма и размеры охлаждаемого объекта, интервал изменения подводимой энергии, каждый из которых может варьироваться в некоторых пределах.

Анализ процессов, происходящих в тепловой трубе, кроме общего описания должен включать в себя рассмотрение различных факторов, ограничивающих интенсивность тепло- и массопереноса в различных зонах трубы [3–6]. Такими ограничивающими факторами обычно являются: суммарные максимально допустимые потери давления по жидкости и пару, максимальные локальные плотности тепловых потоков в испарителе и конденсаторе и др. перечисленные ограничения носят независимый характер, поэтому необходимо рассматривать каждое из них для выявления преобладающего.

В испарителе могут наблюдаться процессы испарения или кипения рабочей жидкости. Движение жидкости при кипении является квазистационарным, одномерным и может быть описано теми же уравнениями, что и для испарительного режима, но с учетом особенностей, связанных с наличием двухфазного потока в испарителе тепловой трубы.

Результаты анализа экспериментальных данных показали, что в аксиальных тепловых трубах наблюдается ряд специфических явлений, не характерных для тепловых труб других типов. Это требует создания специальных моделей, поскольку эти явления не могут быть учтены при использовании инженерных методик расчета.

В связи с этим необходима разработка научных методик и специального программного обеспечения по расчету тепловых и гидравлических характеристик аксиальных тепловых труб (АТТ). Программа для расчета характеристик тепловых труб с аксиальными канавками в целом и в отдельных узлах для известных профилей АТТ, применяемых на НПО им. С. А. Лавочкина, позволит производить расчеты:

- массы заправки теплоносителя аксиальной тепловой трубы;
- для конкретных рабочих тел с predetermined теплофизическими характеристиками;
- для заданной массы теплоносителя и переменной тепловой нагрузки;
- для переменной гравитации;
- с учетом влияния гравитации на результаты наземных испытаний;
- термического сопротивления на участках испарения, конденсации и в транспортной зоне;
- зависимости теплопередающей способности АТТ от рабочей температуры;
- с учетом неравномерного по периметру подвода теплоты;
- с учетом влияния неконденсирующихся газов на характеристики АТТ;
- с учетом ограничений по тепловым, гидравлическим и другим характеристикам для аксиальной тепловой трубы.

В настоящий момент в научных кругах продолжают работы по математическому моделированию физических явлений, которые проводятся в тесном взаимодействии с экспериментальными исследованиями.

### Библиографические ссылки

1. Чи С. Тепловые трубы: Теория и практика. М. : Машиностроение, 1981. 207 с.
2. Дан П. Д., Рей Д. А. Тепловые трубы : пер. с англ. М. : Энергия, 1979. 272 с.
3. Безродный М. К., Пиоро И. Л., Костюк Т. О. Процессы переноса в двухфазных термосифонных системах. Киев : Факт, 2003. 480 с.

4. Воронин В. Г., Ревякин А. В., Тарасов А. В., Сасин В. Я. Низкотемпературные тепловые трубы для летательных аппаратов. М. : Машиностроение. 1976. 200 p.

5. Buz V. N., Smirnov H. F. The film-wise condensation on the finned surfaces and with artificial suction in space conditions. The general analysis, modeling, research // The physics of heat transfer in boiling and condensation / Proc. of the International Symposium. Moscow, Russia. May 21–24. 1997. P. 545–549.

6. Vasily Buz, Konstantin Goncharov, Henry Smirnov. The surface tension forces influence on the film-wise condensation intensity // 9<sup>th</sup> Minsk International Seminar “Heat Pipes, Heat Pumps, Refrigerators, Power Sources”, Belarus, September 07–10. 2015.

#### References

1. Chi S. W. “Heat Pipe Theory and Practice”, Hemisphere Publ. Corp., McGraw Hill Bok Co. New York, 1976.

2. Dunn P. D., Reay D. A. Heat Pipes : Pergamon Press, 1<sup>st</sup> Ed. 1976.

3. Bezrodnyi M. K., Pioro I. L., Kostyuk T. S. Transport processes in two-phase thermosyphon systems. K. : Fact, 2003. 480 p.

4. Voronin V. G., Revyakin A. V., Tarasov A. V., Sasin V. Ya. Low-temperature heat pipes for aircraft. M. : Mechanical engineering. 1976. 200 p.

5. Buz V. N., Smirnov H. F. The film-wise condensation on the finned surfaces and with artificial suction in space conditions. The general analysis, modeling, research // The physics of heat transfer in boiling and condensation / Proc. of the International Symposium. Moscow, Russia. May 21–24. 1997. P. 545–549.

6. Vasily Buz, Konstantin Goncharov, Henry Smirnov. The surface tension forces influence on the film-wise condensation intensity // 9<sup>th</sup> Minsk International Seminar “Heat Pipes, Heat Pumps, Refrigerators, Power Sources”, Belarus, September 07–10. 2015.

© Савченкова Н. М., 2016

УДК 681.3:536.24.08

### ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПУЛЬСАЦИЙ В ПАРОВОМ КАНАЛЕ КОРОТКИХ НИЗКОТЕМПЕРАТУРНЫХ ТЕПЛОВЫХ ТРУБ

А. В. Серяков, А. В. Конькин

ООО «РУДЕТРАНССЕРВИС»

Российская Федерация, 173000, г. Великий Новгород, ул. Нехинская, 55

E-mail: seryakovav@yandex.ru

*Представлены результаты численного моделирования пульсаций в паровом канале, выполненном в виде сопла, близкого к соплу Лаваля, коротких низкотемпературных тепловых труб (ТТ). Результаты численного анализа подтверждают экспериментально полученное увеличение частоты пульсаций в паровом канале коротких ТТ при увеличении перегрева капиллярно-пористого испарителя относительно температуры кипения рабочей жидкости.*

*Ключевые слова: численное моделирование, сопло Лаваля, пульсации в паровом канале ТТ.*

### NUMERICAL SIMULATION OF PULSATIONS IN VAPOUR CHANNEL OF SHORT LOW-TEMPERATURE RANGE HEAT PIPES

A. V. Seryakov, A. V. Konkin

LLC «RUDETRANSSERVICE»

55, Nekhinskaya Street, Velikiy Novgorod, 173000, Russian Federation

E-mail: seryakovav@yandex.ru

*The authors present results of the numerical simulation of pulsations in the vapour channel, close to Laval nozzle, of short low-temperature range heat pipes (HP). The numerical results prove the experimentally obtained increase in the frequency of pulsations in the vapour channel of short HP with increasing overhear of the porous evaporator relative to the boiling point of the working fluid.*

*Keywords: Numerical simulation, Laval nozzle, pulsations in the vapour channel of HP (heat pipes).*

Интенсивное развитие и применение коротких низкотемпературных ТТ с повышенными значениями коэффициента теплопередачи ставит задачи детального изучения процессов внутреннего течения и конденсации в паровом канале. Выполнение парового канала

в виде сопла, близкого к соплу Лаваля, и окруженного слоем капиллярно-пористой вставки вдоль всей длины короткой ТТ, приводит к увеличению скорости, частоты пульсаций течения влажного пара и коэффициента теплопередачи в сравнении с ТТ со стандарт-

ным цилиндрическим паровым каналом при равных габаритных размерах [1–4].

Возникновение пульсаций скорости и давления при тчении влажного пара внутри парового канала в коротких ТТ представляет собой сложное явление, связанное с возникновением кипения в капиллярно-пористом испарителе и прерывистым распространением пара над ним. Исследование пульсаций подробно описано в [4]. В настоящей статье сопоставляет результаты численного моделирования течения влажного пара в паровом канале, близком к соплу Лавая, в коротких ТТ с экспериментальными результатами определения частоты пульсаций. Специально разработанные короткие ТТ с паровым каналом, близким к соплу Лавая, и предназначенные для измерения частоты пульсаций, показаны более подробно в предыдущем докладе. Вместе со сложными были изготовлены более простые ТТ также с капиллярной вставкой и испарителем и со стандартным цилиндрическим паровым каналом, при равных габаритных размерах.

Пульсационные характеристики коротких ТТ измеряли следующим образом. Перегрев испарителя ТТ относительно температуры кипения принятого в качестве рабочей жидкости диэтилового эфира  $\delta T = T - T_{\text{в}}$  увеличивали дискретными шагами на величину 1 К. На электроды емкостных датчиков подавали электрические импульсы внешнего генератора с частотой следования 10...100 кГц и амплитудой 5В. Начиная с некоторого перегрева  $\delta T$  испарителя ТТ электрические импульсы оказываются модулированными. Измерение частоты модуляции импульсов проводили через схему усиления и фильтрации, цифровой осциллограф и компьютер. Погрешность измерения частоты модуляции не превышает 5 Гц.

Представлены результаты численного моделирования скорости течения сжимаемой паровой среды внутри парового канала в виде сопла, близкого к соплу Лавая. Численное моделирование было проведено методом конечных элементов с помощью программы ANSYS в 2D варианте и осесимметричных условиях.

Осциллограммы нарастания частоты модуляции в зависимости от тепловой нагрузки на испаритель ТТ показаны на рис. 1.

Начальные пульсации давления возникают в ТТ с паровым каналом в виде сопла, близкого к соплу Лавая, при перегреве испарителя  $\delta T \sim 9\text{К}$ , частота пульсаций (частота модуляции электромагнитных импульсов)  $f_1 \sim 386$  Гц, нижняя осциллограмма;  $\delta T \sim 20\text{К}$ ,  $f_1 \sim 502\text{Гц}$ , верхняя осциллограмма.

Экспериментальные значения частоты модуляции в зависимости от перегрева  $\delta T = T - T_{\text{в}}$  испарителя (рис. 2) относительно температуры кипения диэтилового эфира 308,55 К (35,4 °С); 1 – ТТ с паровым каналом в виде сопла, близкого к соплу Лавая; 2 – ТТ со стандартным цилиндрическим паровым каналом, при равенстве внешнего диаметра ТТ и площади сечения капиллярно-пористых вставок. Хорошо видно возрастание частоты пульсаций при возрастании перегрева  $\delta T$ , К.

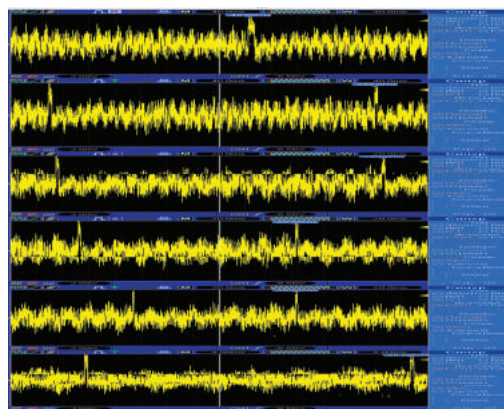


Рис. 1. Осциллограммы нарастания частоты модуляции в зависимости от тепловой нагрузки на испаритель ТТ

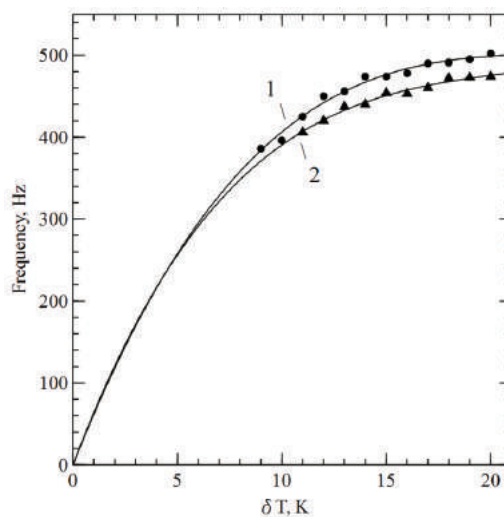


Рис. 2. Экспериментальные значения частоты модуляции в зависимости от перегрева

Последовательные этапы расчета скорости течения влажного пара представлены на рис. 3; слева стороне модель с тремя устойчивыми пульсациями в паровом канале, справа – с четырьмя последовательными пульсациями скорости. Явное возникновение пульсаций в паровом канале, частота пульсаций увеличивается, что согласуется с экспериментальными результатами [4–5]. Модулирование толщины жидкостной пленки на поверхности конденсации и позволяет определить частоту пульсаций внутри парового канала коротких ТТ. Кроме того, вблизи поверхности конденсации на верхней крышке ТТ образуется приповерхностный вихрь влажного пара. Взаимодействие пульсаций скорости (и давления) влажного пара и приповерхностного вихря и определяет повышенную интенсивность конденсации в коротких ТТ с паровым каналом, близким к соплу Лавая, и повышенный коэффициент теплопередачи по сравнению с ТТ со стандартным цилиндрическим паровым каналом.

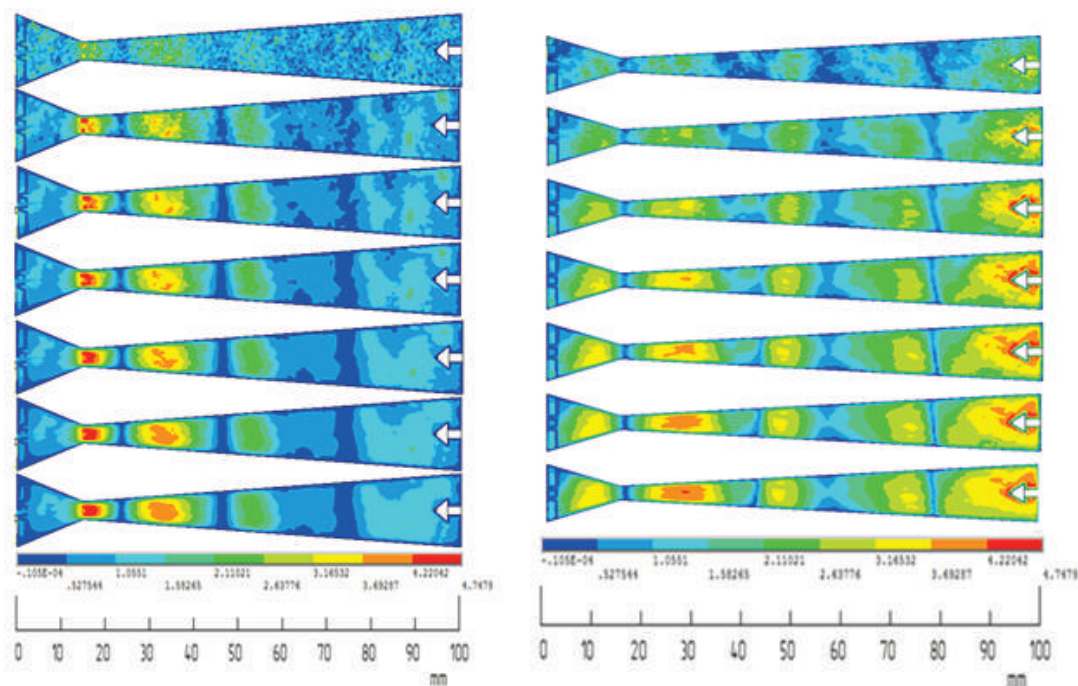


Рис. 3. Последовательные этапы расчета скорости течения влажного пара, сверху вниз (слева – модель с тремя устойчивыми пульсациями в паровом канале, справа – с четырьмя последовательными пульсациями скорости)

#### Библиографические ссылки

1. Seryakov A. V. Velocity measurements in the vapour channel of low temperature range heat pipes // International Journal of Engineering Research & Technology. 2013. Vol. 2, № 8. P. 1595–1603.
2. Seryakov A. V., Konkin A. V., Belousov V. K. The intensification of heat-transfer characteristic of heat pipes // Proceedings of the VIII Minsk International Seminar of Heat Pipes, Heat Pumps, Refrigerators, Power Sources. Minsk, Belarus, 12–15 September 2011. Vol. 2. P. 59–65.
3. Seryakov A. V., Konkin A. V., Belousov V. K. Application of jet vapour nozzle in heat pipes of medium temperature range // Vestnik SibSAU. 2012. Iss. 1(41). P. 142–147.
4. Seryakov A. V. Pulsation flow in the vapour channel of short low temperature range heat pipes // International Journal on Heat and Mass Transfer. Theory and Application. 2014. Vol. 2, № 2. P. 40–49.
5. Варгафтик Н. В. Справочник по теплофизическим свойствам газов и жидкостей. М. : Физмалит, 1963. 708 с.

#### References

1. Seryakov A. V. Velocity measurements in the vapour channel of low temperature range heat pipes// International Journal of Engineering Research & Technology. 2013. Vol. 2, № 8. P. 1595–1603.
2. A.V. Seryakov, A.V. Konkin, V.K. Belousov .The intensification of heat-transfer characteristic of heat pipes.//Proceedings of the VIII Minsk International Seminar of Heat Pipes, Heat Pumps, Refrigerators, Power Sources. Minsk, Belarus. 12-15 September. 2011. Vol. 2. P. 59–65.
3. A. V. Seryakov, A. V. Konkin, V. K. Belousov. Application of jet vapour nozzle in heat pipes of medium temperature range // Vestnik SibSAU. 2012. Iss. 1(41). P. 142–147.
4. Seryakov A. V. Pulsation flow in the vapour channel of short low temperature range heat pipes // International Journal on Heat and Mass Transfer. Theory and Application. 2014. Vol. 2, № 2. P. 40–49.
5. Vargaftic N. B. Spravochnik po teplofizicheskim svoistvam gasov i zhidkostey. M. : PhM literatura, 1963. 708 p.

© Серяков А. В., Конькин А. В., 2016

УДК 681.3:536.24.08

## ПРИМЕНЕНИЕ ЕМКОСТНЫХ ДАТЧИКОВ ДЛЯ ИЗУЧЕНИЯ ПРОЦЕССОВ КОНДЕНСАЦИИ В КОРОТКИХ НИЗКОТЕМПЕРАТУРНЫХ ТЕПЛОВЫХ ТРУБАХ

А. В. Серяков, А. П. Алексеев

ООО «РУДЕТРАНССЕРВИС»

Российская Федерация, 173000, г. Великий Новгород, ул. Нехинская, 55

E-mail: seryakovav@yandex.ru

*Представлены результаты экспериментальных исследований толщины пленки жидкого конденсата в коротких низкотемпературных тепловых трубах в зависимости от тепловой нагрузки на испаритель. Результаты получены с помощью метода регистрации изменений электрической емкости  $\Delta C$  емкостного датчика при изменении толщины слоя жидкого конденсата на его поверхности.*

*Ключевые слова: низкотемпературные тепловые трубы, емкостные датчики конденсации, толщина пленки конденсата.*

## APPLYING THE CAPACITIVE SENSORS FOR THE STUDY OF CONDENSATION PROCESSES IN THE SHORT LOW-TEMPERATURE RANGE HEAT PIPES

A. V. Seryakov, A. P. Alekseev

LLC «RUDETRANSSERVICE»

55, Nekhinskaya Str., Velikiy Novgorod, 173000, Russian Federation

E-mail: seryakovav@yandex.ru

*The research presents the results of experimental investigations of the film thickness of the liquid condensate in the short low-temperature heat pipes depending on the heat load on the evaporator. It also shows the results obtained using the well known method of registration of changes in the electrical capacitance  $\Delta C$  of the capacitive sensor when the film thickness of liquid condensate on its surface changing.*

*Keywords: Low-temperature range heat pipes, capacitive condensation sensors, liquid film thickness.*

Интенсивное развитие и применение коротких низкотемпературных тепловых труб (ТТ) с паровым каналом, выполненным в виде сопла, близкого к соплу Лавалья, ставит задачи детального изучения процессов внутреннего течения и определения толщины пленки конденсата рабочей жидкости при работе ТТ. Для решения этих задач разработаны емкостные датчики оригинальной конструкции, измерительная поверхность которых введена внутрь и совпадает с поверхностью конденсации коротких ТТ [1–5]. Схема такой ТТ приведена на рис. 1.

Оснащенная емкостным датчиком, подготовленная и заполненная диэтиловым эфиром ТТ готова к измерениям (рис. 2). Для проведения измерений толщины слоя жидкого конденсата применяли две идентичных ТТ с одинаковыми емкостными датчиками, основная из которых заполнена диэтиловым эфиром, а опорная (дополнительная) заполнена осушенным воздухом с температурой точки росы ниже 233,15 К (–40 °С).

После изготовления проводят калибровку датчика (рис. 3). При калибровке используют специально изготовленный экспериментальный стенд.

Для проведения измерений толщины слоя жидкого конденсата внутри ТТ был применен метод регистрации изменений электрической емкости  $\Delta C$  емкостного датчика при изменении толщины слоя жидкого конденсата на его поверхности.

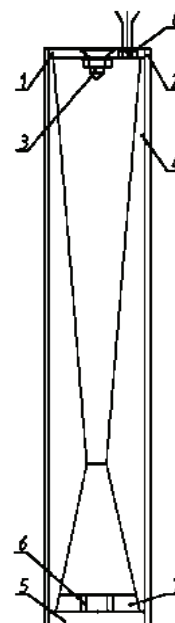


Рис. 1. Схема низкотемпературной тепловой трубы: 1 – верхняя крышка; 2 – цилиндрический корпус ТТ; 3 – конический турбулизатор; 4 – капиллярно-пористая вставка; 5 – нижняя крышка; 6 – инжекторные каналы; 7 – капиллярно-пористый испаритель; 8 – емкостный датчик, измеряющий толщину пленки жидкого конденсата

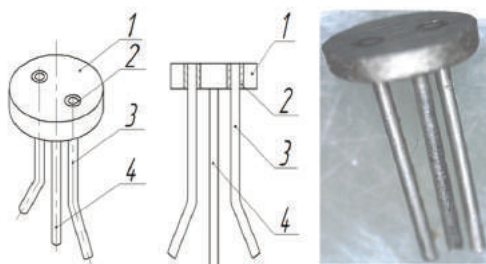


Рис. 2. Схема открытого малогабаритного емкостного датчика:

1 – фланец с измерительной поверхностью; 2 – стеклянные изоляторы; 3 – измерительные электроды с измерительными торцевыми поверхностями; 4 – заземляющий электрод. Верхняя поверхность шлифована и называется измерительной поверхностью емкостного датчика

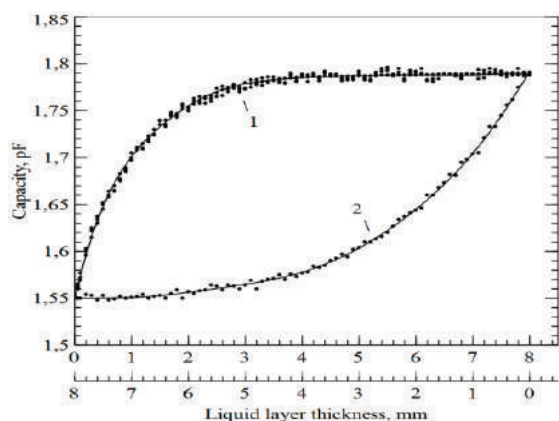


Рис. 3. Результаты калибровки емкостного датчика:

1 – «затопленный» емкостный датчик, слой калибровочной жидкости (воды) находится непосредственно над измерительной поверхностью датчика; 2 – «сухой» емкостный датчик, находящийся в перевернутом положении над поверхностью воды, приближающейся к измерительной поверхности датчика. Прямая шкала от 0 до 8 мм предназначена для «затопленного» датчика, кривая 1; обратная шкала от 8 мм до 0 предназначена для «сухого» датчика, кривая 2; калибровочная жидкость – диэтиловый эфир  $\epsilon = 4,2$  (298 K)

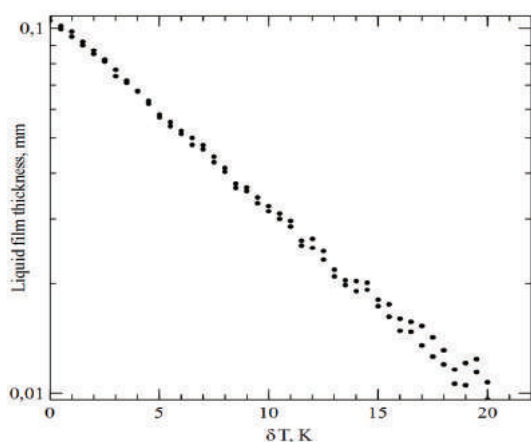


Рис. 4. Зависимость толщины пленки конденсата рабочей жидкости на поверхности конденсации от величины перегрева испарителя ТТ относительно температуры кипения рабочей жидкости  $\delta T = T_B - T$ , K, в полулогарифмической системе координат

Применяя калибровочную характеристику емкостного датчика и зависимость величины разностной частоты  $\Delta f$  измерительного и опорного генераторов от изменения емкости датчика в тепловых трубах с диэтиловым эфиром, провели измерения усредненных во времени значений толщины слоя диэтилового эфира на поверхности конденсации внутри ТТ в зависимости от перегрева испарителя относительно температуры кипения диэтилового эфира.

Получена резко уменьшающаяся зависимость толщины пленки жидкого конденсата, абсолютная погрешность измерений толщины не более  $2 \cdot 10^{-3}$  мм (рис. 4).

### Библиографические ссылки

1. Патент РФ на полезную модель № 152108. Емкостный датчик для определения толщины слоя жидкости / А. В. Серяков ; дата подачи заявки: 02.09.2014; опублик. 27.06.2015. Бюл. №18 2015.
2. Seryakov A. V. Pulsation flow in the vapour channel of short low temperature range heat pipes // International Journal on Heat and Mass Transfer. Theory and Application. 2014. Vol. 2, № 2. P. 40–49.
3. Алексеенко С. В., Накоряков В. Е., Покусаев Б. Г. Волновое течение пленок жидкости. Новосибирск : Наука. Сиб. отд-ние, 1992. 255 с.
4. Кротов С. В., Назаров А. Д., Павленко А. Н., Печеркин Н. И., Серов А. Ф., Чехович В. Ю. Емкостный измеритель локальной толщины пленки жидкости // Приборы и техника эксперимента. 1997. № 1. С. 149–152.
5. Ozgu M. R., Chen J. C., Eberhardt N. A capacitance method for measurement of film thickness in two-phase flow // Review of Scientific Instruments. 1973. Vol. 44, № 12. P. 1714–1716.

### References

1. Seryakov A. V. Capacitive sensors for determining the layer thickness of the liquid. Patent RF № 152108. Bull. № 18. 2015.
2. Seryakov A. V. Pulsation flow in the vapour channel of short low temperature range heat pipes // International Journal on Heat and Mass Transfer. Theory and Application. 2014. Vol. 2, № 2. P. 40–49.
3. Alekseenko S. V., Nakoryakov V. E., Pokusaev B. G. Wave flow of liquid films. Novosibirsk: Siberian publishing firm All-Russian Inc. "Nauka", 1992. 256 p.
4. Krotov S. V., Nazarov A. D., Pavlenko A. N., Pecherkin N. I., Serov A. F., Chexovich V. Y. Emkostnyi izmeritel lokalnoi tolshiny plenki zhidkosti // Pribory i tehnika experimenta. 1997. № 1. P. 149–152.
5. Ozgu M. R., Chen J. C., Eberhardt N. A capacitance method for measurement of film thickness in two-phase flow // Review of Scientific Instruments. 1973. Vol. 44, № 12. P. 1714–1716.

© Серяков А. В., Алексеев А. П., 2016



## ОСОБЕННОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПРИ ИЗГИБЕ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ ВОЛНОВОДОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ\*

П. Н. Сильченко<sup>1</sup>, И. В. Кудрявцев<sup>1\*</sup>, М. М. Михнёв<sup>2</sup>, В. Н. Наговицин<sup>2</sup>, О. Б. Гоцелюк<sup>2</sup><sup>1</sup>Сибирский федеральный университет

Российская Федерация, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79

<sup>2</sup>АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва»

Российская Федерация, 662972, г. Железнодорожный Красноярского края, ул. Ленина, 52

E-mail: \*kudrilya@rambler.ru

*Предлагается уточнение на основе аналитических и численных решений системы дифференциальных уравнений аналитического решения по определению НДС волноводов в составе антенно-фидерных систем космических аппаратов связи.*

*Ключевые слова: волновод, математическая модель, изгиб, система дифференциальных уравнений, напряженно-деформированное состояние.*

## FEATURES OF DETERMINING THE STRESS-DEFORMED CONDITION OF WAVEGUIDES OF SPACECRAFTS AT THE BEND

P. N. Silchenko<sup>1</sup>, I. V. Kudryavtsev<sup>1\*</sup>, M. M. Mikhnev<sup>2</sup>, V. N. Nagovitsyn<sup>2</sup>, O. B. Gotseluk<sup>2</sup><sup>1</sup>Siberian Federal University

79, Svobodnyi Av., Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation

<sup>2</sup>JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems

52, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation

E-mail: \*kudrilya@rambler.ru

*The research proposes specifications on the basis of analytical and numerical solutions of system of the differential equations, as well as the analytical decision on definition of stress state of waveguides as a part of antenna-feeder systems of spacecrafts of communication.*

*Keywords: spacecraft, waveguide, mathematical model, bend, system of the differential equations, stress-deformed state.*

**Введение.** При выполнении расчётных и проектно-конструкторских работ по созданию для космических аппаратов (КА) крупногабаритных конструкций волноводно-распределительных систем (ВРС) с тонкостенным неосесимметричным поперечным сечением необходимо максимально полно учитывать особенности их нагрузочных состояний и требования к функционально-эксплуатационному назначению.

Использование при оценке напряжённо-деформированного состояния (НДС) оболочечных конструкций волноводов численных методов (МКЭ, МКР и др.) или же упрощенных моделей по теории стержней [1] помогает создавать изделия с минимальными массогабаритными параметрами и с требуемыми функциональными характеристиками.

**Математическая модель.** Для учёта особенностей нагрузочных состояний и основных требований к функциональному назначению ВРС нами предлагается [2] прямой участок волновода представлять системой из четырех пластинок, для каждой из которых строится своя подсистема дифференциальных уравнений с граничными условиями:

$$\begin{aligned} \nabla^4 \varphi_i &= E \cdot \left[ \left( \frac{\partial^2 \omega_i}{\partial \alpha_i \partial \beta_i} \right)^2 - \frac{\partial^2 \omega_i}{\partial \alpha_i^2} \cdot \frac{\partial^2 \omega_i}{\partial \beta_i^2} \right]; \\ \nabla^4 \omega_i &= \frac{t}{D} \left[ \frac{\partial^2 \varphi_i}{\partial \beta_i^2} \cdot \frac{\partial^2 \omega_i}{\partial \alpha_i^2} - 2 \frac{\partial^2 \varphi_i}{\partial \alpha_i \partial \beta_i} \cdot \frac{\partial^2 \omega_i}{\partial \alpha_i \partial \beta_i} + \right. \\ &\quad \left. + \frac{\partial^2 \varphi_i}{\partial \alpha_i^2} \cdot \frac{\partial^2 \omega_i}{\partial \beta_i^2} - q_{ai} \frac{\partial \omega_i}{\partial \alpha_i} - q_{\beta i} \frac{\partial \omega_i}{\partial \beta_i} + q_{zi} \right], \quad (1) \end{aligned}$$

где  $i = 1, 2, 3, 4$  – номера пластинок;  $\alpha_i, \beta_i, z_i$  – система координат пластинок;  $\omega_i, \varphi_i$  – функции прогибов; и напряжений;  $q_i$  – поверхностная нагрузка;  $E$  – модуль Юнга;  $D$  – цил. жесткость.

Рассмотрим пример решения системы (1) для одного из практически наиболее важных случаев нагружения волновода – изгиба под действием момента  $M_z$ .

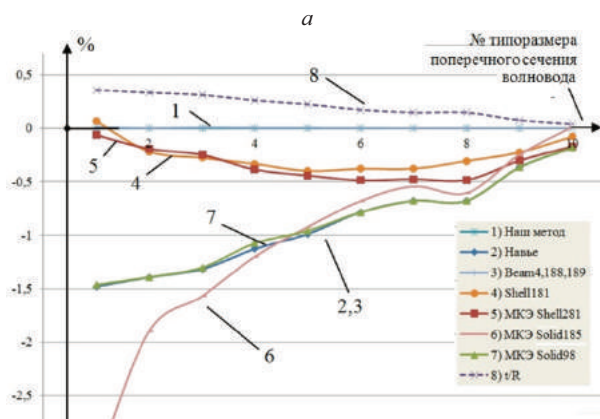
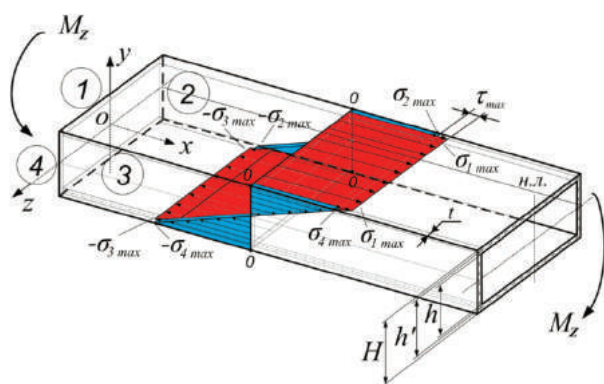
**Аналитическое решение.** Выражения для функций напряжений  $\varphi_i(\alpha_i, \beta_i)$  и функций прогибов  $\omega_i(\alpha_i, \beta_i)$  в системе (1) получим согласно полуобратному методу Сен-Венана [3], исходя из качества которых примем решения по формулам теории стержней.

\*Работа выполнена при поддержке гранта Президента РФ № МК-2875.2015.8.

Тогда получим аналитическое решение системы (1) при изгибе волновода в следующем виде [4; 5]:

$$\left. \begin{aligned} \varphi_1 &= \beta_1^2 \cdot \frac{M_Z}{J_Z} \cdot \frac{h'}{4}, \quad w_1 = \frac{h'}{2} - \frac{M_Z}{2 \cdot EJ_Z} \left( \alpha_1^2 + \mu \cdot \frac{h'^2}{4} \right), \\ \varphi_2 &= \frac{M_Z}{J_Z} \cdot \frac{\beta_2^3}{6}, \quad w_2 = 0, \\ \varphi_3 &= -\beta_3^2 \cdot \frac{M_Z}{J_Z} \cdot \frac{h'}{4}, \quad w_3 = -\frac{h'}{2} + \frac{M_Z}{2 \cdot EJ_Z} \left( \alpha_3^2 + \mu \cdot \frac{h'^2}{4} \right), \\ \varphi_4 &= -\frac{M_Z}{J_Z} \cdot \frac{\beta_4^3}{6}, \quad w_4 = 0. \end{aligned} \right\} (2)$$

Согласно полученному решению (2), построим эпюры распределения нормальных напряжений для прямого участка волновода (см. рисунок, а).



б

Уточнённая схема напряжённого состояния волновода при изгибе и сравнение решений:  
а – уточнённое напряжённое состояние волновода; б – верификация решения по нормальным напряжениям

В построенных эпюрах (рис. 1, а), нормальные напряжения для пластинок 1, 2 равны:

$$\left. \begin{aligned} \sigma_{1\max} &= \frac{M_Z}{J_Z} \cdot \left( \frac{h'}{2} + \frac{t}{2} \cdot \frac{1}{(1-\mu^2)} \right), \\ \sigma_{1\min} &= \frac{M_Z}{J_Z} \cdot \left( \frac{h'}{2} - \frac{t}{2} \cdot \frac{1}{(1-\mu^2)} \right), \end{aligned} \right\} (3)$$

$$\left. \begin{aligned} \sigma_{2\max} &= \frac{M_Z}{J_Z} \cdot \frac{H}{2}, \quad \sigma_{2\min} = \frac{M_Z}{J_Z} \cdot \frac{h}{2}, \\ \sigma_{1m} &= \sigma_{2m} = \frac{M_Z}{J_Z} \cdot \frac{h'}{2}. \end{aligned} \right\} (4)$$

Решение (2) также позволяет выявить в местах соединения пластинок появление касательных напряжений, вызванных геометрической неоднородностью формы поперечного сечения волновода. Значения касательных напряжений изменяются по линейному закону, достигая максимальных значений на наружной и внутренней поверхностях пластинок 1, 3:

$$\left. \begin{aligned} \tau_{\max} &= \sigma_{1\max} - \sigma_{2\max} = \\ &= \sigma_{2\min} - \sigma_{1\min} = \frac{M_Z}{J_Z} \cdot \frac{t}{2} \cdot \frac{\mu^2}{1-\mu^2}. \end{aligned} \right\} (5)$$

**Верификация.** Для верификации разработанной методики проведены по формуле Навье и в ANSYS для различных типов конечных элементов (КЭ) и порядка функций формы, расчёты НДС прямых участков волноводов с разными типоразмерами поперечных сечений: 1) 5,5×11×1,2; 2) 10×61×2; 3) 6,5×13×1,2; 4) 8×16×1,2; 5) 9,5×19×1,2; 6) 12,6×28,5×1,2; 7) 15×35×1,2; 8) 25×58×2; 9) 50×116×2; 10) 100×232×2. Сравнение результатов расчётов показывает, что (2) отличается от численных решений на 0,1–3,1 % (см. рисунок, б). Также другие рассмотренные методы расчетов не выявили наличия касательных напряжений.

**Заключение.** Созданная математическая модель учитывает основные требования по конструктивным и функционально-эксплуатационным параметрам волноводов. С использованием полуобратного метода Сен-Венана в перемещениях и напряжениях для случая изгиба получено аналитическое решение, позволяющее рассчитывать их уточненное напряженно-деформированное состояние. Сравнительные расчеты по формуле Навье и МКЭ в ANSYS для различных типов КЭ показали хорошую сходимость результатов в 0,1–3,1 %.

Результаты исследований использованы при проектировании волноводов антенно-фидерных систем космических аппаратов «Экспресс», «Луч» и др.

**Библиографические ссылки**

1. Феодосьев В. И. Сопротивление материалов. 10-е изд. М. : МГТУ, 1999. 592 с.
2. Построение решения системы дифференциальных уравнений для волноводов космических аппаратов / П. Н. Сильченко, И. В. Кудрявцев, М. М. Михнев, О. Б. Гоцелюк // Современные технологии. Системный анализ. Моделирование. 2015. № 4. С. 154–159.
3. Некоторые подходы к получению решения системы дифференциальных уравнений для элемента волноводного тракта космических аппаратов / П. Н. Сильченко, И. В. Кудрявцев, М. М. Михнев, О. Б. Гоцелюк // Вестник НИЯУ МИФИ. 2015. Т. 4, № 1. С. 19–24.
4. Папкович П. Ф. Теория упругости. Л. ; М. : Изд-во ГИОП, 1939. 642 с.
5. Александров А. В. Основы теории упругости и пластичности, 1990. 400 с.

### References

1. Feodos'ev V. I. Soprotivlenie materialov. 10-e izd. M. : MGTU, 1999. 592 p.
2. Postroenie resheniya sistemy differentsial'nykh uravneniy dlya volnovodov kosmicheskikh apparatov / P. N. Sil'chenko, I. V. Kudryavtsev, M. M. Mikhnyov, O. B. Gocelyuk // Sovremennye tekhnologii. Sistemnyy analiz. Modelirovanie. 2015. № 4. P. 154–159.
3. Nekotorye podhody k polucheniyu resheniya sistemy differentsial'nykh uravneniy dlya elementa

volnovodnogo trakta KA / P. N. Silchenko, I. V. Kudryavtsev, M. M. Mikhnev, O. B. Gotselyuk // Vestnik NIYAU MIFI. 2015. Vol. 4, № 1. P. 19–24.

4. Papkovich P. F. Teoriya uprugosti, L. ; M. : Izd-vo GIOP, 1939. 642 p.

5. Aleksandrov A. V. Osnovy teorii uprugosti i plastichnosti. 1990. 400 p.

© Сильченко П. Н., Кудрявцев И. В., Михнев М. М., Наговицин В. Н., Гоцелюк О. Б., 2016

УДК 629.78.05

## АНАЛИЗ ТЕРМОУПРУГОГО СОСТОЯНИЯ КРУПНОГАБАРИТНЫХ ВОЛНОВОДОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ СВЯЗИ\*

П. Н. Сильченко<sup>1</sup>, И. В. Кудрявцев<sup>1\*</sup>, М. М. Михнев<sup>2</sup>, В. Н. Наговицин<sup>2</sup>, О. Б. Гоцелюк<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Сибирский федеральный университет

Российская Федерация, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79

<sup>2</sup>АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва»

Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52

\*E-mail: kudrilya@rambler.ru

*Предлагается более полная методология оценки и анализа зависимости термоупругого напряжённо-деформированного состояния крупногабаритных протяжённых волноводов от сочетания конструктивных особенностей с комплексом внешних воздействий.*

*Ключевые слова: волновод, солнечное излучение, потеря мощности, нагрев, скин-слой, токопроводящее покрытие, математическая модель, термоупругое состояние, напряжения.*

## ANALYSIS OF THE THERMOELASTIC STATE OF LARGE-SIZE WAVEGUIDES OF COMMUNICATION SPACECRAFTS

P. N. Silchenko<sup>1</sup>, I. V. Kudryavtsev<sup>1\*</sup>, M. M. Mikhnev<sup>2</sup>, V. N. Nagovitsyn<sup>2</sup>, O. B. Gotseluk<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Siberian Federal University

79, Svobodnyi Av., Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation

<sup>2</sup>JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems

52, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation

\*E-mail: kudrilya@rambler.ru

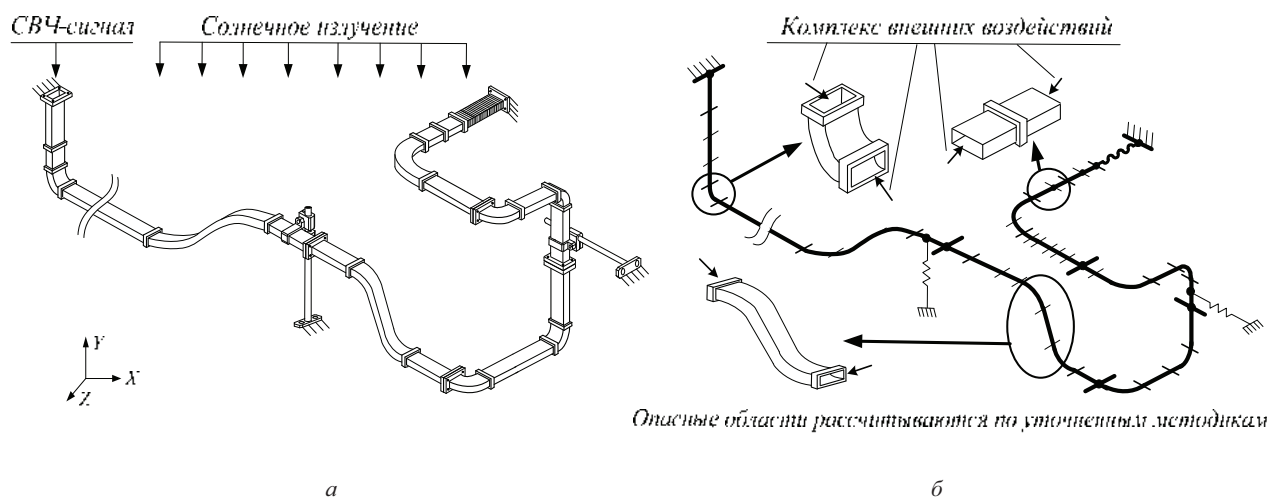
*The research proposes Fuller methodology of assessing and analysing the thermoelastic stress-deformed state of large-size extended waveguides from a combination of design features and complex of external influences.*

*Keywords: waveguide, sunlight, loss of power, heating, skin layer, conducting covering, mathematical model, thermoelastic state, stress.*

**Введение.** При эксплуатации в составе антенно-фидерных систем космических аппаратов (КА) крупногабаритные протяжённые волноводы подвергаются непрерывным и циклическим температурным воздействиям, которые вызывают возникновение значительного напряжённо-деформированного состояния в местах их крепления к сотовым панелям и аппаратным блокам, опорам, на криволинейных участках и в других местах [1; 2].

Сложная пространственно-разветвленная геометрия протяжённых волноводов в сочетании с их закреплением в основных и промежуточных опорных точках приводит к возникновению комплекса температурных напряжений и деформаций. Для обеспечения требований по прочности, жесткости, точности их геометрии и ее стабильности необходимо максимально полно учитывать особенности действительного термоупругого состояния волноводов [3].

\*Работа выполнена при поддержке гранта Президента РФ № МК-2875.2015.8.



Двухуровневая модель волноводов:  
 а – участок волновода; б – расчетная модель участка волновода

В настоящее время термоупругое состояние оценивается по упрощенным расчетным схемам и условиям нагружения численными методами (МКЭ, МКР и др.) в готовых пакетах прикладных программ (ANSYS, Nastran и др.), что недостаточно для создания крупногабаритных протяжённых волноводов с минимальными массогабаритными параметрами и с улучшенными функциональными характеристиками.

**Математическая модель.** Анализ основных источников возникновения тепловых воздействий в волноводах показывает, что необходимо в основном учитывать:

1. Солнечное излучение – один из источников тепла, который и определяет температурное поле волноводов в глобальной постановке (см. рисунок, а).

2. Переход части передаваемой энергии повышенной мощности СВЧ-сигналов в тепловую – рассеивание с выделением тепла. Потери сигнала происходят как по тонкостенным участкам волноводов, так и в местах их соединения между собой [4].

3. Специфика распространения тепла в условиях космоса: основной фактор – его перенос и теплоотдача излучением, а конвективный теплообмен в вакууме практически отсутствует.

С целью учёта всех этих особенностей нагрузочного состояния волноводов и достижения требований к их функциональному назначению нами предлагается двухуровневая модель оценки и анализа термоупругого состояния крупногабаритных волноводов [5; 6]:

1. На первом этапе вся волноводно-распределительная система (ВРС) космического аппарата рассматривается в глобальной постановке и моделируется как стержневая система на действие нагрузок, эквивалентных вышеуказанным источникам тепла (см. рисунок, б).

При решении этой задачи определяется термоупругое напряженно-деформированное состояние ВРС в

целом независимо от ее протяженности и пространственной конфигурации.

2. На втором этапе такая модель позволяет выделять любые локальные области волноводов для расчета по разработанным нами уточненным методикам. Предлагаемая методология позволяет оценить локальное НДС с учётом температурных воздействий любого рассматриваемого участка, в частности, определять напряженное состояние токопроводящего покрытия, соединительных элементов и др.

**Решение.** Выполняемые вычислительные мероприятия по предлагаемой методологии в глобальной постановке решаемой задачи позволят определять общее, а на выделенном участке – уточнённое частное термоупругое НДС крупногабаритных протяжённых волноводов антенно-фидерных систем космических аппаратов связи.

**Заключение.** Предлагаемая двухуровневая математическая модель определения и оценки термоупругого состояния учитывает основные требования конструктивных и функционально-эксплуатационных параметров волноводов.

Разработка методов решения такой задачи и их автоматизация путем создания соответствующих программ для ЭВМ позволяет оперативно и достоверно учитывать термоупругое состояние волноводов и давать обоснованные рекомендации по их трассировке, местам и способам закрепления и другим параметрам с учётом динамических особенностей при выведении КА на орбиту.

Результаты исследований предполагается использовать для оценки и проектирования волноводов антенно-фидерных систем существующих и новых перспективных КА.

#### Библиографические ссылки

1. Авдудевский В. С. Основы теплопередачи в авиационной и космической технике. М., 1992. 528 с.

2. О напряженно-деформированном состоянии в открытом космосе конструкций волноводно-распределительных систем / В. И. Халиманович, М. М. Михнёв, В. Н. Наговицин, О. Б. Гоцелюк, П. Н. Сильченко, И. В. Кудрявцев // Решетневские чтения : материалы XVII междунар. НТК / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2013. Т. 1. С. 48–50.

3. Оценка температурного состояния волноводно-распределительных систем космических аппаратов связи / П. Н. Сильченко, И. В. Кудрявцев, М. М. Михнев, Е. С. Новиков, О. Б. Гоцелюк // СВЧ-техника и телекоммуникационные технологии (КрыМиКо'2014) : материалы 24-й междунар. НТК. 7–13 сентября. Севастополь, 2014. С. 980–981.

4. Нагрев волноводов космических аппаратов связи при передаче СВЧ сигналов / П. Н. Сильченко, И. В. Кудрявцев, М. М. Михнёв, О. Б. Гоцелюк // Успехи современной радиоэлектроники. 2015. № 10. С. 19–22.

5. Анализ напряженно-деформированного состояния тонкостенных конструкций волноводно-распределительных систем космических аппаратов связи / П. Н. Сильченко, И. В. Кудрявцев, М. М. Михнёв, О. Б. Гоцелюк // Механика и математическое моделирование в технике : материалы всерос. НТК. Москва, 17–19 мая. М., 2016. С. 55–59.

6. Особенности решения системы дифференциальных уравнений и определение «действительного» НДС волноводов при изгибе / П. Н. Сильченко, И. В. Кудрявцев, В. Н. Зимин, О. Б. Гоцелюк // Механика и математическое моделирование в технике : материалы всерос. НТК. Москва, 17–19 мая. М., 2016. С. 47–51.

#### References

1. Avduevskij V. S. Osnovy teploperedachi v avia i kosmicheskoy tehnike, 1992. 528 p. (In Russ.).

2. Khalimanovich V. I., Mikhnev M. M., Nagovitsyn V. N., Gotseluk O. B., Silchenko P. N., Kudryavtsev I. V. [About stress state in the outer space of constructions of waveguide and distributive systems] // *Materialy XVII Mezhdunar. nauch. konf. "Reshetnevskie chteniya"* [Materials XVII Intern. Scientific. Conf. "Reshetnev reading"]. Krasnoyarsk, 2013. Vol. 1. P. 48–50. (In Russ.).

3. Silchenko P. N., Kudryavtsev I. V., Mikhnev M. M., Novikov E. S., Gotseluk O. B. [Evaluation of the temperature condition of waveguide-distributive systems of communication spacecrafts] // *CriMiCo 2014. 24th International Crimean Conference Microwave and Telecommunication Technology, Conference Proceedings 6959723*. P. 980–981. (In Russ.).

4. Silchenko P. N., Kudryavtsev I. V., Gotseluk O. B. [Heating of wave guides of spacecrafts of communication by transfer of SHF-signals] *Uspеhi sovremennoy radioelektroniki*. 2015. № 10. P. 19–22. (In Russ.).

5. Silchenko P. N., Kudryavtsev I. V., Mikhnev M. M., Gotseluk O. B. Analiz naprjazhenno-deformirovannogo sostojaniya tonkostennyh konstrukcij volnovodno-raspredelitel'nyh sistem kosmicheskikh apparatov svjazi. *Materialy vserossijskoj NTK «Mehanika i matematicheskoe modelirovanie v tehnike»*, Moscow, 2016. P. 55–59. (In Russ.).

6. Silchenko P. N., Kudryavtsev I. V., Zimin V. N., Gotseluk O. B. Osobennosti reshenija sistemy differencial'nyh uravnenij i opredelenie «dejstvitel'nogo» НДС volnovodov pri izgibe // *Materialy vserossijskoj NTK «Mehanika i matematicheskoe modelirovanie v tehnike»*, Moscow, 2016. P. 47–51. (In Russ.).

© Сильченко П. Н., Кудрявцев И. В., Михнёв М. М., Наговицин В. Н., Гоцелюк О. Б., 2016

УДК 53.083:520.6

### ПОДСИСТЕМА ГЕОМЕТРИЧЕСКОГО КОНТРОЛЯ ДЛЯ ВЫСОКОТОЧНЫХ СИСТЕМ КОСМИЧЕСКОЙ ОРИЕНТАЦИИ С НЕСКОЛЬКИМИ ДАТЧИКАМИ\*

О. Ю. Стекольников\*, А. О. Жуков, А. И. Захаров, М. Е. Прохоров, М. С. Тучин

Государственный астрономический институт имени П. К. Штернберга  
Московского государственного университета имени М. В. Ломоносова  
Российская Федерация, 119991, Москва, Университетский просп., 13  
E-mail: oct@inbox.ru

*Погрешность современных датчиков определения ориентации по астрономическим объектам стала меньше, чем размеростабильность конструкций КА. Предложена конструкция подсистемы геометрического контроля для измерения в реальном времени изменения взаимного положения оптических датчиков ориентации. Показания этой подсистемы должны обрабатываться вместе с показаниями датчиков ориентации.*

*Ключевые слова: ориентация КА, звездные датчики, геометрический контроль, датчики смещения.*

\*Разработка ПГК была выполнена при финансовой поддержке Министерством образования и науки Российской Федерации в рамках проекта RFMEI60414X0094.

## GEOMETRY CONTROL SUBSYSTEM FOR HIGH PRECISION SPACE ATTITUDE SYSTEM WITH MULTIPLE SENSORS

O. Yu. Stekolshchikov\*, A. O. Zhukov, A. I. Zakharov, M. E. Prokhorov, M. S. Tuchin

Sternberg Astronomical Institute, Moscow State University  
13, Universitetsky Av., Moscow, 119991, Russian Federation  
E-mail: oct@inbox.ru

*Accuracy of modern sensors of orientation by astronomical objects becomes lower than size stability of spacecraft constructions. The paper proposes a design of geometry control subsystem for real-time measuring changes in the relative position of the optical attitude sensors. The results of this subsystem must be processed together with the data of the star trackers.*

*Keywords: attitude, star tracker, geometry control, shift sensor.*

Большинство современных систем ориентации космических аппаратов (КА) являются комплексными, в их состав входят несколько датчиков ориентации различных типов.

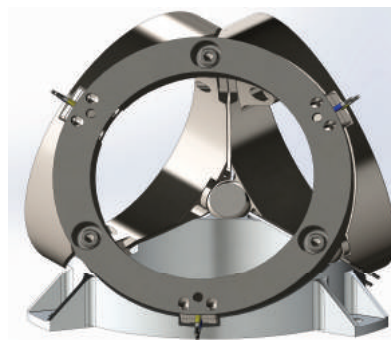
Наиболее точными из них являются гироскопические и звездные датчики, сегодня они имеют секундные угловые погрешности, и ожидается их уменьшение.

Для обеспечения функционирования комплексной системы ориентации помимо высокой точности каждого из датчиков, входящих в ее состав, необходимо с не меньшей точностью знать взаимную ориентацию датчиков, а также иметь возможность на борту аппарата передавать (переносить) полученную ориентацию на целевую аппаратуру [1].

Сегодня взаимное расположение датчиков системы ориентации задается конструкцией КА в целом и поддерживается за счет механической жесткости. Уже при современных точностях датчиков ориентации этого оказывается недостаточно. В работах [2; 3] приведены результаты испытаний, которые показывают, что взаимное положение звездных датчиков изменяется на 5–10" под действием тепловых деформаций. При переходе к субсекундным погрешностям пассивное сохранение взаимной ориентации датчиков станет совершенно невозможным. Указанная проблема стоит перед большинством современных датчиков как отечественного, так и зарубежного производства [4].

Помимо пассивного поддержания взаимной ориентации датчиков за счет механической жесткости конструкций, возможна система ориентации с непрерывным внутренним контролем геометрии, которая включает в себя подсистему геометрического контроля (ПГК). Сведения об изменении взаимного положения датчиков ориентации используются при обработке данных с них, каждое измерение обрабатывается для текущей геометрической конфигурации.

**Конструкция подсистемы геометрического контроля.** Предложенная конструкция ПГК представляет собой трехгранную пирамиду, нижняя грань которой предназначена для крепления системы ориентации к целевой аппаратуре КА, а на боковые грани устанавливаются датчики ориентации (см. рисунок). На ребрах пирамиды устанавливаются от 1 до 3 высокоточных датчиков смещения, которые регистрируют измерения расстояния между выбранными точками соседних граней.



Внешний вид ПГК (с одним датчиком смещения на ребро пирамиды)

Основу конструкции ПГК составляют четыре плиты, плоскости которых образуют правильную треугольную пирамиду (тетраэдр). Плиты не касаются друг друга непосредственно, а опираются на четыре шаровые опоры, расположенные в вершинах пирамиды. В каждой из четырех вершин пирамиды сходятся три плиты. Каждая шаровая опора жестко крепится к одной из плит, а две другие подвижно опираются на шаровую опору либо конической выборкой в плите, либо через специальные опорные конические шайбы, вложенные в паз и опирающиеся на плоскость плиты.

В представленной конструкции мы имеем четыре типа крепления вершин плит на шаровые опоры, а именно: а) жесткая фиксация; б) фиксация с возможностью поворота относительно опоры; в) фиксация с возможностью перемещения вдоль паза по плите и поворота относительно опоры; г) фиксация с возможностью «свободного» перемещения по плоскости плиты и поворота относительно опоры.

К нижней плите основания все три шаровые опоры крепятся жестко. На каждую шаровую опору через шайбы подвижно опираются нижние части боковых плит. Четвертая шаровая опора крепится к верхней части одной из боковых плит. На нее через опорные шайбы опираются с возможностью поворота верхние части двух других боковых плит.

Для боковых плит, каждая из которых опирается на две нижних и одну верхнюю шаровые опоры, реализована система свободного позиционирования: классное отверстие – классный паз – свободное отверстие (свободная точка). При такой системе позиционирования однородные тепловые деформации

плит (которые могут быть неодинаковыми для разных плит) не приводят к изменению их формы, допуская смещение плиты в направлении «классное отверстие – классный паз».

Реализация классных отверстия и паза, а также свободной точки осуществляется с помощью опорных шайб: сферической и двух типов конических шайб. В случае «классного паза» опорная на сферу коническая шайба вложена в паз, а в случае «свободной точки» шайба просто лежит на грани плиты.

Для определения изменений взаимной ориентации датчиков, закрепленных на боковых плитах ПГК производятся измерения взаимных смещений 1–3 пар выбранных точек на сторонах для каждой пары плит. Для этого на плитах в этих местах устанавливаются дифференциальные датчики смещения.

В качестве дифференциального датчика смещения использован емкостный дифференциальный датчик смещения D-100 производства фирмы Physik Instrumente (Германия) [5]. Датчик имеет разрешение 0,1 нм, а рабочий диапазон – 100 мкм.

#### Библиографические ссылки

1. Прохоров М. Е., Захаров А. И., Стекольников О. Ю. и др. Необходимость введения подсистемы геометрического контроля в комплексные системы ориентации космических и летательных аппаратов при современной точности // Доклады Академии наук. 2016. Т. 466. № 2, С. 158–160.

2. Никитин А. В., Дунаев Б. С., Красиков В. А. Наземный эксперимент по синхронному определению параметров угловой инерциальной ориентации тремя приборами звездной ориентации БОКЗ-М // Механика, управление и информатика. 2011. № 2. С. 62–69.

3. Карелин А. Ю., Зыбин Ю. Н., Князев В. О. и др. Многоголовый звёздный датчик 348К. Результаты наземной экспериментальной отработки // Механика, управление и информатика. 2015. № 2(55). С. 120–128.

4. Дятлов С. А., Бессонов Р. В. Обзор звездных датчиков ориентации космических аппаратов // Механика, управление и информатика. 2009. № 1. С. 11–31.

5. PI Datasheet. Capacitive Sensors Sub-nanometer-resolution position sensors D-015, D-050, D-100 [Электронный ресурс]. URL: <https://www.physikinstrumente.com/en/products/sensors/capacitive-sensors/d-015-d-050-d-100-capacitive-sensors-500200/> (дата обращения: 16.09.2016).

#### References

1. Prokhorov M. E., Zakharov A. I., Stekolshchikov O. Yu. et al. *Neobhodimost' vvedeniya podsystemy geometricheskogo kontrolja v kompleksnye sistemy orientacii kosmicheskikh i letatel'nyh apparatov pri sovremennoj tochnosti* [The Necessity of Introducing a Geometric Control Subsystem into the Composite Attitude Control Systems of Spacecraft and Aircraft with Modern Precision] // *Doklady Physics*. 2016. Vol. 61, № 1. P. 5–7.

2. Nikitin A. V., Dunaev B. S., Krasikov V. A. *Nazemnyj jeksperiment po sinhronnomu opredeleniju parametrov uglovoj inercial'noj orientacii tremja priborami zvezdnoj orientacii BOKZ-M* [Ground experiment on the determination of parameters of the inertial angular orientation of the three devices BOKZ-M] // *Mechanics, Control and Informatics*. 2011. № 2. P. 62–69.

3. Karelin A. Yu., Zybin Yu. N., Knjazev V. O. et al. *Mnogogolovyj zvjozdnyj datchik 348K. Rezul'taty nazemnoj jeksperimental'noj otrabotki* [Multi-headed star tracker 348K. Final in-Earth validation Results] // *Mechanics, Control and Informatics*. 2015. № 2(55). P. 120–128.

4. Djatlov S. A., Bessonov R. V. *Obzor zvezdnyh datchikov orientacii kosmicheskikh apparatov* [Review of star trackers for satellites] // *Mechanics, Control and Informatics*. 2009. № 1. P. 11–31.

5. PI Datasheet. Capacitive Sensors Sub-nanometer-resolution position sensors D-015, D-050, D-100 [Electronic resource]. URL: <https://www.physikinstrumente.com/en/products/sensors/capacitive-sensors/d-015-d-050-d-100-capacitive-sensors-500200/> (accessed: 16.09.2016).

© Стекольников О. Ю., Жуков А. О., Захаров А. И., Прохоров М. Е., Тучин М. С., 2016

УДК 621.791.75

### СВАРКА ОБЪЕМНЫХ КОНСТРУКЦИЙ ИЗ АЛЮМИНИЕВЫХ ДЕФОРМИРУЕМЫХ СПЛАВОВ ЭЛЕКТРОДАМИ, СОДЕРЖАЩИМИ НАНОПОРОШКИ

Н. А. Тестоедов<sup>1,2</sup>, Г. Г. Крушенко<sup>2,3\*</sup>, В. В. Двирный<sup>1,2</sup>, Г. В. Двирный<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup>АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва  
Российская Федерация, 662972, г. Железнодорожск Красноярского края, ул. Ленина, 52

<sup>2</sup>Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнёва  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

<sup>3</sup>Институт вычислительного моделирования СО РАН  
Российская Федерация, 660036, г. Красноярск, Академгородок, 50/44  
E-mail: genry@icm.krasn.ru.

Сварка объемной конструкции из листов алюминиевого деформируемого сплава АМгб электродами, содержащими нанопорошки (НП) химических соединений, приводит к измельчению структуры сварного шва, в результате чего повышаются его механические свойства. При этом прочность металла в области сварного шва

при сварке электродами, содержащими НП BN, составляет 333 МПа, LaB<sub>6</sub> – 338 МПа и TiCN – 345 МПа, что соответственно выше на 4,1; 5,6 и 7,8 %, чем имеют образцы из сплава АМг6 (320 МПа), сваренные по стандартной технологии электродом из этого же сплава.

*Ключевые слова:* летательные аппараты, алюминиевые деформируемые сплавы, сварка, нанопорошки

## WELDING OF THREE-DIMENSIONAL DESIGNS OF WROUGHT ALUMINUM ALLOYS WITH ELECTRODES CONTAINING NANOPOWDERS

N. A. Testoedov<sup>1,2</sup>, G. G. Krushenko<sup>2,3\*</sup>, V. V. Dvirniy<sup>1,2</sup>, G. V. Dvirniy<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup>JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems  
52, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation

<sup>2</sup>Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation

<sup>3</sup>Institute Computational Modeling SB RAS  
50/44, Academgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russian Federation

*Welding three-dimensional structures from sheets of aluminum alloys AMg6 with electrodes containing nanopores (NP) chemical compounds leads to the refinement of the structure of the weld, resulting in higher mechanical properties. The strength of the metal in the region of the weld when welding with electrodes containing NP BN, is 333 MPa, LaB<sub>6</sub> – 338 MPa, and a TiCN – 345 MPa, respectively, higher by 4,1; 5,6; and 7,8% have samples of alloy AMg6 (320 MPa) welded by standard techniques electrode of the same alloy.*

*Keywords:* aircraft, aluminum wrought alloys, welding, nanopowders

**Введение.** При изготовлении конструкций из алюминиевых сплавов, используемых в аэрокосмическом машиностроении, применяются разного рода способы и средства выполнения неразъемных соединений, включая и сварку [1]. Однако при этом структура сварного шва и соединяемых деталей в области влияния нагрева укрупняется, что приводит к снижению механических свойств сварного изделия. При этом в многочисленных работах однозначно установлено, что металлоизделия с более измельченной кристаллической структурой обладают более высокими механическими свойствами по сравнению с крупнокристаллическими [2; 3]. Общеизвестно, что с целью измельчения структуры, например, литых изделий из различных сплавов, применяется так называемое «модифицирование» [4; 5], суть которого заключается во введении в жидкий металл небольших количеств веществ, служащих центрами кристаллизации.

Существует достаточно большое количество средств и способов модифицирования – в основном путем введения модифицирующих добавок в жидкий металл лигатурами (сплав, состоящий из основы готовящегося сплава и модифицирующей добавки). Однако возможности таких средств модифицирования практически достигли своих пределов, и в последние годы нашел применение новый способ модифицирования с использованием нанопорошков (НП) химических соединений, по применению которого автором с коллегами выполнен в производственных условиях большой объем работ.

Нанопорошки представляют собой сверхмелкозернистые кристаллические или аморфные образования с размерами частиц, не превышающими 100 нм (1 нм = 10<sup>-9</sup> м), которые обладают уникальными физико-химическими свойствами и механическими харак-

теристиками, существенно отличающимися от таковых для материалов того же химического состава в массивном состоянии.

Работа была выполнена в производственных условиях при изготовлении объемной конструкции из листового сплава АМг6 в связи с тем, что при ее сварке с использованием присадочной проволоки, изготовленной из этого же сплава, не всегда обеспечивалась требуемая прочность сварного соединения. Как показало металлографическое исследование, причиной этого оказался тот факт, что металл сварного шва отличался от металла листа более крупными зёрнами α-твердого раствора и более крупными выделениями β-фазы (Al<sub>3</sub>Mg<sub>2</sub>) по их границам. В работе применяли сварочный электрод Ø8 мм, изготовленный прессованием композиции по технологии [6], состоящей из частиц алюминия и нанопорошков (НП) нитрида бора BN, или гексаборида лантана LaB<sub>6</sub>, или карбонитрида титана TiCN. Сварку производили с помощью автоматической установки в среде аргона. Качество шва по требованиям приемочной документации оценивали по величине временного сопротивления разрушению σ<sub>в</sub> при испытании вырезанных из сварной конструкции плоских образцов с размерами 15×50 мм. Результаты испытаний показали, что σ<sub>в</sub> металла в области шва при сварке прутком, содержащим НП BN, составляет 333 МПа, НП LaB<sub>6</sub> – 338 МПа и НП TiCN – 345 МПа. Эти значения оказались соответственно выше на 4,1; 5,6 и 7,8 %, чем имеют образцы из сплава АМг6 (320 МПа), сваренные по стандартной технологии электродом из этого же сплава.

Изучение микроструктуры сварного шва показало, что в его объеме какие-либо дефекты отсутствуют. При этом зерно в свариваемом листе вытянуто вдоль прокатки, а его размеры лежат в интервале ~0,3...0,4 мм.



Зерно в сварном шве – мелкое равноосное, его размеры составляют  $\sim 0,01 \dots 0,03$  мм, что в среднем меньше, чем в основном металле, в 17,5 раз. Интерметаллидные фазы оказались в раздробленном состоянии. Можно полагать, что повышение  $\sigma_w$  связано не только с измельчением структуры шва и с измельчением интерметаллидов, но и с дисперсионным упрочнением  $\alpha$ -твердого раствора сплава тонкодисперсными частицами НП. Микротвердость основного металла и сварного шва одного уровня – 76,4...78,7 HV (среднее – 77,55 HV или 73,5 HB), т. е. при сварке разупрочнение не происходит.

В следующей серии работ было установлено, что в результате предварительной механоактивации композиции, состоящей из частиц алюминия и НП, и последующего ее прессования содержание НП (на примере НП TiN) в прутке увеличивается до 7,7 масс. % [7], что в еще большей степени позволяет повысить скорость сварки при одновременном уменьшении расхода электродной проволоки.

**Заключение.** В результате выполненной в производственных условиях работы была установлена возможность измельчения структуры сварного шва и повышения механических свойств сварного изделия типа оболочки из листов алюминий-магниевого сплава АМгб с применением в качестве модификаторов нанопорошков химических соединений нитрида бора BN, гексаборида лантана LaB<sub>6</sub> и карбонитрида титана TiCN.

#### Библиографические ссылки

1. Hartman D. A., Davé V. R., Cola M. J. In-process quality assurance for aerospace welding // *Welding Journal*. 2009. Vol. 88, № 1. P. 28–31.
2. Hall E. O. The deformation and Ageing of Mild Steel: III. Discussion of Results // *Proceeding of the Physical Society. Section B*. 1951. Vol. 64, № 9. P. 717–753.
3. Petch N. J. The Cleavage Strength of Polycrystals // *Journal of Iron and Steel Institute*. 1953. Vol. 174. P. 25–28.
4. Бондарев Б. И., Напалков В.И., Тарарышкин В. И. Модифицирование алюминиевых деформируемых сплавов. М. : Металлургия, 1979. 224 с.

5. Крушенко Г. Г., Фильков М. Н., Балашов Б. А. и др. Измельчение структуры сплава Д16 при модифицировании прутками с ультрадисперсными порошками // *Цветная металлургия*. 1991. № 4. С. 8–10.

6. Патент РФ 2429958. Способ изготовления электродной проволоки для сварки алюминиевых сплавов / Г. Г. Крушенко. 2011. Бюл. № 27.

7. Крушенко Г. Г., Фильков М. Н. Технология получения алюминиевого композита с повышенным содержанием упрочняющих нанопорошков // *Вестник СибГАУ*. 2011. Вып. 1. С. 139–142.

#### References

1. Hartman D. A., Davé V. R., Cola M. J. In-process quality assurance for aerospace welding // *Welding Journal*. 2009. Vol. 88, № 1. P. 28–31.
2. Hall E. O. The deformation and Ageing of Mild Steel: III. Discussion of Results // *Proceeding of the Physical Society. Section B*. 1951. Vol. 64, № 9. P. 717–753.
3. Petch N. J. The Cleavage Strength of Polycrystals // *Journal of Iron and Steel Institute*. 1953. Vol. 174. P. 25–28.
4. Bondarev B. I., Napalkov V. I., Tararyshkin V. I. *Modificirovanie aljuminievych deformiruemylh splavov* [Inoculation of wrought aluminium alloys]. Moscow : Metallurgija, 1979. 224 p.
5. Krushenko G. G., Fil'kov M. N., Balashov B. A. et al. [Refinement of the structure of the alloy D16 when modifying the bars with ultra-fine powders] // *Cvetnaja metallurgija*. 1991. № 4. P. 8–10. (In Russ.)
6. Krushenko G. G. *Sposob izgotovleniya elektrodnoy provoloki dlya svarki alyuminievyykh splavov* [A method of manufacturing the electrode wire for welding aluminum alloys]. Patent RF, no. 2429958, 2011.
7. Krushenko G. G., Fil'kov M. N. [Technology for producing aluminum composite material with a high content of reinforcing powders] // *Vestnik SibGAU*. 2011. № 1. P. 139–142. (In Russ.)

© Тестоедов Н. А., Крушенко Г. Г., Двирный В. В., Двирный Г. В., 2016

УДК 629.78:531.395

## ИССЛЕДОВАНИЕ НАПРЯЖЕНИЙ В ФЕРМЕННОЙ КОНСТРУКЦИИ КРУПНОГАБАРИТНОГО КОСМИЧЕСКОГО РЕФЛЕКТОРА ПРИ РАСКРЫТИИ

Ф. Р. Файзуллин

Московский государственный технический университет имени Н. Э. Баумана  
Российская Федерация, 105005, г. Москва, 2-я Бауманская ул., 5  
E-mail: jake-take@yandex.ru

*Рассмотрены особенности моделирования динамики раскрытия крупногабаритной структурной космической антенны.*

*Ключевые слова: динамика раскрытия, крупногабаритная космическая конструкция, многокомпонентная механическая система, ADAMS, EULER, зазоры в ферменной конструкции, постановка на упор.*

## ANALYSING STRESSES IN A TRUSS STRUCTURE OF A LARGE SPACE REFLECTOR DURING THE DEPLOYMENT

F. R. Faizullin

Bauman Moscow State Technical University  
5, Baumanskaya 2-ya Street, Moscow, 105005, Russian Federation  
E-mail: jake-take@yandex.ru

*Parametric analysis of large structural space antenna deployment is conducted with an EULER model.*

*Keywords: Dynamics of deployment, large scale space structure, multibody system, ADAMS, EULER, backlash in truss structure, mechanism fixation.*

С увеличением потребных размеров космических рефлекторов встает проблема обеспечения точности параболической поверхности. Одновременно перед крупногабаритной космической конструкцией стоят жесткие требования по габаритным размерам, в связи с чем она должна быть сборной (при наличии возможности использования манипуляторов или сборщика-человека) или трансформируемой. Распространенным типом трансформируемых конструкций являются конструкции рефлекторов зонтичной схемы [1]. Но для них с увеличением габаритного размера нарастают затраты на юстировку вследствие низкой жесткости конструкции. Решением проблемы может стать использование более жесткой ферменной конструкции.

Примером может служить класс структурных ферменных конструкций рефлекторов, предложенный в ОКБ МЭИ. Такие конструкции состоят из верхнего (рабочего) стержневого пояса, нижнего пояса и диагональных стержней, соединяющих пояса. К верхнему поясу крепится радиоотражающее сетеполотно, поэтому именно к положению шарнирных узлов верхнего пояса предъявляются требования по точности параболической поверхности [2; 3].

Данный тип конструкции обеспечивает соотношение «поперечный габарит в рабочем состоянии/ в транспортном состоянии» не меньше 13. Развертывание в рабочее состояние производится при помощи пружин, установленных в шарнирных узлах. Такой неконтролируемый способ развертывания заставляет пристально рассматривать процесс раскрытия на предмет, во-первых, величины напряжений, возникающих в элементах конструкции, и, во-вторых, надежности раскрытия.

Из-за сложности механической системы анализ динамики раскрытия структурной ферменной конструкции проводится при помощи автоматизированных средств анализа механики, таких как MCS.ADAMS или в данном случае отечественного программного комплекса EULER [4; 5]. В результате расчета модели механической системы в ПК EULER могут быть получены реакции в ее узлах, а также кинематические параметры процесса раскрытия [6]. Полученные значения усилий позволяют рассчитать напряжения, действующие в элементах конструкции, с их распределением во времени и по элементам конструкции. Данным методом было исследовано влияние таких параметров конструкции на динамику раскрытия, как за-

зоры в шарнирах, упругие и демпфирующие свойства упоров, встроенных в шарнирные узлы [7]. Параметрический анализ проведен для структурной конструкции с 12 секциями в длину и 6 секциями в ширину. Такая форма получена урезанием конструкции с симметричным шестиугольным рабочим поясом. Также поле напряжений было рассчитано для конструкции с рабочим поясом неурезанной шестиугольной формы с 12 секциями в длину и 12 в ширину.

### Библиографические ссылки

1. Лопатин А. В., Рутковская А. М. Обзор конструкций современных трансформируемых космических антенн // Вестник СибГАУ. 2007. № 2.
2. Моделирование динамики раскрытия ферменного каркаса трансформируемого рефлектора антенны космического базирования методом конечных элементов / И. Е. Гутовский, А. В. Золин, С. В. Курков и др. // Современное машиностроение. Наука и образование. 2012. № 2. С. 276–285.
3. Проектирование и расчет крупногабаритных раскрывающихся конструкций с помощью программных комплексов MSC.Software / С. С. Щесняк, А. В. Романов, И. В. Хитров и др. // CADmaster. 2009. № 2–3. С. 28–36.
4. Крылов А. В., Чурилин С. А. Моделирование развертывания многозвенных замкнутых космических конструкций // Вестник МГТУ имени Н. Э. Баумана. Серия «Машиностроение». 2012. Спецвыпуск «Крупногабаритные трансформируемые космические конструкции и материалы для перспективных ракетно-космических систем». С. 80–91.
5. Dr. Mengliang Zhao, Prof. Fuling Guan. Deployment analysis and design of large deployable antenna structures constructed from tetrahedral truss units, 57th International Astronautical Congress. 2006.
6. Зимин В. Н., Бойков В. Г., Файзуллин Ф. Р. Расчет раскрытия крупногабаритной космической конструкции ферменного типа // Вестник МГТУ имени Н. Э. Баумана. Серия «Машиностроение», 2012. Спецвыпуск «Крупногабаритные трансформируемые космические конструкции и материалы для перспективных ракетно-космических систем». № 2. С. 5–15.
7. Shaoze Yan, Lin Zhang, Yongsheng Shen. Dynamic Analysis of Deployable Structures with Clearance Connections : International Conference on Mechanical Engineering and Mechanics. October 26–28. 2005. Nanjing, China.

## References

1. Lopatin A. V., Rutkovskaya A. M. [Review of structures of modern transformable space antennas] // Vestnik SibGAU. 2007. № 2. (In Russ.).
2. FEA Simulation of Deploying Dynamics of Space Self-Deployable Antenna Truss Framework. Modeling the dynamics of disclosure truss frame transformable reflector antenna for space-based finite element / I. E. Gutovsky, A. V. Zolin, S. V. Kurkov, V. A. Panteleev, D. A. Khlebnikov et al. // Sovremennoe Mashinostroenie. Nauka i obrazovanie. 2012. № 2. P. 276–285.
3. Design and calculation of large-sized unwrapping structures with the help of software systems MSC.Software / S. S. Shchesniak, A. V. Romanov, I. V. Khitrov et al. // CADmaster. 2009. № 2–3. P. 28–36. (In Russ.).
4. Krylov A. V., Churilin S. A. Simulation of Deployment of Multi-link Closed Space Structures // Vestnik MGTU im. Baumana. «Mashinostroenie» series. «Special issue Large-sized transformable space structures and materials for perspective rocket-space systems». 2012. № 2. P. 80–91. (In Russ.).
5. Dr. Mengliang Zhao, Prof. Fuling Guan. Deployment analysis and design of large deployable antenna structures constructed from tetrahedral truss units // 57th International Astronautical Congress. 2006.
6. Zimin V. N., Boikov V. G., Faizullin F. R. Calculation of Deployment of a Large-Sized Truss-Type Space Structure // Vestnik MGTU im. Baumana. «Mashinostroenie» series. «Special issue Large-sized transformable space structures and materials for perspective rocket-space systems». 2012. № 2. P. 5–15. (In Russ.).
7. Shaoze Yan, Lin Zhang, Yongsheng Shen. Dynamic Analysis of Deployable Structures with Clearance Connections. International Conference on Mechanical Engineering and Mechanics. October 26–28. 2005. Nanjing, China.

© Файзуллин Ф. Р., 2016

УДК 621.396.677.8

## СРАВНЕНИЕ ДВУХ ПОДХОДОВ К РАЗРАБОТКЕ ОПТИМАЛЬНОЙ КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВОЙ СХЕМЫ ТОНКОСТЕННОГО РАЗМЕРОСТАБИЛЬНОГО РЕФЛЕКТОРА ИЗ УГЛЕПЛАСТИКА

Е. К. Филина<sup>1,2\*</sup>, М. Ю. Архипов<sup>2</sup>, Е. С. Голубев<sup>1,2</sup>, К. В. Михайловский<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Московский государственный технический университет имени Н. Э. Баумана

Российская Федерация, 105005, г. Москва, 2-я Бауманская ул., 5

<sup>2</sup>Астрокосмический центр Учреждения Российской академии наук

Физического института имени П. Н. Лебедева РАН

Российская Федерация, 117997, г. Москва, ГСП-7, Профсоюзная ул., 84/32

\*E-mail: filina.el@asc.rssi.ru

*Сравниваются две конструктивно-силовые схемы тонкостенного размеростабильного рефлектора зеркальной космической антенны, разработанные разными подходами к моделированию: традиционным методом и методом топологической оптимизации на базе современных систем численного инженерного анализа.*

*Ключевые слова: размеростабильный тонкостенный рефлектор, традиционный подход к моделированию, топологическая оптимизация.*

## COMPARISON OF TWO APPROACHES TO STRUCTURAL ARRANGEMENT DESIGN OF THIN DIMENSIONALLY STABLE CARBON REFLECTOR

E. K. Filina<sup>1,2\*</sup>, M. Ju. Arhipov<sup>2</sup>, E. S. Golubev<sup>1,2</sup>, K. V. Mihajlovskij<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Bauman Moscow State Technical University

5/1, Baumanskaya 2-ya Street, Moscow, 105005, Russian Federation

<sup>2</sup>The Astro Space Center of Lebedev Physical Institute of Russian Academy of Sciences

84/32, Profsoyuznaya Street, Moscow, GSP-7, 117997, Russian Federation

\*E-mail: filina.el@asc.rssi.ru

*The article concerns thin dimensionally stable carbon reflector of a space antenna and compares two structural arrangements, worked out via different approaches to modelling: traditional method and optimization topology based on modern CAE-systems.*

*Keywords: dimensionally stable thin reflector, traditional approach to construction modelling, topology optimization.*

Рефлекторы космических антенн широко применяются для исследования космоса, обеспечения телекоммуникаций и связи между космическими аппаратами и наземными объектами [1]. К ним предъявляются все более высокие требования по геометриче-

ской точности рабочей поверхности, жесткости и температурной формостабильности. Традиционный подход к созданию конструкций, соответствующих данным требованиям, основан на том, что разработчик самостоятельно выбирает параметры геометрии и

формы, схему силового набора, средствами конечно-элементного анализа проводит поверочные расчеты. При необходимости он вносит корректировки в конструкцию и повторяет расчет. Поскольку применению традиционного подхода посвящено множество трудов [2–4], представляет интерес новый метод создания оптимальной конструктивно-силовой схемы (КСС) рефлектора – топологическая оптимизация на базе современных систем численного инженерного анализа. Ее особенностью является то, что в процессе расчета формируется геометрия объекта, соответствующая требуемым критериям, например, заданной жесткости при минимальном значении массы [5; 6].

В рамках представленной работы использовано два вышеуказанных подхода к проектированию тонкостенных размеростабильных рефлекторов из высококомодульного углепластика, подкрепленных ребрами жесткости. Область применения рефлекторов – спутники связи, эксплуатируемые на геостационарной орбите.

На основе традиционного подхода разработаны три КСС тонкостенного размеростабильного рефлектора. Исходя из критерия равной жесткости (низшая собственная частота конструкции в раскрытом положении – не менее 40 Гц), выделена КСС, наилучшим образом удовлетворяющая массовым характеристикам. Применением топологической оптимизации КСС создана альтернативная схема размещения подкрепляющего набора ребер, соответствующая тому же критерию жесткости.

Для обеих полученных схем проведен прочностной расчет конструкции на нагрузки выведения, проанализировано напряженно-деформированное состояние, обусловленное градиентом температур при орбитальном функционировании. Осуществлено сравнение массовых характеристик, величин термодформаций КСС, полученных двумя различными подходами.

#### Библиографические ссылки

1. Rao S., Shafai L., Sharma S. Handbook of Reflector Antennas and Feed Systems // Artech House, 2013. Vol. III. P. 13–75.
2. Жирнова Е. А., Банщикова М. Н. Робастное проектирование при изготовлении прецизионных антен-

ных рефлекторов из полимерных композиционных материалов // Решетневские чтения : материалы XVII Междунар. науч. конф. (12–14 ноября 2013, г. Красноярск) : в 2 ч. / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2013. С. 411–413.

3. Yoder P. Jr., Vukobratovich D. Opto-Mechanical Systems Design. Design and Analysis of Opto-Mechanical Assemblies // Taylor & Francis Group, 2015. Vol. 1. 728 p.

4. Imbriale W. A. Space Antenna Handbook / W. A. Imbriale, S. Gao, L. Boccia // John Wiley & Sons, 2012. 744 p.

5. Bendsoe M. P., Sigmund O. Topology Optimization – Theory, Methods and Applications // Springer, 2003. Vol. XIV. 370 p.

6. Ansys Inc. ANSYS Theory Manual, версия 17.0, 2016.

#### References

1. Rao S. Handbook of Reflector Antennas and Feed Systems / S. Rao, L. Shafai, S. Sharma // Artech House, 2013. Vol. III. P. 13–75.

2. Zhirnova E. A., Bانشchikova M. N. [Robust design to manufacture precision reflector antenna of polymer composites] // *Materialy XVII Mezhdunar. nauch. konf. "Reshetnevskie chteniya"* [Materials XVII Intern. Scientific. Conf "Reshetnev reading"]. Krasnoyarsk, 2013. P. 411–413. (In Russ.).

3. Yoder P., Jr. Opto-Mechanical Systems Design. Design and Analysis of Opto-Mechanical Assemblies / P. Yoder, Jr., D. Vukobratovich // Taylor & Francis Group, 2015. Vol. 1. 728 p.

4. Imbriale W. A. Space Antenna Handbook / W. A. Imbriale, S. Gao, L. Boccia // John Wiley & Sons, 2012. 744 p.

5. Bendsoe M. P. Topology Optimization – Theory, Methods and Applications / M. P. Bendsoe, O. Sigmund // Springer, 2003. Vol. XIV. 370 p.

6. Ansys Inc. ANSYS Theory Manual, version 17.0, 2016.

© Филина Е. К., Архипов М. Ю., Голубев Е. С., Михайловский К. В., 2016

УДК 629.76/78.064

## ОБЗОР ОСНОВНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК СОВРЕМЕННЫХ ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИХ ПРИВОДОВ ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Т. Г. Хадкевич, А. В. Токарев, Р. О. Уланов

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва  
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52  
Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: hadkevic@mail.ru

*Представлен краткий обзор основных характеристик электромеханических приводов. Проведен механический анализ линейного привода.*

*Ключевые слова: электромеханический привод, шариковинтовая передача, роликовинтовая передача.*

## OVERVIEW OF THE MAIN CHARACTERISTICS OF THE MODERN ELECTROMECHANICAL ACTUATORS FOR SPACECRAFT

T. G. Khadkevich, A. V. Tokarev, R. O. Ulanov

JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems  
52, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation  
Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: hadkevic@mail.ru

*The research overviews the main characteristics of electromechanical actuators; it analyses a linear actuator based on the sun.*

*Keywords: electromechanical actuator, ball screw transmission, roller screw transmission.*

В связи с развитием новых технологий, таких как увеличение срока активного существования, увеличения габаритов трансформируемых конструкций космических аппаратов и т. д., для изделий космического машиностроения требуется повышение тактико-технических и эксплуатационных характеристик: точности позиционирования, высокой осевой жесткости, высокого КПД [1].

К современным приводным устройствам предъявляются следующие требования:

- ресурс не менее 15 лет;
- уменьшение массы;
- точность позиционирования не более 0,005 мм;
- осевая жесткость не менее 10 Н/мкм;
- диапазон рабочих температур от минус 70 до плюс 70 °С;
- работоспособность в условиях вакуума;
- высокая надежность и долговечность [2].

Важнейший элемент электромеханического привода – исполнительный механизм.

Данная работа посвящена исполнительным механизмам, преобразующим вращательное движение от двигателя в поступательное движение выходного звена.

В современных электромеханических приводах целесообразно использовать винтовые механизмы качения, которые имеют высокие эксплуатационные параметры, в том числе высокий КПД, поэтому их применение позволяет существенно снизить массу привода, что особенно важно для летательных аппаратов.

К винтовым механизмам качения относятся шариковинтовые механизмы (ШВМ) и роликовинтовые механизмы (РВМ).

Основные критерии при выборе передач:

- погрешность не более 5 мкм;
- статическая грузоподъемность не менее 150 Н;
- линейная жесткость не менее 10 Н/мкм [3].

В связи с тенденцией увеличения размеров трансформируемых конструкций космических аппаратов

остро встает вопрос о создании механизмов, которые бы обеспечивали точную юстировку из пространственного положения. В качестве основного прецизионного элемента таких устройств представляется возможным использовать ШВП ввиду высокой жесткости и точности данной передачи.

В АО «ИСС» имени М. Ф. Решетнева» имеются разработки высокоточных линейных приводов для применения в составе сложных крупногабаритных развертываемых антенных систем.

В таблице приведены основные характеристики электромеханических приводов, спроектированных на базе ШВП и РВП.

Представленные характеристики приводов на базе ШВП и РВП позволяют повысить точность наведения антенных систем на уровне КА [4].

Роликовинтовые и шариковинтовые передачи применяются в авиастроении, космической промышленности, в обороне, в автомобилестроении, станкостроении, медицине, измерительном оборудовании, лазерных установках, робототехнике, химической промышленности и в другом высокотехнологичном оборудовании [5].

В процессе работы был проведен механический анализ линейного привода. Данный анализ производился на конечно-элементной модели привода с использованием системы автоматизированного проектирования. Привод рассчитывался на следующие механические воздействия: статические и динамические. Были рассчитаны максимальные напряжения при механических воздействиях и определены минимальные запасы прочности.

Проведенный расчет и анализ результатов показали, что основные силовые элементы конструкции привода условиям прочности удовлетворяют.

Из вышесказанного можно сделать вывод, что наиболее перспективными передачами, используемыми в высокоточных линейных приводах, являются шариковинтовые передачи.

**Основные характеристики электромеханических приводов**

Параметр	Привод спроектирован на базе ШВП	Привод спроектирован на базе РВП
Рабочий ход вдоль продольной оси	± 25 мм	± 25 мм
Максимальная погрешность позиционирования вдоль продольной оси	не более 0,002 мм	не более 0,005 мм
Линейная жесткость вдоль продольной оси	не менее 10 Н/мкм	не менее 10 Н/мкм

Применение в высокоточных приводах позволит повысить тактико-технические и эксплуатационные характеристики: погрешность позиционирования, осевую жесткость.

#### Библиографические ссылки

1. Чеботарев В. Е., Косенко В. Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения : учеб. пособие / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2011. 488 с.
2. Турпаев А. И. Винтовые механизмы и передачи. М. : Машиностроение, 1982. 224 с.
3. Важнейший элемент электромеханического привода [Электронный ресурс]. URL <http://izvuzmash.ru/articles/37/37.pdf> (Дата обращения 15.02.2016).
4. Роликовинтовые и шариковинтовые передачи [Электронный ресурс]. URL <http://www.rvpberg.ru/> (Дата обращения 10.03.2016).
5. Чуйкина Л. В., Порпылев В. Г., Чуйкин Д. О. Тенденции развития приводов раскрытия // Решетневские чтения. Красноярск, 2010. Ч. 1. С. 93–94.

#### References

1. Chebotarev V. E., Kosenko V. E. *Osnovy proektirovaniya kosmicheskikh apparatov informatsionnogo obespecheniya*. [Bases of design of satellites of information support]. Krasnoyarsk, Sib. gos. aerokosmich. un-t publ. 2011. 488 p.
2. Turpan A. I. *Vintovye mekhanizmy i peredachi*. [Screw mechanisms and transmissions]. M. : Engineering, 1982. 224 p.
3. *Vazhneyshiy element elektromekhanicheskogo privoda* [The most important element of an electromechanical drive]. Available at: <http://izvuzmash.ru/articles/37/37.pdf> (reference date 15.02.2016).
4. *Rolikovintovye i sharikovintovye peredachi* [Roller and ball screws] Available at: <http://www.rvpberg.ru/> (reference date 03.10.2016).
5. Tchouikina L. V., Porpylev V. G., Chuykin D. O. *Tendentsii razvitiya privodov raskrytiya* [Trends in the development of actuators disclosure] // Reshetnev readings. Krasnoyarsk 2010. P. 93–94.

© Хадкевич Т. Г., Токарев А. В., Уланов Р. О., 2016

УДК: 629.7.018.4:620.178.3

### АЛГОРИТМ ОБРАБОТКИ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ДАННЫХ АКУСТИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

В. И. Халиманович, Е. А. Лысенко, Н. В. Матюха

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва  
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52  
E-mail: mla340@iss-reshetnev.ru

*Предлагаются алгоритм обработки экспериментальных данных акустических испытаний космического аппарата в реверберационной камере и метод борьбы с регулярными промышленными помехами в случайном широкополосном сигнале отклика.*

*Ключевые слова: выборка, реверберационная камера, регулярная помеха, спектр, спектральная плотность мощности, эргодичность.*

### THE ALGORITHM OF PROCESSING EXPERIMENTAL DATA OF SPACECRAFT ACOUSTIC TESTING

V. I. Halimanovich, E. A. Lysenko, N. V. Matjuha

JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems  
52, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation  
E-mail: mla340@iss-reshetnev.ru

*The paper proposes an algorithm of spacecraft acoustic test experimental data processing in reverberation chamber and the method of reduction of regular industrial noise in a broadband random signal of the response.*

*Key words: sample, reverberation chamber, regular noise, range, power spectrum density, ergodicity.*

Отклик конструкций космических аппаратов (КА) на управляемое акустическое воздействие оценивают по сигналам, получаемым от акселерометров и микрофонов, установленных в различных точках КА и

реверберационной камеры. Результатом обработки являются спектральные плотности мощности (СПМ) и взаимные спектры анализируемых широкополосных случайных сигналов в заданном диапазоне частот.

Сигнал пропускается через анти-алайзинговые фильтры, чтобы удовлетворить условию теоремы Котельникова [7], затем дискретизируется с помощью аналого-цифрового преобразователя и делится на одинаковые группы цифровых последовательностей (выборки) [4].

Формула для вычисления СПМ выборки дискретизированного сигнала имеет вид

$$W(\omega_k) = \frac{\tau}{N} \left| \sum_{n=0}^{N-1} O(n\tau) x(n\tau) \exp\left(-2\pi i \frac{nk}{T}\right) \right|^2,$$

где для  $k = 1, 0, \dots, N/2$ ,  $O(n\tau)$  – некоторая дискретная функция окна.

В сигналах случайных вибраций космических аппаратов могут присутствовать регулярные помехи, которые приводят к появлению на графиках СПМ ложных резонансных пиков.

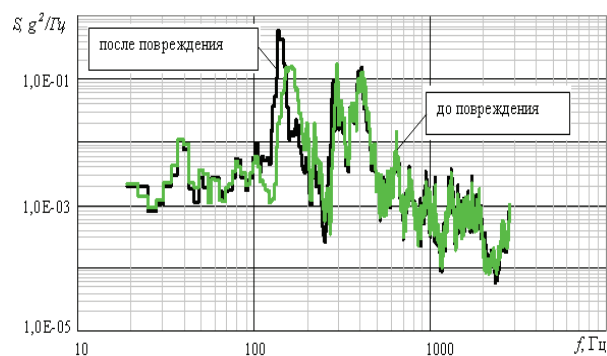
Сигнал  $X(t)$ , подлежащий обработке, представляет собой сумму стационарного случайного сигнала (полезный сигнал) и периодического сигнала (помеха) [1; 2]. Способ борьбы с регулярной помехой в случайном сигнале заключается в следующем [3]:

– весь исследуемый процесс разбивается на  $N$  пар выборок. Вычисляются спектры всех выборок  $S_n(\omega_k)$  на дискретном ряде частот  $\omega_k$ , по формулам дискретного преобразования Фурье;

– для дискретного ряда частот на множестве всех пар выборок вычисляется функция СПМ без помех:

$$W^*(\omega_k) = \frac{1}{N} \left( \left| \sum_{n=0}^{N-1} S_n(\omega_k) \right|^2 - \left| \sum_{n=0}^{N-1} S_n(\omega_k) S_{n+1}^*(\omega_k) \right| \right),$$

где  $S_n(\omega_k) S_{n+1}^*(\omega_k)$  – взаимная СПМ в соседних выборках [8].



СПМ колебаний сотопанели КА «Экспресс АМ5» ИКМ при акустическом воздействии

Предлагаемые алгоритмы вычисления СПМ позволили выявить ряд конструкторских и технологических дефектов при экспериментальной отработке путём сопоставления СПМ откликов датчика ускорения на широкополосное возбуждение случайных колебаний в реверберационной камере «РК 660» (см. рисунок) [5; 6].

## Библиографические ссылки

1. Бендат Дж., Пирсол А. Прикладной анализ случайных данных : пер. с англ. М. : Мир, 1989. С. 540.
2. Виленкин С. Я. Статистическая обработка результатов исследования случайных функций. М. : Энергия, 1979. 320 с.
3. Лысенко Е. А., Дрыжак В. Б., Матюха Н. В. Борьба с регулярной помехой при вычислениях спектров случайных сигналов // Изв. высш. учеб. заведений. Физика. Томск, 2013. Т. 55, № 9/13. С. 151–154.
4. Марпл-мл. С. Л. Цифровой спектральный анализ и его приложения : пер. с англ. М. : Мир, 1990. 584 с.
5. Халиманович В. И., Шатров А. К., Лысенко Е. А., Евтифьев М. Е. Выявление дефектов космических аппаратов в процессах испытаний на вибрационные и акустические воздействия в испытательной лаборатории // Вестник СибГАУ. 2005. № 6. С. 174–178.
6. Джафаров С. Ф., Алиев Р. Я. Сравнительный анализ и применение систем вибромониторинга и вибродиагностики // Изв. вузов Азербайджана. 2004. № 3. С. 45–48.
7. Корн Т., Корн Т. Справочник по математике для научных работников и инженеров. СПб. : Лань, 2003. 832 с.
8. Вибрации в технике : справочник : в 6 т. / В. Н. Челомей (пред.). Т. 5. Измерения и испытания / под ред. М. Д. Генкина. М. : Машиностроение, 1981. 496 с.

## References

1. Bendat J., Pirsol A. Prikladnoj analiz sluchajnih dannyh. M. : Mir, 1989. P. 540.
2. Vilenkin S. Ja. Statcheskaja obrabotka rezul'tatov issledovanija sluchajny funkciyh. M. : Jenergija, 1979. 320 p.
3. Lysenko E. A., Dryzhak V. B., Matjuha N. V. Bor'ba s regul'arnoj pomehoj pri vychislenijah spektrov sluchajnyh signalov // Izv. vyssh. ucheb. zavedenij. Fizika. Tomsk, 2013. Vol. 55, № 9/13. P. 151–154.
4. Marpl-ml. S. L. Cifrovoj spektral'nyj analiz i ego prilozhenija. M. : Mir, 1990. 584 p.
5. Halimanovich V. I., Shatrov A. K., Lysenko E. A., Evtif'ev M. E. Vyjavlenie defektov kosmicheskikh apparatov v processah ispytanij na vibracionnye i akusticheskie vozdejstviya v ispolnitel'noj laboratorii // Vestnik SibGAU. 2005. № 6. P. 174–178.
6. Dzhafarov S. F., Aliev R. Ja. Sravnitel'nyj analiz i primenenie sistem vibromonitoringa i vibrodiagnostiki // Izv. vuzov Azerbajdzana. 2004. № 3. P. 45–48.
7. Korn T., Korn T. Spravochnik po matematike dlja nauchnih rabotnikov i indzhenerov. SPb. : Lan', 2003. 832 p.
8. Vibracii v tehnikе: Spravochnik. V 6 t. / red. sovet V. N. Chelomej (pred.). M. : Mashinostrojenie, 1981. Vol. 5. Izmerenija i ispatanija / pod red. M. D. Genkina. 1981. 496 p.

© Халиманович В. И., Лысенко Е. А., Матюха Н. В., 2016

## РАСКРЫТИЕ ЭЛЕМЕНТОВ УСТРОЙСТВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПРИ ПОМОЩИ ГИБКОЙ ЛЕНТОЧНОЙ ШТАНГИ

Е. В. Чубенко<sup>1</sup>, И. В. Трифанов<sup>2</sup>

<sup>1</sup>АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва  
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52

<sup>2</sup>Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: chubenko@iss-reshetnev.ru

*Данная работа посвящена перспективному решению в области крупногабаритных трансформируемых конструкций для космических аппаратов с солнечным парусом и способу его раскрытия.*

*Ключевые слова: солнечный парус, гибкая ленточная штанга, трансформируемая конструкция, способ раскрытия.*

## DEPLOYMENT OF SPACECRAFT ELEMENTS BY APPLYING FLEXIBLE RIBBON BOOM

E. V. Chubenko<sup>1</sup>, I. V. Trifanov<sup>2</sup>

<sup>1</sup>JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems  
52, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation

<sup>2</sup>Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: chubenko@iss-reshetnev.ru

*The research describes the promising solutions in large-size convertible constructions for spacecraft with solar sail and the way of its deployment.*

*Keywords: Solar sail, a belt profile, convertible design, the method of disclosure.*

В настоящее время ряд ведущих мировых космических держав проводят исследования и проектные разработки для создания миссий к планетам Солнечной системы. В качестве приоритетных путей решения поставленной задачи, учитывая требования снижения стоимости миссий, высокой энергоёмкости для дальних перелетов и снижения массы космического аппарата в целом, перспективным является использование новых физических принципов движения в космическом пространстве [1]. Одним из таких принципов является создание космических аппаратов (КА) с солнечным парусом – двигательной установки малой тяги. В основе подобной двигательной установки лежит принцип движения КА под действием давления, созданного отражением солнечного света от поверхности паруса [2]. Основным направлением применения солнечного паруса является его использование на малых КА, масса которых не превышает десятки килограммов, где использование любой другой двигательной установки не представляется возможным, главным образом по причине минимально возможной массы, которая может превышать массу самого КА. Масса солнечного паруса определяется главным образом его площадью (в зависимости от необходимого значения тяги) и выбором материала паруса с учетом требований по температуре, коэффициенту излучения и прочностных характеристик [3].

Кроме отработки технологии изготовления и укладки в минимальный объем полотна, снижения массы

конструкции, минимальных затрат при максимальной эффективности и многих других задач не менее актуальной проблемой является определение эффективного способа раскрытия полотна солнечного паруса [4]. К одному из таких способов следует отнести предлагаемый вариант раскрытия полотна солнечного паруса гибкими элементами [5]. В его основе лежит создание движения только за счет запасенных собственных упругих сил гибкого элемента.

К главным преимуществам данного варианта следует отнести:

- высокий коэффициент развертывания – отношение размеров конструкции в развернутом и сложенном положениях;
- низкие удельно-массовые показатели (определяются выбором упругого композиционного материала: стеклопластик, органоластик, углепластик);
- простая кинематическая схема ввиду отсутствия многосвязных элементов и, как следствие, более высокая надежность механизма раскрытия в целом.

С учетом приведенных выше преимуществ одной из важных задач является выбор наиболее полно отвечающего поставленным задачам конструкторского решения для гибкого исполнительного элемента как средства раскрытия.

Наиболее подходящим для решения подобных задач на сегодняшний день является применение в качестве гибкого элемента ленточных штанг с незамкнутым профилем (рис. 1).



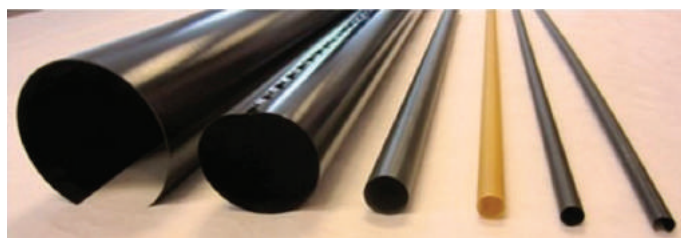


Рис. 1. Варианты незамкнутых ленточных штанг с различной степенью перекрытия кромок



Рис. 2. Ленточная штанга замкнутого «чечевичного» типа

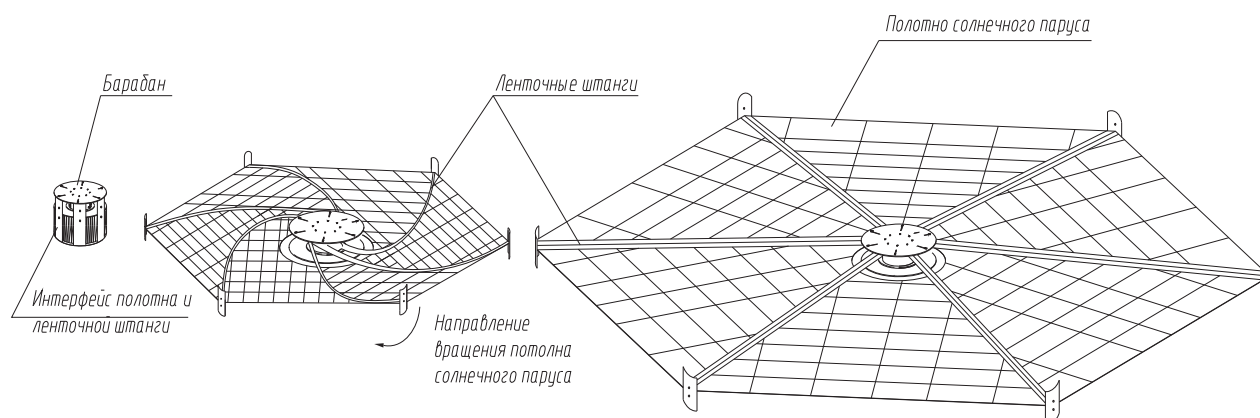


Рис. 3. Этапы раскрытия полотна солнечного паруса при помощи ленточных штанг

В качестве альтернативного варианта исполнения гибкой ленточной штанги для повышения жестких характеристик на изгиб и кручение может быть выбран вариант замкнутого профиля «чечевичного» типа (рис. 2).

Способ раскрытия полотна солнечного паруса за счет упругих сил ленточной штанги заключается в следующем: ленточная штанга в плоском состоянии наматывается на барабан силовой конструкции; один конец штанги крепится к барабану; интерфейс между полотном и штангой выполнен в виде заделок, обеспечивающих их жесткое сцепление. В процессе раскрытия под действием запасенных в ленточной штанге упругих сил происходит ее сматывание с барабана – переход из плоского состояния в сформированное сечение; сматывание организовано в виде вращения штанги вокруг барабана и как следствие – равномерного разворачивания полотна. Процесс раскрытия условно изображен на рис. 3.

Подобные гибкие ленточные штанги замкнутого типа являются относительно новым техническим решением и не получили широкого изучения в рамках опытно-конструкторских работ отечественных предприятий космической отрасли, а также не использовались ранее как способ раскрытия полотна солнечного паруса и требуют определения оптимальных геометрических параметров из условия максимальных жестких характеристик, анализа вариантов материала для изготовления, исходя из максимальной запасенной упругой энергии в сложенном состоянии.

#### Библиографические ссылки

1. Грихилес В. А., Орлов П. П. Солнечная энергия и космические полеты. М. : Наука, 1984. 216 с.
2. Поляхова Е. Н. Введение в теорию солнечного паруса. М. : Кн. дом «Либроком», 2010. 112 с.
3. Поляхова Е. Н. Космический полет с солнечным парусом. М. : Наука. 1986. 304 с.
4. Центробежные бескаркасные крупногабаритные космические конструкции / Г. Г. Райкунов, В. А. Комков, В. М. Мельников, Б. Н. Харлов. М. : Физматлит, 2009. 448 с.
5. Формируемые центробежными силами солнечные батареи / В. А. Комков, В. М. Мельников, Б. Н. Харлов. М. : Черос, 2007. 188 с.

#### References

1. Solnechnaya energiya i kosmicheskie polety / V. A. Grikhiles, P. P. Orlov. M. : Nauka, 1984. 216 p.
2. Polyakhova E. N. Vvedenie v teoriyu solnechnogo parusa. M. : Knizhnyy dom «Librokom», 2010. 112 p.
3. Polyakhova E. N. Kosmicheskiy polet s solnechnym parusom. M. : Nauka. 1986. 304 p.
4. Tsentrobezhnye beskarkasnye krupnogabaritnye kosmicheskie konstruksii / G. G. Raykunov, V. A. Komkov, V. M. Mel'nikov, B. N. Kharlov. M. : Fizmatlit, 2009. 448 p.
5. Formiruemye tsentrobezhnyimi silami solnechnye batarei / V. A. Komkov, V. M. Mel'nikov, B. N. Kharlov. M. : Cheros, 2007. 188 p.

© Чубенко Е. В., Трифанов И. В., 2016

УДК 629.783

## НАЗЕМНАЯ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ОТРАБОТКА РАСКРЫВАЮЩЕГОСЯ СОЛНЕЧНОГО ОТРАЖАТЕЛЯ ДЛЯ НАНОСПУТНИКА «МАЯК» КЛАССА CUBESAT

А. Ю. Шаенко, М. С. Белокосков, М. П. Лавров, Д. И. Ефремов, А. М. Александров

Московский политехнический университет  
Российская Федерация, 107023, г. Москва, ул. Большая Семеновская, 38  
E-mail: ark4110@gmail.com

*Приводятся результаты изготовления и испытаний двух вариантов исполнения каркаса солнечного отражателя кубсата «Маяк» на основе пневматической конструкции и на основе упругих деформируемых металлических профилей. В ходе сравнительных испытаний двух представленных вариантов к реализации на космическом аппарате «Маяк» рекомендован вариант на основе упругих деформируемых металлических профилей.*

*Ключевые слова: крупногабаритная раскрывающаяся космическая конструкция, солнечный отражатель, проект «Маяк», Cubesat, кубсат.*

## GROUND TESTS OF DEPLOYABLE SOLAR REFLECTOR FOR MAYAK CUBESAT

A. Yu. Shaenko, M. S. Belokoskov, M. P. Lavrov, D. I. Efremov, A. M. Alexandrov

Moscow Polytechnic University  
38, Bolshaya Semenovskaya Street, Moscow, 107023, Russian Federation  
E-mail: ark4110@gmail.com

*This paper presents results of ground tests of Mayak cubesat solar reflector design - with pneumatic and thin-walled furlable support structures. Only furlable support structure has successfully passed through comparison tests and has been recommended for practical realization.*

*Keywords: deployable space structures, solar reflector, Mayak project, Cubesat.*

Космические аппараты нано-класса, выполненные в формате «кубсат» (CubeSat) [1], все шире применяются и для коммерческих приложений, и для обучения студентов и школьников, а также для научных исследований [2].

Формат кубсата вместе с облегчением возможности интеграции космического аппарата (КА) на ракету-носитель (РН) накладывает ряд ограничений на геометрические размеры, массу и состав бортового оборудования, что не позволяет использовать на борту токсичные и взрывоопасные вещества и сосуды высокого давления.

Кубсат «Маяк» [3], разрабатываемый в Московском политехническом университете и допущенный к запуску на РН «Союз-2.1а» попутной полезной нагрузкой совместно КА «Канопус-В-ИК», выполнен в соответствии с описанными требованиями. Цель его создания – популяризация космической деятельности среди молодежи России и мира путем привлечения к практическому созданию спутников, а также выполнение ряда научных и технологических экспериментов. Полезной нагрузкой «Маяка» является раскрываемый солнечный отражатель, представляющий собой в рабочем положении правильный тетраэдр с ребром 3 метра, состоящий из каркаса и светоотражающей пленки.

В ходе работ по проекту «Маяк» было предложено два варианта исполнения раскрывающегося каркаса – пневматический и механический.

В случае пневматического каркаса ребра формируются из замкнутых полостей, заполняемых газооб-

разными продуктами термического разложения карбоната аммония, смесью углекислого газа, аммиака и воды. Данный реагент нетоксичен, что позволяет использовать его на борту кубсата.

В случае механического каркаса ребра формируются из упругих деформируемых профилей с незамкнутым сечением, способных уплощаться при приложении сжимающей нагрузки поперек продольной оси профиля. Подобный принцип построения раскрывающихся космических конструкций широко применяется на практике, например, он использовался для создания каркаса солнечного паруса на космическом аппарате LightSail-1 [4].

Результаты испытаний позволили выявить следующие недостатки пневматической конструкции каркаса:

- газообразные продукты разложения карбоната аммония после попадания в замкнутую полость пневматического каркаса охлаждаются и испытывают обратное химическое превращение в твердое вещество, не создавая давления;

- материал, используемый для создания пневматического каркаса, серийно выпускаемая полиэтилентерефталатная пленка ПЭТ, К, ОА 5×600, обладает существенной микропористостью. В большинстве случаев данный материал используется для создания матов экранно-вакуумной теплоизоляции (ЭВТИ), где наличие пор в материале является скорее преимуществом, однако это свойство не позволило использовать указанный материал для создания каркаса КА «Маяк».

Несмотря на более высокий коэффициент укладки пневматической конструкции, к реализации на космическом аппарате был принят вариант каркаса на основе упругих деформируемых профилей.

Каркас выполнен в виде трех упругих профилей, в транспортном положении намотанных на общий барабан параллельно друг другу со смещением. Барабан шарнирно закреплен внутри корпуса каркаса, представляющего собой прямоугольный параллелепипед с размерами 100 × 100 × 75 мм. Концы профилей выпущены за пределы корпуса через три профилированных отверстия таким образом, чтобы профили при полном сходе с барабана образовали три ребра правильного тетраэдра со стороной 3 м. Перевод каркаса из транспортного положения осуществляется за время не более 3 минут, при этом потребляемая мощность составляет не более 5 Вт.

По итогам сравнительных испытаний двух вариантов раскрывающегося каркаса отражателя к практической реализации на космическом аппарате «Маяк» был принят механический каркас из упругих деформируемых профилей с незамкнутым сечением.

#### Библиографические ссылки

1. CubeSat Design Specification Rev. 13. California State Polytechnic University. Источник проверен 04.09.201. URL: [http://cubesat.org/images/developers/cds\\_rev13\\_final2.pdf](http://cubesat.org/images/developers/cds_rev13_final2.pdf).
2. Cohen Barbara A., Sellar R. G., Staehle R. et al., eds. (2013). Lunar Flashlight: Mapping lunar surface volatiles using a CubeSat (PDF). Annual Meeting of the

Lunar Exploration Analysis Group (2013). NASA – SSERVI.

3. Шаенко А. Ю., Белокосков М. С., Недогарок А. А., Шпотя Д. А. Раскрывающийся солнечный отражатель для наноспутника «Маяк» класса Cubesat // Решетневские чтения. 2015. Т. 1, № 19. С. 143–144.

4. The Planetary Society. Projects: LightSail-Solar Sailing. Источник проверен 04.09.2015. URL: [http://www.planetary.org/programs/projects/solar\\_sailing/lightsail1.html](http://www.planetary.org/programs/projects/solar_sailing/lightsail1.html).

#### References

1. CubeSat Design Specification Rev. 13. California State Polytechnic University. Retrieved 04.09.2015. URL: [http://cubesat.org/images/developers/cds\\_rev13\\_final2.pdf](http://cubesat.org/images/developers/cds_rev13_final2.pdf)

2. Cohen Barbara A., Sellar R. G., Staehle R. et al., eds. (2013). Lunar Flashlight: Mapping lunar surface volatiles using a CubeSat (PDF). Annual Meeting of the Lunar Exploration Analysis Group (2013). NASA – SSERVI.

3. Shaenko A. Yu., Belokoskov M. S., Nedogarak A. A., Shpotya D. A. Deployable solar reflector for Mayak cubesat. Reshetnev readings, 2015. Vol. 1, № 19. P. 143–144.

4. The Planetary Society. Projects: LightSail-Solar Sailing. Retrieved 04.09.2015. URL: [http://www.planetary.org/programs/projects/solar\\_sailing/lightsail1.html](http://www.planetary.org/programs/projects/solar_sailing/lightsail1.html).

© Шаенко А. Ю., Белокосков М. С., Лавров М. П., Ефремов Д. И., Александров А. М., 2016

УДК629.09:629.78

### РАЗРАБОТКА ЭЛЕКТРОНАСОСНОГО АГРЕГАТА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА БАЗЕ МОДИФИКАЦИИ СУЩЕСТВУЮЩЕГО ДВИГАТЕЛЯ

З. А. Юдина, А. А. Логанов, Д. Б. Усманов

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва  
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52  
E-mail: office@iss-reshetnev.ru

*Описана разработка двухступенчатого электронасосного агрегата космического аппарата за счет модификации существующего двигателя.*

*Ключевые слова: электронасосный агрегат, система терморегулирования.*

### DEVELOPING SPACECRAFT ELECTRIC PUMP UNIT BY MODIFYING AN EXISTING ENGINE

Z. A. Yudina, A. A. Loganov, D. B. Usmanov

JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems  
52, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation  
E-mail: office@iss-reshetnev.ru

*The research focuses on development of a two-stage spacecraft electric pump unit by modifying an existing engine.*

*Key words: electric pump, thermal control system.*

Обеспечение теплового режима космического аппарата (КА) – одно из решающих условий его надежного функционирования. Эту задачу выполняет сис-

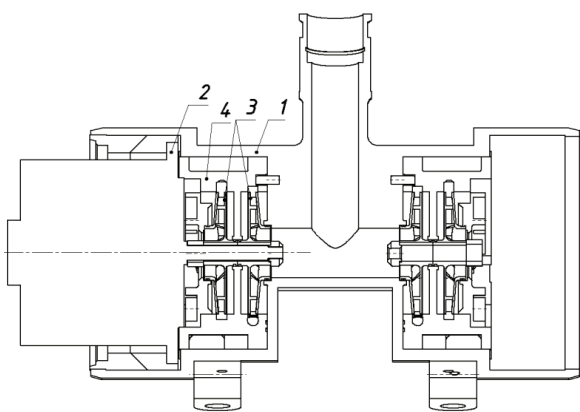
тема терморегулирования. Жидкостная система терморегулирования состоит из электронасосного агрегата (ЭНА) и жидкостного контура теплоносителя.

ЭНА обеспечивает принудительную циркуляцию жидкого теплоносителя и способствует обеспечению заданного диапазона рабочих температур космического аппарата [1].

Ранее ЭНА выполнялись по одноступенчатой схеме. Необходимость проектирования ЭНА по двухступенчатой схеме вызвана возрастающей мощностью полезной нагрузки, так как она требует более эффективного теплоотвода. Такая схема даёт выигрыш в суммарном КПД по сравнению с одноступенчатыми насосами с теми же расходно-напорными характеристиками и выигрыш по массе вследствие уменьшения проходного сечения трубопроводов гидравлического тракта при сохранении массового расхода жидкого теплоносителя [2].

Существует возможность сократить сроки разработки за счет создания различных вариантов двухступенчатых ЭНА на базе существующего корпуса. Это позволит создавать семейства электронасосных агрегатов, предназначенных для различных космических аппаратов. Средством создания таких семейств ЭНА с повышенным перепадом давления является модификация существующего двигателя.

В связи с изменением рабочих параметров появляется необходимость изменения внутренней компоновки, создания новых подвода и вставки, установочных размеров электродвигателя. Составной частью вставки является спиральный отвод рабочей жидкости, его расчет осуществляется по методике, изложенной в работе [3]. Проектирование насоса велось с учетом проектных и компоновочных ограничений, накладываемых в связи с тем, что корпус полностью заимствуется и остаётся неизменным. Кроме того, была необходимость обеспечить ряд гарантированных зазоров. Компоновка ЭНА и корпус заимствуются из существующего экспериментального ЭНА. Конструкторское решение защищено патентом [4]. На рисунке представлена компоновка ЭНА.



Вид ЭНА в разрезе:

1 – корпус; 2 – электродвигатель; 3 – крыльчатка; 4 – вставка

При расчетах использовалась теория подобия для нахождения основных параметров проектируемого

насоса, далее использовался метод проектного расчета ЭНА, изложенный в [5].

По результатам расчетов было установлено, что получившийся электронасосный агрегат имеет меньшую относительно прототипа массу и даёт выигрыш в суммарном КПД. Разработка ЭНА на базе модификации существующего двигателя позволяет сократить срок его изготовления.

#### Библиографические ссылки

1. Чеботарев В. Е., Косенко В. Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2011. 488 с.
2. Логанов А. А. Выбор критериев для оценки оптимальности конструктивных элементов электронасосного агрегата системы терморегулирования по результатам испытаний // Материалы Междунар. науч.-практ. конф. III Сибир. аэрокосм. салона / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2004. С. 84–89.
3. Логанов А. А., Овечкин Г. И. Методика определения момента электродвигателя при проектировании электронасосного агрегата системы терморегулирования // Материалы XVII Междунар. науч. конф., посвящ. памяти генер.конструктора ракет.-космич. систем акад. М. Ф. Решетнева / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2013. Ч. 1. С. 85–86.
4. Пат. 2274782 Российская Федерация, Электронасосный агрегат / Г. И. Овечкин, Л. М. Бородин, А. А. Логанов, и др. ; заявл. 21.01.2014.
5. Логанов А. А., Ямашев Э. М. Моделирование характеристик насосов системы терморегулирования // Изв. вузов. Приборостроение. 2011. Т. 54, № 4. С. 24–28.

#### References

1. Chebotarev V., Kosenko V. *Osnovy proektirovaniya kosmicheskikh apparatov informatsionnogo obespecheniya*. [Bases of spacecrafts design]. Krasnoyarsk, Sib.gos.univ. publ. 2011. 488 p. (In Russ.)
2. Loganov A. A. [The choise of evaluation criteria designs optimality termal systems electric pump of elements according to the results of the tests] // *Materialy Mezhdunar. nauch.-prakt. Conf. III Siborskogo aerokosm. salona*. Krasnoyarsk, SibGAU publ., 2004. P. 84–89 (In Russ.)
3. Loganov A. A. [Methodology of the design electric pump determining the engines moment] // *Materialy XV Mezhdunar. nauch. Konf. Posv.pamiaty gener. konstruktora rake/t.-kosm. sistem akad. M. F. Rechetneva*. Krasnoyarsk, 2013. P. 85–86 (In Russ.)
4. Ovechkin G. I., Borodin L. M., Loganov A. A., *Elektronasosny agregat* [Electric pump] Patent RF, no. 2274782, 2009.
5. Loganov A., Iamashev E. [The modeling termal systems electric pumps characteristics] *Isv. vuzov. Priborostroenie*. 2011. Vol. 54, № 4. P. 24–28

© Юдина З. А., Логанов А. А., Усманов Д. Б., 2016

УДК 629.783

## КОНСТРУКЦИИ НА ОСНОВЕ ВСПЕНЕННЫХ МЕТАЛЛОВ ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

В. Я. Геча<sup>1</sup>, В. Д. Позднякова<sup>1\*</sup>

Акционерное общество «Научно-производственная корпорация «Космические системы мониторинга, информационно-управляющие и электромеханические комплексы» имени А. Г. Иосифьяна»  
Российская Федерация, 107078, г. Москва, Хоромный тупик, дом 4, строение 1  
E-mail: vera.notolerance@gmail.com

*Представлено обоснование возможности применения пенометаллических сэндвич-панелей как конструкционного материала для создания несущих элементов КА, а также их преимущества перед используемыми в настоящий момент сотовыми алюминиевыми панелями.*

*Ключевые слова: вспененный алюминий, сэндвич-панели, несущие элементы конструкции, закладные элементы, космический аппарат, условия космического пространства.*

## CONSTRUCTIONS BASED ON FOAMED METAL FOR SPACECRAFT

V. Ya. Gecha<sup>1</sup>, V. D. Pozdnyakova<sup>1\*</sup>

Joint Stock Company «Research and Production Corporation «Space Monitoring Systems, Information & Control and Electromechanical Complexes» named after A.G. Iosifian»  
Russian Federation, 107078, Moscow, Khoromny tupik, 4/1  
E-mail: vera.notolerance@gmail.com

*The article presents the rationale for the possibility of applying sandwich panels based on foamed metal as a structural material for the creation of load-bearing elements of the spacecraft, as well as their advantages over the currently used honeycomb aluminum panels.*

*Keywords: aluminum foam, sandwich panels, load-bearing structural elements, embedded parts, spacecraft, space conditions.*

Как известно, корпуса современных отечественных космических аппаратов (КА) создаются преимущественно на основе металлических каркасных конструкций и сотовых алюминиевых панелей. Для таких аппаратов уже достигнуто оптимальное соотношение масса/прочность (жесткость), и их существенная модернизация невозможна. Вместе с тем при сегодняшней высокой стоимости единицы веса полезной нагрузки, выведенной на орбиту, остается актуальной проблема снижения веса основной конструкции до допустимого минимума [1; 2]. Также существуют проблемы обеспечения качества данных российских систем дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), обеспечения высокой степени защиты радиоэлектронной аппаратуры КА от естественного ионизирующего излучения космического пространства и воздействия метеоритных частиц, а также продления срока активного существования КА.

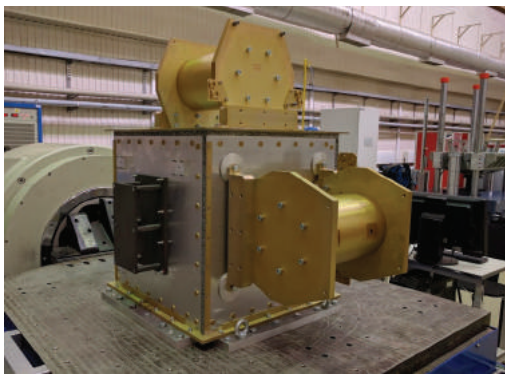
Одним из решений для дальнейшего улучшения характеристик КА может стать использование нового конструкционного материала на основе вспененного металла, удовлетворяющего многочисленным требованиям.

Вспененный алюминий обладает уникальной совокупностью свойств, привлекающей специалистов различных отраслей промышленности по всему миру. В настоящий момент вспененные металлы используются для самых разнообразных целей: от звукопо-

глощающих конструкций в строительстве до усиления брони военных ангаров и убежищ в районах боевых действий [3; 4]. Существует также несколько примеров применения вспененного алюминия в авиации и аэрокосмической отрасли [5; 6]. Кроме того, рассматривается применение вспененного алюминия при изготовлении элементов корпуса и конструкций КА, предназначенных для защиты от воздействия метеоритных частиц, а также для укрепления несущих конструкций спутников [7; 8]. Однако к настоящему моменту не было выявлено попыток отечественных или зарубежных специалистов аэрокосмической отрасли изготовить корпус космического аппарата из материалов на основе пенометалла.

Проведенные исследования и анализ свойств нового материала на основе вспененного алюминия (ПА) позволяют предположить возможность его успешного использования в качестве конструкционного материала для изготовления корпуса КА (см. рисунок).

Сравнительный анализ свойств материала на основе ПА и свойства сотовых панелей показал, что к преимуществам нового материала можно отнести более высокие удельную жесткость, прочностные характеристики и способность к защите от ионизирующего излучения, а также высокую демфирующую способность и относительную простоту механической обработки материала и технологических манипуляций с ним.



Динамический макет корпуса КА из пеноалюминиевых панелей с массо-габаритными имитаторами полезной нагрузки

Таким образом, использование пеноалюминиевых сэндвич-панелей в качестве конструкционного материала для корпуса КА позволяет:

- существенно снизить уровни ударных нагрузок на бортовые приборы космического аппарата и КА в целом при подрыве пиросредств на этапе отделения от ракеты-носителя за счет высокой способности ПА к поглощению вибраций;
- получать более точные результаты работы прецизионного бортового оборудования за счет общего снижения вибрационного фона на орбитальном участке;
- снизить массу несущей конструкции КА за счет отказа от каркасной силовой рамы из-за более высокой удельной жесткости, прочности при сжатии и изгибе и изотропности материала;
- повысить защиту КА от воздействия метеоритных частиц за счет высокой способности пеноалюминия к демпфированию ударов;
- повысить защиту КА от воздействия ионизирующего излучения космического пространства за счет общего увеличения плотности материала;
- снизить общее время изготовления, а также существенно снизить стоимость корпуса КА за счет уменьшения количества производственных этапов из-за отказа от силовой рамы и большей технологичности сэндвич-панелей по сравнению с сотовыми алюминиевыми панелями.

#### Библиографические ссылки

1. Space age in fiscal year 2001 / Eugene B. Konecni, Maxwell W. Hunter II, Robert F. Trapp // Proceedings of the IV AAS Goddard Memorial symposium 15–16 March, 1966. Washington DC.
2. Овчинников М. Ю. Малые мира сего // Компьютерра. 2007. № 15. С. 37–43.

3. Лепешкин И. А. Сэндвич-панели из вспененного алюминия. Перспективы применения // Известия МГТУ «МАМИ». 2010. № 1 (9). С. 136–147.

4. Thornton P. H., Magee C. L. The deformation of aluminium foams / Met. Trans. A. 1975. Vol. 6A, № 6. P. 1253–1263.

5. Крушенко Г. Г. Технологии и механизмы формирования пенометаллов и их применение в летательных аппаратах. II // Вестник СибГАУ. 2014. № 1 (53). С. 154–160.

6. John Banhart, Hans-Wolfgang Seeliger. Aluminium foam sandwich panels: manufacture, metallurgy and applications // AEM Special – Metfoam. Montreal, 2007. P. 1–25.

7. Grilec K., Maric G., Milos K. Aluminium foams in the design of transport means // Promet – Traffic&Transportation. 2012. Vol. 24, № 4. P. 295–301.

8. Banhart J. Manufacture, characterization and application of cellular metals and metal foams // Progress in materials science. 2001. Vol. 46. P. 559–623.

#### References

1. Space age in fiscal year 2001 / Eugene B. Konecni, Maxwell W. Hunter II, Robert F. Trapp // proceedings of the IV AAS Goddard Memorial symposium 15–16 March 1966. Washington DC.

2. Ovchinnikov M. Yu. *Malyemirasego* [Small spacecrafts] // Computerra. 2007. №15. P. 37–43 (In Russ.)

3. Lepeshkin I. A. *Sandvichpaneli iz vspennogo alyuminiya. Perspektivy primeneniya* [Sandwich panels based on foamed aluminum. Outlook application] // *Izvestiya MGTU «MAMI»*. 2010. № 1 (9). P. 136–147 (In Russ.)

4. Thornton P. H., Magee C. L. The deformation of aluminium foams // Met. Trans. A. 1975. Vol. 6A., № 6. P. 1253–1263.

5. Krushenko G. G. [Technologies and mechanisms of formation of metal foams and their applications in aircrafts. II] // *Vestnik SibGAU*. 2014. № 1 (53). P. 154–160 (In Russ.)

6. John Banhart, Hans-Wolfgang Seeliger. Aluminium foam sandwich panels: manufacture, metallurgy and applications // AEM Special – Metfoam. Montreal, 2007. P. 1–25.

7. Grilec K., Maric G., Milos K. Aluminium foams in the design of transport means // Promet – Traffic&Transportation. 2012. Vol. 24, № 4. P. 295–301.

8. Banhart J. Manufacture, characterization and application of cellular metals and metal foams // Progress in materials science. 2001. Vol. 46. P. 559–623.



**Секция**

**«ПРОЕКТИРОВАНИЕ, ПРОИЗВОДСТВО  
И ИСПЫТАНИЯ ДВИГАТЕЛЕЙ  
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ»**

УДК 621.45.044

**К ВОПРОСУ ПРОЕКТИРОВАНИЯ БОЛЬШЕРАЗМЕРНЫХ ДИАФРАГМ-РАЗДЕЛИТЕЛЕЙ**

Я. Ю. Бакулин, В. Ю. Журавлев

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
 Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
 E-mail: Bakulin.1992@yandex.ru

*Рассмотрены части существующих методик проектирования большеразмерных диафрагм-разделителей жидкостных ракетных двигателей. Изучены проблемы при проектировании данного типа диафрагм, а также рассмотрена возможность создания математической модели расчета.*

*Ключевые слова:* диафрагма-разделитель, ЖРД.

**TO THE ISSUE OF DESIGN OF LARGE DIAPHRAGMS-SEPARATOR**

Ya. Y. Bakulin, V. Yu. Zhuravlyov

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
 31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
 E-mail: Bakulin.1992@yandex.ru

*The article discusses parts of the existing methods of designing large diaphragm- separator of liquid rocket engines. The research studies the problem in the design of this type of diaphragms, as well as it considers a possibility of creating a mathematical model calculation.*

*Keywords:* diaphragm-separator LRE.

Развитие ракетно-космической техники требует обеспечения надежности функционирования жидкостных ракетных двигателей при увеличении их тяги и ресурса работы. Для гарантированного запуска и работы ракетного двигателя в условиях невесомости необходимо обеспечить бесперебойную подачу компонента в двигатель в жидкой фазе, что обеспечивается разделением жидкой и газообразной фаз механическим способом. Для решения данной задачи применяются металлические пластически выворачивающиеся разделители, вытесняющие компонент из бака [1].

Выворачивающиеся металлические разделители обеспечивают долговечность конструкции при контакте с химически активными компонентами топлива, они просты в конструктивном выполнении, технологичны, их весовые характеристики близки к характеристикам баков с неметаллическими разделителями.

Данный способ подачи компонентов топлива с успехом применяется как в базовых модулях, разгонных блоках ракетостроения, так и в системах ориентации, маневрирования и маршевых двигателях космических аппаратов.

Для решения поставленных задач определяющим фактором является количество полезной нагрузки, которую ракета может доставить до цели, или срок существования космического аппарата. Для решения поставленных задач необходимо иметь достаточное количество топлива в баках. Для этих целей создаются большеразмерные баки с диафрагмами с цилиндрическим участком образующей или с увеличенным размером в поперечном сечении свыше 500 мм [2].

Расчет оболочек конкретно такого типа еще не был исследован и описан ранее. Также отсутствует математическая модель, позволяющая точно опреде-

лять параметры при проектировании такого типа диафрагм.

Наиболее распространенной схемой при проектировании и реальном изготовлении баков с металлическими выворачивающимися разделителями является схема симметричного выворачивания при положительной деформации параллели. Кинематика процесса свободного выворачивания при положительной деформации параллели представляется как процесс перекачивания тора по поверхности разделителя в относительном движении. Деформируется только область торовой поверхности разделителя. Диафрагму-разделитель можно условно разделить на три зоны. Торovou поверхность называют зоной перекачивания, она делит оставшуюся часть разделителя на две зоны, перемещающиеся параллельно оси деформации в разных направлениях относительно друг друга. Процесс деформации осесимметричен, осесимметричны и связанные с ним перемещения. Поэтому возможно рассматривать процесс деформации в плоскости меридионального сечения, ограниченной осью симметрии.

Для моделирования процесса выворачивания разделителей была разработана программа, позволяющая подбирать начальную форму разделителя для любого типа осесимметричного бака [3]. При математическом расчете данных оболочек было отмечено, что на различных графиках зависимостей параметров выворачивания присутствуют участки с существенными изломами (см. рисунок), что свидетельствует об изменениях в математической модели параметров выворачивания на границах разных форм участков образующей. Также обнаружены расхождения математической модели, созданной для разделителей радиусом



до 300 мм, и параметров реальных процессов в разделителях радиусом более 500 мм.

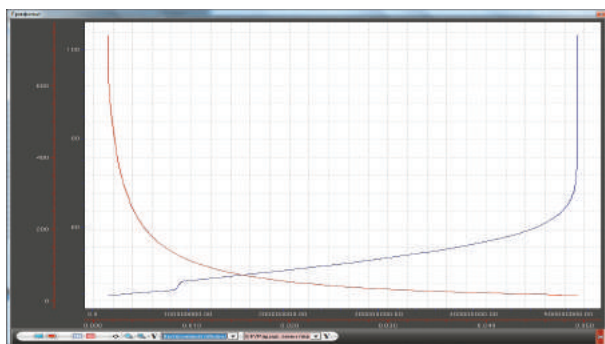


График зависимости параметров выворачивания

Данная работа направлена на анализ физической модели пластического выворачивания большеразмерных диафрагм и определение основных зависимостей и отличий параметров выворачивания и проектирования большеразмерных диафрагм от диафрагм малого радиуса.

#### Библиографические ссылки

1. Ефремов В. Н., Журавлев В. Ю., Якубович О. П. Разделители топливных баков с отрицательной де-

формацией параллели : монография / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2005. 95 с.

2. Кубриков М. В., Журавлев В. Ю. Проектирование диафрагм-разделителей удлиненных топливных баков // Вестник СибГАУ. 2010. № 4 (30). С. 105–108.

3. Ефремов В. Н., Журавлев В. Ю., Ефремов К. В., Мясников С. П. Математическая модель процесса выворачивания металлических разделителей топливных баков // Вестник СибГАУ. 2005. № 3. С. 127–129.

#### References

1. Efremov V. N., Zhuravlev V. Y., Yakubovich O. P. Separators fuel tanks with negative deformation parallel : monograph / Feder. Agency for Education, Reshetnev Siberian State Aerospace University. Krasnoyarsk, 2005. 95. p.

2. Kubrikov M. V., Zhuravlev V. Y. Designing diaphragm separator elongated fuel tanks // Vestnik of the Reshetnev Siberian State Aerospace University. 2010. № 4 (30). P. 105–108.

3. Efremov V. N., Zhuravlev V. Y., Efremov K. V., Myasnikov S. P. A mathematical model of a reversing metal separators of fuel tanks // Vestnik of the Reshetnev Siberian State Aerospace University. 2005. № 3. P. 127–129.

© Бакулин Я. Ю., Журавлев В. Ю., 2016

УДК 621.454

### ПЕРСПЕКТИВЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ КЛИНОВОЗДУШНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

А. М. Бегишев, А. С. Торгашин, А. П. Попова, М. В. Кубриков

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: Gidroponika@mail.ru

*Рассматриваются конструктивные особенности клиновоздушного ракетного двигателя. Выявлены его особенности, достоинства и недостатки. Проведен анализ конструкции двигателя и представлены его преимущества.*

*Ключевые слова:* клиновоздушный ракетный двигатель, тяга, сопло.

### PROSPECTS OF USING AEROSPIKE ENGINE

A. M. Begishev, A. S. Torgashin, A. P. Popova, M. V. Kubrikov

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochoy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: Gidroponika@mail.ru

*The research describes design features of aerospike engine. Specific properties, dignity, disadvantages of the engine are identified. The article analyses engine design and it proposes its advantages.*

*Keywords:* aerospike engine, engine thrust, nozzle.

Клиновоздушный ракетный двигатель (КВРД) – это тип жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) с клиновидным соплом, особенностью которого является поддержание аэродинамической эффективности в

широком диапазоне высот при разном давлении атмосферы над поверхностью Земли [1].

КВРД принадлежит к классу ракетных двигателей, сопла которых способны изменять давление исте-

кающей газовой струи в зависимости от изменения атмосферного давления, происходящего из-за набора высоты, в результате этого используется меньше топлива на низких высотах (25–30 %), где, как правило, требуется наибольшая тяга [2].

Основными преимуществами КВРД перед обычным ракетным двигателем являются:

- 1) нормализация потока в необходимом направлении, благодаря колоколообразной конструкции сопла;
- 2) максимизация тяги, путем преобразования движущей струи в нужном направлении позади двигателя.

Недостатками такого ракетного двигателя являются:

- 1) большой вес центрального выступа;
- 2) неэффективность на различных высотах;
- 3) необходимость введения дополнительного охлаждения (в результате имеющейся большой охлаждаемой площади могут снизиться теоретические уровни давления на сопло);
- 4) относительно плохая производительность при скоростях 1-3М [1–3].

Проблема эффективности клиновоздушного ракетного двигателя на различных высотах разрешается следующим образом: в двигателе используется клиновидный выступ выхлопа, вокруг которого устанавливается ряд камер сгорания вместо одной точки в виде небольшого отверстия в центре сопла. Одну из сторон виртуального сопла формирует клин, в то время как другая часть формируется в ходе полета проходящим потоком воздуха. Название этого двигателя – «двигатель аэропайк» – и обуславливает его первоначальное название [2–3].

Основная идея конструкции двигателя состоит в том, что на малой высоте атмосферное давление прижимает отработанный газ к выступающему клину. Затем рециркуляция в основании клина поднимает давление до значения окружающей атмосферы. В силу такой конструкции тяга не достигает предельно возможных значений, но и не претерпевает падения, в отличие от конструкции нижней части традиционного сопла из-за частичного вакуума. По мере того как аппарат достигает большей высоты, сдерживающее реактивную струю двигателя окружающее давление уменьшается, при этом падает давление на верхнюю часть двигателя, что сохраняет его эффективность неизменной, несмотря на то, что окружающее давление падает практически до нуля, зона рециркуляции сохраняет давление на основании клина до величин, сравнимых с давлением атмосферы у поверхности Земли, в то время как верхняя часть клина находится практически в вакууме. Это компенсирует падение окружающего давления, создавая дополнительную тягу с ростом высоты. В целом эффект сравним с традиционным соплом, которое имеет способность расширяться с увеличением высоты. В теории клиновоздушный двигатель несколько менее эффективен по сравнению с традиционным соплом, спроектированным для заданной высоты, и по сравнению с ним более эффективен для любой другой высоты [3–4].

Существует несколько модификаций этой конструкции, которые отличаются по их форме:

- а) конструкция с тороидальным клином (центральная часть имеет форму сужающегося конуса, по

краям осуществляется концентрический выход реактивных газов);

- б) конструкция с плоским клином (центральный выступ состоит из центральной пластины, имеющей сужение в конце, с двумя реактивными струями, которые распространяются по внешним поверхностям пластины).

Клиновоздушные ракетные двигатели рассматривались на протяжении длительного времени в качестве основного варианта для одноступенчатых космических систем. Двигатели этого типа были серьезным претендентом на использование в качестве основных двигателей на МТКК «Спейс шаттл» при его создании, но в то же время ни одного двигателя этого типа не используется и не производится. Наиболее удачные варианты находятся в стадии доводочных работ [3–5].

### Библиографические ссылки

1. Клиновоздушный ракетный двигатель [Электронный ресурс]. URL: <https://ru.wikipedia.org> (дата обращения: 23.09.2016).
2. Клиновоздушный ракетный двигатель [Электронный ресурс]. URL: [http://dvigateli.vsesekreti.net/m\\_klinovozdushniy-raketniy-dvigatel.htm](http://dvigateli.vsesekreti.net/m_klinovozdushniy-raketniy-dvigatel.htm) (дата обращения: 23.09.2016).
3. Тимнат И. Ракетные двигатели на химическом топливе : пер. с англ. М. : Мир, 1990. 294 с.
4. Военное обозрение. Академия РВСН о создании комбинированного воздушно-ракетного двигателя [Электронный ресурс]. URL: <https://topwar.ru/83830-akademija-rvsn-obyavila-o-sozdanii-kombinirovannogo-vozdushno-raketnogodvigatelya.html> (дата обращения: 23.09.2016)
5. Алемасов В. Е., Дрегалин А. Ф., Тишин А. П. Теория ракетных двигателей. М. : Машиностроение, 1989. 464 с.

### References

1. Klinovozdushnyj raketnyj dvigatel' [Aerospike engine]. Available at: <https://ru.wikipedia.org> (accessed: 23.09.2016). (In Russ.)
2. Timnat I. Raketnye dvigateli na himicheskom toplive [Rocket engines on chemical fuel]. M. : Mir, 1990. 294 p.
3. Klinovozdushnyj raketnyj dvigatel' [Aerospike engine]. Available at: [http://dvigateli.vsesekreti.net/m\\_klinovozdushniy-raketniy-dvigatel.htm](http://dvigateli.vsesekreti.net/m_klinovozdushniy-raketniy-dvigatel.htm) (accessed: 23.09.2016) (In Russ.)
4. Voennoe obozrenie. Akademija RVSN o sozdanii kombinirovannogo vozdushno-raketnogo dvigatelja [Military review. Academy of the strategic missile forces on the establishment of a combined air-rocket engine]. Available at: <https://topwar.ru/83830-akademija-rvsn-obyavila-o-sozdanii-kombinirovannogo-vozdushno-raketnogodvigatelya.html> (accessed: 23.09.2016) (In Russ.)
5. Alemasov V. E., Dregalin A. F., Tishin A. P. Teorija raketnyh dvigatelej [Theory of rocket engines]. M. : Mashinostroenie, 1989. 464 p.

© Бегишев А. М., Торгашин А. С., Попова А. П., Кубриков М. В., 2016

УДК.621.454

## МЕТОДИКА РАСЧЕТА ОХЛАЖДЕНИЯ КАМЕРЫ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ С СОПЛОВЫМ НАСАДКОМ

А. М. Бегишев, А. С. Торгашин, А. Ю. Леонгард, В. П. Назаров

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: alex-beg95@mail.ru

*Авторы исследуют особенности и методику, позволяющую произвести расчет охлаждения камеры ЖРД с сопловым насадком радиационного охлаждения.*

*Ключевые слова: охлаждение, сопловой насадок, методика расчета.*

## METHODOLOGY OF CALCULATING COOLING CHAMBER OF ROCKET ENGINE LAUNCHERS FROM THE SUPPLY NOZZLE

A. M. Begishev, A. S. Torgashin, A. U. Leongard, V. P. Nazarov

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochoy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: alex-beg95@mail.ru

*The authors investigate the characteristics and methodology used in the calculation of the cooling chamber of rocket engine launchers from the supply nozzle radioactive cooling.*

*Keywords: cooling, nozzle attachments, method of calculation*

Защита стенок камеры ЖРД от опасного перегрева – одна из самых важных и сложных проблем ракетной техники. Сложность проблемы защиты стенок современных ЖРД связана с тем, что продукты сгорания имеют высокие температуры – до 3 500–45 00 К, давление 15 МПа и выше и скорости движения 1 000–1 300 м/с, в связи с чем имеют место очень большие удельные тепловые потоки. В соответствии с основными понятиями теории теплообмена тепловой поток, передаваемый от газа в стенку, в общем случае складывается из конвективного и лучистого тепловых потоков. При этом нужно отметить, что максимум теплового потока, главным образом из-за влияния лучистой части, достигается в дозвуковой части сопла вблизи критического сечения, характер распределения и величина суммарного теплового потока в основном определяются конвективной составляющей, и наиболее напряженным местом является входная часть сопла и особенно область критического сечения [1].

Для предупреждения опасного перегрева силовой оболочки камеры двигателя и защиты ее от разрушения в современных ЖРД применяют теплозащиту: наружное проточное; внутреннее; транспирационное (испарительное) охлаждение стенок; радиационное охлаждение стенки; теплозащитные термостойкие покрытия; теплозащитные аблирующие покрытия; емкостное охлаждение. В большинстве случаев методы защиты применяются комплексно, совместно дополняя друг друга [2].

Анализируя тепловые потоки по длине камеры ЖРД, имеем, что вследствие того, что в камере сгорания и, особенно в области критического сечения, тепловые потоки во много раз выше, рациональнее всего использовать проточное наружное охлаждение совместно с внутренним. Однако по мере расширения со-

пла, тепловой поток уменьшается, что позволяет использовать другие методы охлаждения. Например, радиационное охлаждение. С целью уменьшения массы двигательной установки в соплах с большой степенью расширения тепловые потоки понижаются до того состояния, что теплообмен можно осуществить излучением теплоты стенкой в пространство, или, другими словами, вполне рационально и приемлемо использование радиационного охлаждения. Причем тепловое излучение стенки будет тем интенсивнее, чем выше ее допускаемая температура. Расчет состоит из нахождения величины теплового потока, не приводящего к деформации в течение времени работы двигателя. Иначе говоря, на установившемся режиме необходимо вычислить температуру стенки, достигнувшей равновесного значения  $T_{стр.р.}$  с учетом практически одинаковой толщины. Уравнение баланса передаваемого тепла выглядит следующим образом:

$$\alpha_z (T_e - T_{стр.р.}) \Omega_{вн} = \varepsilon_{ст} \sigma \left( \frac{T_{стр.р.}}{100} \right)^4 \Omega_{нар},$$

где  $\varepsilon_{ст}$  – интегральная часть степени черноты наружной стенки, зависящая от материала и состояния поверхности. Из данного уравнения может быть найдено значение  $T_{стр.р.}$ . Значения  $T_{стр.р.}$  существенно зависят от  $\varepsilon_{ст}$ , снижаясь при ее увеличении. Рост давления в камере сгорания, увеличивающий тепловой поток в стенки, приводит к росту  $T_{стр.р.}$ . В камерах ЖРД стоит выполнять концевые участки расширяющегося сопла из тугоплавких материалов с высокими значениями  $\varepsilon_{ст}$  [3].

Стоит учитывать, что помимо основного ограничения по давлению имеется еще одно ограничение: для лучшего отвода тепла желательно размещение

охлаждаемого элемента вне конструкции летательного аппарата. Из этого следует необходимость сочетания в используемом материале компонентов, обладающих большой жаропрочностью, высокой степенью черноты и хорошей обрабатываемостью. Например, ниобиевых, молибденовых сплавов или жаростойких покрытий, допускающих нагрев до 1 300–1 500 °K [4].

Очевидно, что данный метод охлаждения уже использовался или планируется к использованию. Например, в посадочном модуле космического корабля «Аполлон» или планируемой модификации ракетного двигателя КВД-1. Рассмотрим последний, для него используется насадок радиационного охлаждения (НРО) из УУКМ (углерод-углеродный композиционный материал), и для его надежного охлаждения применяется внутреннее (завесное) охлаждение водородом, поступающим из турбины бустерного агрегата в тракт низкого давления. Нагретый в этом тракте водород вдувается внутрь сопла и улучшает охлаждение НРО [5].

Подводя итог, можно сказать, что расчет радиационного охлаждения обладает некоторыми особенностями, отличающими его от других методов.

#### Библиографические ссылки

1. Васильев А. П., Кудрявцев В. М., Кузнецов В. А. и др. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей. М., 1983. 703 с.

2. Алемасов В. Е., Дрегалин А. Ф., Тишин А. П. Теория ракетных двигателей. М. : Машиностроение, 1980. 535 с.

3. Гахун Г. Г. Конструкция и проектирование жидкостных ракетных двигателей. М., 1989. 424 с.

4. Ракетные двигатели / М. Баррер, А. Жомотт, Б. Ф. Вебе и др. М. : Оборонгиз, 1962. 801 с.

5. Официальный сайт КБХМ [Электронный ресурс] URL: <http://www.kbhmisaeva.ru/main.php?id=54> (дата обращения: 15.09.2016).

#### References

1. Vasil'ev A. P., Kudrjavcev V. M., Kuznecov V. A., et al. Fundamentals of the theory and calculation of liquid-propellant rocket engines. M., 1983. 703 p.

2. Alemasov V. E., Dregalin A. F., Tishin A. P., Theory of rocket engines. M. : Mashinostroenie, 1980. 535 s.

3. Gahun G. G The construction and design of liquid rocket engines. M., 1989. 424 p

4. Rocket engines / M. Barrer, A. Zhomott, B. F. Vebe et al. M. : Oborongiz, 1962. 801 p.

5. Official website CADB [Electronic resource] URL: <http://www.kbhmisaeva.ru/main.php?id=54> (date of access 15.09.2016).

© Бегишев А. М., Торгашин А. С., Леонгард А. Ю., Назаров В. П., 2016

УДК 629.7.01

### САЕ-СИСТЕМЫ ГИДРОГАЗОДИНАМИЧЕСКОГО РАСЧЕТА ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ТЕЛА В ЭЛЕМЕНТАХ ТНА

А. Ю. Васянина, А. А. Тонких

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: dentimenis@mail.ru

*Рассмотрены преимущества использования САЕ-систем гидрогазодинамического расчета параметров рабочего тела в элементах ТНА.*

*Ключевые слова: гидрогазодинамический расчет, рабочее тело, ТНА, САЕ-системы.*

### CAE-SYSTEMS OF FLUID DYNAMICS CALCULATION OF PARAMETERS OF WORKING MASS IN TURBOPUMP

A. U. Vasyanina, A. A. Tonkih

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: dentimenis@mail.ru

*The paper reviews advantages of the using CAE-systems of fluid dynamics calculation of parameters of working mass in a turbopump.*

*Keywords: fluid dynamics calculation, working mass, turbopump, CAE-systems.*

Появление и последующее развитие технологий высокопроизводительных вычислений было вызвано необходимостью выполнения математических расчетов для различных исследований.

Несмотря на то что методы и алгоритмы этих расчетов не отличаются особой сложностью, объем самих вычислений настолько значителен, что небольшой группе исследователей практически невозможно

выполнить их в приемлемые сроки и с должным качеством.

В настоящее время в решении инженерных задач особое место занимает проектно-конструкторская и научно-исследовательская деятельность, которая базируется на использовании компьютерных технологий при исследовании процессов и явлений.

Без внимания не остаются эти вопросы и в аэрокосмической области.

В данной работе были рассмотрены четыре программы CAE и возможности их применения в области гидрогазодинамики: ANSYS, MSC Nastran, Abaqus, StarCCM+.

Разнообразные программные продукты позволяют при помощи расчётных методов (метод конечных элементов, метод конечных разностей, метод конечных объёмов) оценить, как поведёт себя компьютерная модель изделия в реальных условиях эксплуатации, помогают убедиться в работоспособности изделия без привлечения больших затрат времени и средств [1].

ANSYS CFD занимает лидирующие позиции на рынке программного обеспечения для турбомашиностроительной отрасли, которая предъявляет самые высокие требования к программному обеспечению с точки зрения точности, надежности и скорости проведения расчетов.

ПО ANSYS позволяет получать устойчивое и точное решение для сжимаемых и несжимаемых потоков, при высоких и низких числах Маха и Рейнольдса. Также в ней присутствует целый набор специализированных инструментов для проектирования и расчета турбомашин: модуль для 2D экспресс-анализа течения в проточной части; геометрический модуль для лопаточных аппаратов, включая модули одномерного проектирования; автоматический сеточный генератор. Но недостатком данной программы является ее тяжелая система работы. Не очень хорошим качеством является и наличие множества отдельных программ – для ковочно-штамповочных работ, чистой динамики газов и жидкостей, насосов, турбин и т. д. [2].

Программа Nastran имеет сильный геометрический модуль, больше свободы в задании граничных условий, больше возможностей при создании КЭ-сетки (используют сплайн-технологии). В интерфейсе OpenFSI\_Ex из структурной задачи в гидрогазодинамическую передаются поступательные и вращательные компоненты перемещений, скоростей и ускорений. В обратном направлении передаются узловыи силы и моменты. Набор инструментов HSA расширяет номенклатуру доступных инструментов моделирования и расчетов MSC Nastran. Специалисты компании MSC в сотрудничестве с инженерами аэрокосмической отрасли разработали этот инструмент, чтобы эффективно интегрировать данные результатов расчета газодинамики, полученные в пакете CFD (ComputationalFluidDynamics – вычислительная гидрогазодинамика), с возможностями MSC Nastran по решению задач аэроупругости. Существенным недостатком данной программы является отсутствие обилия методов для решения одной и той же задачи [3].

Abaqus – программный комплекс мирового уровня в области конечно-элементных расчетов на прочность, с помощью которых можно получать точные и достоверные решения для самых сложных линейных и нелинейных инженерных проблем.

Программа представляет возможности в области анализа гидродинамики плавных частиц, ассоциативный интерфейс с CATIA V5 с возможностью двусторонней передачи параметров модели, улучшение ассоциативных интерфейсов с другими программными комплексами для геометрического моделирования.

Недостатком данной программы являются: тяжелый интерфейс и обилие возможностей, с которыми, возможно, столкнуться не придется.

Стоимость данного пакета начинается от 10 тысяч евро [4].

STAR-CCM+ – это не просто CFD-решатель, это целый инженерный процесс, предназначенный для решения задач, связанных с расчётом потоков (жидкостей или твёрдых веществ), теплопереноса и прочности. Основными преимуществами данной программы являются: повышение производительности и эффективности, снижение расходов и задержек, связанных с подготовкой физических прототипов, ускорение выхода изделий на рынок.

Программный пакет STAR-CCM+ может проводить следующие типы анализов: стационарный и нестационарный, ламинарный и турбулентный, ньютоновский и неньютоновский, сжимаемые и несжимаемые, среды с распределенным сопротивлением (пористые среды), многокомпонентные потоки, теплообмен (конвекция, проводимость и излучение), массоперенос, химические реакции (включая горение), внешние нагрузки, вращение, диспергированные мультифазные потоки, потоки со свободной поверхностью (включая кавитацию).

CFD-моделирование используется не только для решения задач, связанных с гидродинамикой потока. Помимо этого, оно используется для моделирования термодинамических эффектов и химических реакций, присутствующих в потоке.

Термодинамические эффекты включают в себя теплопередачу в пределах жидкости плюс теплообмен жидкости с поверхностями твердых тел. То есть имеется возможность решения задач сопряженного теплообмена между телом и жидкостью. Помимо этого можно учесть конвективный характер теплообмена, теплоемкость и излучающий характер передачи тепла [5].

Выбор какой-либо из представленных программ должен осуществляться исходя из поставленных задач и целей.

Современные технологии оказывают полезное влияние на изучение и моделирование процессов гидрогазодинамики, позволяют полностью рассчитать параметры потока жидкости.

Но даже самые новейшие программы дорабатываются и включают все больше возможностей реализации виртуального расчёта параметров рабочего тела в ТНА.

#### Библиографические ссылки

1. Скороходов В. Ф., Юрзин С. В., Бирюков В. В. Применение систем инженерного анализа для исследования гидродинамических характеристик газожид-

костных потоков // Труды Кольского научного центра РАН. 2010. Вып. 3.

2. Вычислительная гидродинамика [Электронный ресурс]. URL: [https://tpolis.com/ansys/files/ansys\\_gidrodynamic.pdf](https://tpolis.com/ansys/files/ansys_gidrodynamic.pdf) (дата обращения: 15.03.2014).

3. САПР для Машиностроения и Промышленного производства. Инженерные расчеты и моделирование технологических процессов [Электронный ресурс]. URL: <http://www.cad.ru/ru/software/detail.php?ID=3181> (дата обращения: 26.12.2014).

4. Современные технологии в промышленности [Электронный ресурс]. URL: [https://tesis.com.ru/software/abaqus/abaqus\\_exp.php#hydro\\_heat](https://tesis.com.ru/software/abaqus/abaqus_exp.php#hydro_heat) (дата обращения: 08.05.2013).

5. Орешков М. А., Злобин В. Б. Применение CFD-технологий с использованием CAE-систем при проведении гидрогазодинамического расчета агрегатов ЖРД // АПАК 2016 : II Междунар. науч.-практ. конф. (11–15 апреля 2016, г. Красноярск) / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2016.

#### References

1. Skorochodov V., Urzin S., Birukov V. *Primenenie system engenernogo analiza dlya issledovaniya gidrodinamicheskikh characteristic gazojidkostnich*

*potocov* [Application of Engineering Analysis Systems to Study Hydrodynamic Characteristics of Gas-Liquid Flows // Trudy Kol'skogo nauchnogo centra RCA]. 2010.

2. V'yuchislitel'naya gidrodinamica. [Computational fluid dynamics]. Available at: [https://tpolis.com/ansys/files/ansys\\_gidrodynamic.pdf](https://tpolis.com/ansys/files/ansys_gidrodynamic.pdf) (accessed 15.03.2014).

3. *CAE dlya machinostroeniya i promyshlennogo proizvodstva. Engenernye raschety i modelirovanie technologicheskikh prossesov.* [CAE for mechanical engineering and industrial production. Engineering calculations and modeling of technological processes]. Available at: <http://www.cad.ru/ru/software/detail.php?ID=3181> (accessed 26.12.2014).

4. *Sovremennye tehnologii v promychlennosti* [Modern technology in industry]. Available at: [https://tesis.com.ru/software/abaqus/abaqus\\_exp.php#hydro\\_heat](https://tesis.com.ru/software/abaqus/abaqus_exp.php#hydro_heat) (accessed 08.05.2013).

5. Orshkov M., Zlobin V. *Primenenie CFD-tehnologi s ispolizovaniem CAE-system pri provedenii gidrogasodinamicheskogo rascheta agregatov LPR // Materialy II Mezhdunar. nauch. konf. "Actual'nye problem aviazii i cosmonavтики"* [Materials II Intern. Scientific. Conf "APAC"]. Krasnoyarsk, 2016. (In Russ.)

© Васянина А. Ю., Тонких А. А., 2016

УДК 620.169.2

### ОСОБЕННОСТИ ВЫБОРА СРЕДСТВ ИЗМЕРЕНИЯ ДЛЯ ПРОВЕДЕНИЯ ИСПЫТАНИЙ НАСОСНЫХ АГРЕГАТОВ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

П. В. Волосович, В. Ю. Журавлев

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: [vz@yandex.ru](mailto:vz@yandex.ru)

*Рассматриваются требования к условиям выбора средств измерений для обеспечения точности при проведении гидродинамических испытаний насосных агрегатов.*

*Ключевые слова: средство измерения, метрологические характеристики, насосный агрегат.*

### SPECIFIC SELECTION OF MEASURING INSTRUMENTS FOR THE TESTS OF PUMPING IN UNITS LIQUID ROCKET ENGINE

P. V. Volosovich, V. Yu. Zhuravlyov

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: [vz.1992@yandex.ru](mailto:vz.1992@yandex.ru)

*This article discusses the requirements for measuring instruments selection criteria to ensure accuracy during hydrodynamic testing pumps.*

*Keywords: measuring instrument, the metrological characteristics of the pump unit.*

Достоверность характеристик насосных агрегатов (НА), полученных при проведении гидродинамических испытаний, определяется правильностью выбора средств измерений (СИ). Характеристики НА опреде-

ляются на основании требований технических условий (ТУ), выпускаемых разработчиком. Использование СИ с не соответствующими требованиям метрологическими характеристиками может привести

к росту бракованной продукции, неверным выводам по её качеству и надежности [1].

При выборе СИ используют всю доступную априорную информацию (метрологические характеристики имеющегося в распоряжении измерительного оборудования, условия проведения испытаний, указанные в конструкторской и технологической документации).

Диапазоны измерений приборов должны охватывать все значения измеряемых величин, которые возможно получить в процессе испытаний НА. Выбор диапазона СИ осуществляется исходя из минимальных и максимальных значений параметров, заложенных в конструкторской документации на насосные агрегаты. При измерении давления СИ (манометры) выбираются с диапазоном шкалы из расчета, чтобы измеряемые значения параметра находились во второй трети шкалы.

Помимо правильного выбора диапазона измерения приборов, необходимо обеспечить требуемую точность измерений. Для обеспечения требуемой точности результатов учитывается влияние на процесс измерений основной метрологической характеристики прибора – класса точности.

Класс точности показывает максимальную погрешность прибора в процентах от всей шкалы. При этом чем больше диапазон прибора при неизменной величине класса точности, тем больше его погрешность. Выбор прибора с большим диапазоном измерения производится с учетом повышения его класса точности.

В практике метрологического обеспечения производства существует правило: «средство измерения должно быть оптимальным», т. е. одинаково нецелесообразно назначать излишне точный прибор и прибор с малой точностью. В первом случае это обусловлено экономическими потерями, вызванными использованием более дорогих СИ, требующих более дорогих методов и средств их поверки и калибровки. Во втором случае потери будут создаваться более высоким уровнем брака.

На достоверность результатов измерений также влияет правильность монтажа СИ, полнота введения поправок, надлежащий контроль снятия показаний.

При выборе СИ необходимо также учитывать вид измеряемой среды и условия эксплуатации. Исходя из этого выбираются климатическое исполнение и категория размещения. СИ, используемые в умеренном и холодном климате в помещениях с искусственно регулируемые климатическими условиями, имеют маркировку УХЛ4.

Плотность, температура и степень агрессивности измеряемой среды имеют значение при выборе типов первичных преобразователей расхода и температуры.

При замене в процессе испытаний рабочей среды производится пересчет результатов на реальные условия эксплуатации НА с учетом плотности, вязкости, температуры, агрессивности рабочей среды.

При выборе датчиков, монтируемых по месту испытания НА, предусматривается потенциальное воздействие на них жидких сред при негерметичности схемы испытаний и аварийных ситуациях, и правильное определение степени защиты оболочки IP (Ingress Protection) от проникновения внутрь СИ твердых предметов, пыли, воды в виде капель, брызг или струй. Предпочтительнее использовать датчики со степенью защиты не ниже IP65.

Необходимо учитывать срок службы СИ и его межповерочный интервал. Все СИ должны иметь документы, удостоверяющие срок их годности и метрологические характеристики. Проводить испытания с приборами, срок годности которых истек, не разрешается.

Вторичные приборы датчиков параметров должны иметь возможность снятия текущих показаний в цифровом или аналоговом формате данных.

В случаях необходимости передачи параметров на информационно-измерительную систему с целью дальнейшей их обработки с применением прикладных и стандартных программных приложений выбираются датчики с унифицированным выходным токовым сигналом или используются промежуточные преобразователи.

Требуемая точность может быть получена только при правильном выборе средств измерения, качественной подготовке их к работе и использованию в соответствии с техническими условиями паспорта.

Выбор СИ по заданным исходным параметрам производится персоналом с соответствующей квалификацией, владеющим физическими основами измерений, методами нормирования метрологических характеристик и расчета по ним погрешностей СИ в реальных условиях их применения.

Только при совокупности всех этих условий измерения при проведении испытаний насосных агрегатов жидкостных ракетных двигателей можно принимать за достоверные и использовать для дальнейших расчетов надежности РД.

#### Библиографическая ссылка

1. Бакулин Я. Ю., Журавлев В. Ю. Комплексная методика диагностики изделий ракетно-космической техники // Решетневские чтения : материалы XIX Междунар. науч. конф. : в 2 ч. / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2015. Ч. 1. С. 148–150.

#### Reference

1. Bakulin Ya. Y., Zhuravlyov V. Yu. Complex techniques for diagnosis of rockets and space technology // Materialy XVIII Mezhdunar. науч. конф. “Reshetnevskie chteniya” [Materials XIX Intern. Scientific. Conf “Reshetnev reading”]. Krasnoyarsk, 2015, P. 148–150. (In Russ.)

© Волосович П. В., Журавлев В. Ю., 2016

УДК 530.12 + 537.86

**ПЕРСПЕКТИВНЫЕ ЭЛЕКТРОМАГНИТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ БЕЗ ВЫБРОСА МАССЫ**

А. А. Высоккий, И. В. Твердохлебов, Д. А. Жуйков

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
 Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
 E-mail: hoxegin@gmail.com

*Рассматривается новый принцип получения тяги. Описана конструкция двигательной установки и эксперименты с установкой.*

*Ключевые слова: EmDrive, двигатель Шойера, электромагнитный двигатель, микроволновый двигатель, двигательная установка, ракетный двигатель, корректирующий двигатель, перспективные ДУ.*

**PROSPECTIVE ELECTROMAGNETIC ENGINES WITHOUT MASS EJECTION**

A. A. Visockiy, I. V. Tverdohlebov, D. A. Zhuykov

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
 31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
 E-mail: hoxegin@gmail.com

*We consider a new principle of getting thrust. The paper describes a design of a propulsion system and the experiments with the installation.*

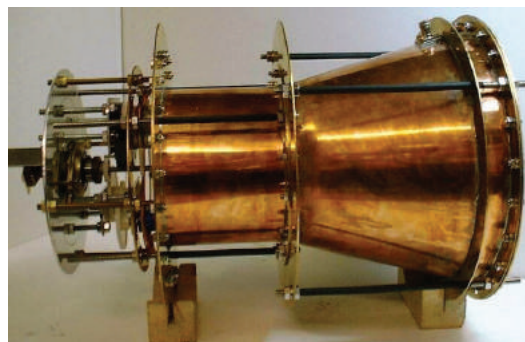
*Keywords: EmDrive, Scheuer engine, electromagnetic engine, microwave engine propulsion, rocket engine, the engine adjustment, perspective engine.*

В наше время все ракетные двигатели используют для движения отбрасывание массы. Очевидно, что для такого движения нам всегда нужно топливо, которое мы не можем генерировать в космосе. EmDrive решает эту проблему. Как заверяет создатель двигателя, для создания тяги установке требуется только электричество.

Прототип силовой установки впервые продемонстрировал в 2002 году инженер Роджер Шойер [1]. С тех пор EmDrive привлек внимание многих ученых, инженеров и энтузиастов. Большинство экспериментов обнаружило небольшую тягу и не смогло подтвердить или опровергнуть работоспособность агрегата. Это связано с предельной точностью измерений тяги и недостаточным учетом флуктуаций (в том числе тепловых) [1].

Двигатель электромагнитного типа состоит из источника электромагнитных колебаний радиочастотного диапазона и конического резонатора (см. рисунок). Возбуждение электромагнитных колебаний в полости резонатора осуществляется через боковую поверхность или через торцевую поверхность с меньшим диаметром [2].

В 2001 году Шойер получил от британского правительства грант в размере 45 000 фунтов стерлингов на тесты для EmDrive. Он заявил, что в ходе испытаний была получена тяга силой 0,016 Н и для этого потребовалось 850 Вт энергии, однако ни одна экспериментальная оценка не подтвердила результат. Причем цифры были настолько малы, что легко могли сойти за погрешность измерительной техники [1].



EmDrive

В 2008 году группа китайских ученых Северо-Западного политехнического университета во главе с Ян Хуаном (Yang Juan), по их заявлению, подтвердила дееспособность технологии создания тяги за счет электромагнитного резонанса и позднее разработала свою собственную рабочую модель двигателя. В 2012 году группа китайских физиков опубликовала результаты измерений тяги электромагнитного двигателя, которая составила 70–720 мН при мощности микроволнового излучателя 80–2 500 Вт, при ошибке измерений менее 12 %. Это слегка превышает тягу ионного двигателя [2].

В 2014 году исследователи NASA протестировали свою модель EmDrive, причем испытания проходили также и в условиях вакуума. И снова ученые отчитались об успешном эксперименте (они зафиксировали тягу в 100 мкН), результаты которого опять не были подтверждены независимыми экспертами.



В то же время другая группа ученых космического агентства весьма скептически отозвалась о работе коллег, однако ни опровергнуть, ни подтвердить возможность технологии так и не смогла, призвав к проведению более глубоких исследований [2].

И уже в конце 2015 еще один эксперимент от НАСА, проведенный группой Eagleworks (космический центр имени Джонсона), окончательно подтвердил состоятельность технологии. Тестирование проводилось с учетом предыдущих ошибок, и тем не менее результаты оказались положительными – двигатель EmDrive производит тягу. В то же время исследователи допускают, что обнаружались новые неучтенные факторы, одним из которых может быть тепловое расширение, ощутимо влияющее на устройство в условиях вакуума. Будет ли передана работа на рассмотрение экспертам или нет, ученые из Исследовательского центра Гленна, Кливленд, штат Огайо, Лаборатории реактивного движения НАСА и Лаборатории прикладной физики университета Джона Хопкинса уверены, что продолжать эксперименты стоит [2].

Теоретическое объяснение работы двигательной установки EmDrive основано на специальной теории относительности. Двигатель преобразовывает электричество в микроволновое излучение, которое испускается внутри закрытой конической полости, что приводит к тому, что микроволновые частицы прилегают к большей, плоской части поверхности полости большее усилие, чем в более узком конце конуса, и тем самым создают тягу [3].

Свою версию объяснения работы двигателя EmDrive предложил физик Майкл Маккалош из Плимутского университета (Великобритания). Ученый предположил существование модифицированной массы фотона, обусловленной эффектом Унру – появлением теплового излучения в ускоренно движущейся системе отсчета при его отсутствии в инерциальной (то есть движущейся равномерно и прямолинейно, в частности, покоящейся) [4].

У основания резонатора излучение Унру имеет меньшую длину волны, а у вершины – большую. Эта разница обусловлена различием эффективных масс фотонов. К движению полости EmDrive в направлении ее вершины, по мнению Маккалоша, приводит именно закон сохранения импульса. Физик привел расчеты тяги, которую способен развивать EmDrive согласно представленной им теории. Предсказываемые значения тяги составляют 3,8, 149, 7,3, 0,23, 0,57, 0,11, 0,64 и 0,02 мН. По порядку это совпадает со значениями, измеренным ранее другими специалистами в ходе экспериментов с EmDrive (16, 147, 9, 0,09, 0,05, 0,06, 0,03, и 0,02 мН) [4].

Окончательную точку в спорах намерен поставить Гвидо Петта (Guido Fetta) – единомышленник Шойера и конструктор ещё одного гипотетического двигателя – Cannae Drive, который работает на том же принципе: генерация микроволн и создание тяги в замкнутом контуре без выхлопа [5].

17 августа 2016 года Гвидо Петта объявил, что намерен запустить экспериментальный образец Cannae Drive на орбиту – и проверить его в действии. Гвидо Петта является исполнительным директором компании

Cannae Inc. Сейчас компания Cannae Inc. лицензировала технологию электромагнитного двигателя фирме Theseus Space Inc., которая выведет на низкую околоземную орбиту спутник CubeSat [5].

Таким образом, тенденции развития двигателей летательных аппаратов направлены на разработку новых принципов получения тяги, а именно: без выброса массы, а на основе новых знаний теорий электромагнитных полей и прикладных исследованиях специальной теории относительности.

#### Библиографические ссылки

1. EmDrive: все, что вам нужно знать о двигателе на электромагнитной тяге // Экотехника [электронный ресурс] URL: <http://ecotechnica.com.ua/kosmos/387-emdrive-vse-cto-vam-nuzhno-znat-o-dvigatеле-na-elektromagnitnoj-tyage.htm> (дата доступа: 10.09.2016, дата публикации: 07.11.2015).
2. Трунев А. П. Принцип относительности и теория движителя электромагнитного типа // Политематический сетевой электронный научный журнал / Кубан. гос. аграр. ун-та. 2015. № 114. С. 812–836.
3. EmDrive: Работа от НАСА Eagleworks прошла независимую экспертизу. – Nano News Net [Электронный ресурс] URL: <http://www.nanonewsnet.ru/news/2016/emdrive-rabota-ot-nasa-eagleworks-proshla-nezavisimuyu-ekspertizu> (дата доступа: 10.09.2016, дата публикации: 5.09.2016).
4. Невообразимая тяга // Lenta.ru [электронный ресурс] URL: <https://lenta.ru/articles/2016/06/20/emdrive> (дата доступа: 10.09.2016, дата публикации: 20.06.2016).
5. Двигатель EmDrive проверят в космосе // Geek times [Электронный ресурс]. URL: <https://geektimes.ru/post/280036> (дата доступа: 10.09.2016, дата публикации: 03.09.2016).

#### References

1. *EmDrive: vse cho vam nuzhno znat o dvigatele na electromagnitnoy tyage* [Ecotechnica]. Available at: <http://ecotechnica.com.ua/kosmos/387-emdrive-vse-cto-vam-nuzhno-znat-o-dvigatеле-na-elektromagnitnoj-tyage.htm> (access 10.09.2016). (In Russ.)
2. Trunev A. P. [Princip otosnitelnosti I teoria dvijetelya electromagnitnogo tipa] // *Politematicheskij setevoy nauchnij jurnal Kubanskogo gosudarstvennogo agrarnogo universiteta*. 2015. № 114. P. 812–836.
3. *EmDrive: rabota ot NASA Eagleworks proshla nezavisimuyu ecspertizu* [Nano News Net]. Available at: <http://www.nanonewsnet.ru/news/2016/emdrive-rabota-ot-nasa-eagleworks-proshla-nezavisimuyu-ekspertizu> (accessed 10.09.2016). (In Russ.)
4. *Nevoobrazimaya tyaga* [Lenta.ru]. Available at: <https://lenta.ru/articles/2016/06/20/emdrive> (accessed 10.09.2016). (In Russ.)
5. *Dvigatel EmDrive proverjat v cosmose* [Geek times]. Available at: <https://geektimes.ru/post/280036> (accased 10.09.2016). (In Russ.)

**ИНЕРЦИОИДЫ**

Н. С. Миронов

Сибирский федеральный университет  
 Российская Федерация, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79  
 E-mail: nikolay\_mironov\_94@mail.ru

*Рассматриваются инерциоиды, поясняется актуальность их дальнейшего развития в качестве движителей космических аппаратов.*

*Ключевые слова: космический аппарат, инерциоид, безопорное движение, тележка Толчина.*

**INERTIOIDS**

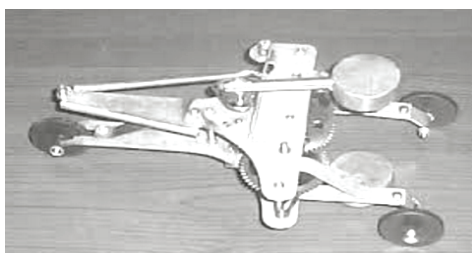
N. S. Mironov

Siberian Federal University  
 79, Svobodnyi Av., Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation  
 E-mail: nikolay\_mironov\_94@mail.ru

*This article discusses inertioids, explains the relevance of their further development as engines of spacecraft.*

*Keywords: spacecraft, inertioid, reactionless propulsion, Tolchyn truck.*

Ресурс большинства современных космических аппаратов напрямую зависит от количества топлива, которое они затратят на коррекцию своей орбиты, поэтому разработка новых способов передвижения в условиях невесомости является очень актуальной темой. Инерциоид обеспечивает передвижение в пространстве без взаимодействия с окружающей средой. Данный термин впервые ввел инженер В. Н. Толчин в 1930-х годах. Он же представил модель механизма, которая, с его слов, совершала безопорное перемещение. «Тележка Толчина» (см. рисунок) представляет собой платформу на колесиках, наверху которой на рычагах перемещаются один или два грузика: в одну сторону медленно, а в другую быстро [1; 2].



Тележка Толчина

Тема инерциоидов получила широкое распространение в конце прошлого столетия, было предпринято множество попыток создания безопорного движителя. В некоторых использовались в качестве аккумуляторов энергии маховики или гироскопы, в некоторых движущаяся по спирали жидкость. Использовалось при построении подобных устройств и движение частиц в магнитном поле. Лидирующую позицию здесь занимают движители, использующие эффект Бифельда–Брауна. В ходе экспериментов действительно была зафиксирована некоторая тяга, создаваемая движителем. Но все эксперименты проводились на Земле, и

работоспособность движителя в условиях космоса оставалась под вопросом.

В 2008 г. с космодрома Плесецк в космос был выведен космический аппарат «Юбилейный» с инерциоидом на борту, прозванным в народе «Гравицапой». Но в ходе экспериментов был получен «неоднозначный» результат: как-то изменить положение спутника не удалось, но сами исследователи оценивают результат как положительный [1; 3].

В данной статье были рассмотрены инерциоиды как альтернативный способ передвижения в условиях космоса, и в первую очередь статья носит ознакомительный характер.

**Библиографические ссылки**

1. Никитин А. В. Безопорное движение [Электронный ресурс]. URL: <http://www.trinitas.ru/rus/doc/0231/008a/1138-nik.pdf> (дата обращения: 16.09.2016).
2. Захваткин А. Безопорное движение – миф или реальность [Электронный ресурс]. URL: <https://www.proza.ru/2016/05/06/1393> (дата обращения: 16.09.2016).
3. Газета.ru [Электронный ресурс]. URL: [http://www.gazeta.ru/science/2010/02/22\\_a\\_3328272.shtml](http://www.gazeta.ru/science/2010/02/22_a_3328272.shtml) (дата обращения: 16.09.2016).

**References**

1. Nikitin A. V. Reactionless propulsion Available at: <http://www.trinitas.ru/rus/doc/0231/008a/1138-nik.pdf> (accessed 16.09.2016).
2. Zakhvatkin A. Reactionless propulsion myth or reality Available at: <https://www.proza.ru/2016/05/06/1393> (accessed 16.09.2016).
3. Gazeta.ru [Электронный ресурс]. Available at: [http://www.gazeta.ru/science/2010/02/22\\_a\\_3328272.shtml](http://www.gazeta.ru/science/2010/02/22_a_3328272.shtml) (accessed 16.09.2016).

© Миронов Н.С., 2016

УДК 629.78.01

## ВЫНУЖДЕННЫЕ КОЛЕБАНИЯ, ВОЗНИКАЮЩИЕ В РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЯХ

Е. П. Олейников, А. Я. Савык\*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

\*E-mail: russian.settler.24@mail.ru

*Рассматриваются проблемы вынужденных колебаний в ракетостроении, приводятся некоторые рассмотренные вопросы по данной теме, а также поставлены новые задачи, которые необходимо выполнить для улучшения качества полетов ракет на жидком топливе.*

*Ключевые слова: вынужденные колебания, топливные системы, ракетные двигатели.*

## FORCED OSCILLATIONS ARISING IN ROCKET ENGINES

E. P. Oleinikov, A. Ya. Savyk\*

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation

\*E-mail: russian.settler.24@mail.ru

*The paper discusses the problem of rocket forced oscillations; there are some of the questions examined, as well as the new tasks that must be done to improve the quality of the flights for liquid fuel rockets.*

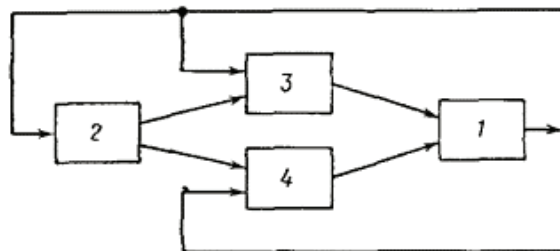
*Keywords: forced oscillations, fuel systems, rocket engines.*

**Введение.** Вынужденными называются такие колебания, которые возникают в колебательной системе под действием внешней периодически изменяющейся силы [1]. Вопросом колебаний в ракетных двигателях занимались ученые М. И. Дьяченко, А. М. Павлов, А. Н. Темнов, Ф. М. Диментберг, К. С. Колесников. В своих работах [2; 3] они разобрали проблемы колебаний, возникающих в двигателях ракет. На основе этого были сделаны выводы, которых было недостаточно для полноценной безопасной эксплуатации ракетных двигателей.

**Основная часть.** В связи с появлением новых многоступенчатых жидкостных ракет-носителей пакетной компоновки возникает необходимость в проведении дополнительных исследований динамических характеристик таких ракет. По сравнению с ракетами тандемной схемы, колебания ракет пакетной компоновки имеют особенности, усложняющие анализ их динамических характеристик. В первую очередь это обусловлено тем, что при колебаниях ракеты боковые и центральный блоки оказывают друг на друга взаимное влияние, что расширяет систему возможных движений блоков [2]. Блок-схема показана на рисунке. Система состоит из камеры сгорания (двигателя) 1, корпуса ракеты 2, магистрали горючего 3, магистрали окислителя 4. Продольные колебания корпуса ракеты вызывают колебания давления в баках и топливных магистралях и, следовательно, колебания подачи топлива в камеру сгорания.

В камере возникают колебания давления, которые воздействуют на топливные магистрали и на корпус ракеты. Номинальный (невозмущенный) режим работы системы – работа без колебаний. Однако при неко-

торых соотношениях параметров номинальный режим работы может стать неустойчивым, в системе будут нарастать колебания, которые вследствие существующих нелинейностей переходят в стационарный автоколебательный процесс.



Блок-схема движений блоков

Автоколебания в замкнутой системе, показанной на рисунке, называют продольными автоколебаниями ракеты. Они представляют собой низкочастотные (до 50–100 Гц) колебания. При таком мощном источнике энергии, как ЖРД, автоколебания могут привести к возникновению больших динамических нагрузок на конструкцию ракеты, которые вызывают повреждение оборудования и приборов. Может произойти также разрушение конструкции ракеты. На основании анализа динамических свойств как отдельных частей, так и замкнутой системы в целом, требуется определять такие соотношения параметров, чтобы номинальный режим работы системы был всегда устойчивым. Продольные колебания корпуса вызывают изменение давления жидкости в баках и как следствие –

изменение диаметра бака и изменение прогиба его днища. Жидкость в баке относительно стенок перемещается в направлении оси ракеты.

Для расчета собственных форм и частот продольных колебаний корпуса известны две основные расчетные схемы. Первая в виде пружинно-массовой модели, состоящей из элементов с сосредоточенными параметрами, вторая – в виде прямого неоднородного стержня. В поперечных сечениях стержня, где расположены силовые шпангоуты баков и двигателя, на оси стержня помещены механические осцилляторы. Эти осцилляторы при продольных колебаниях стержня имитируют асимметричные колебания жидкости в упругих баках и механические колебания двигателя. Собственная частота колебаний осциллятора равна собственной частоте тона колебаний жидкости в упругом баке. Массу осциллятора выбирают такой, чтобы сумма масс всех осцилляторов была равна массе жидкости в баке. В практических расчетах форм и частот низших тонов колебаний корпуса достаточно учитывать несколько первых тонов колебаний жидкости в баке, поэтому число осцилляторов может быть небольшим. В погонную массу стержня не включается масса двигателя, столба жидкости в топливных магистралях, жидкости в топливных баках, которая представляется в виде сосредоточенных масс на пружинах [3].

Для построения динамической модели колебаний жидких масс ввиду малости диссипативных сил продольные и поперечные (по отношению к оси РН) движения жидкой среды рассматривали как независимые, а крутильными – пренебрегали. Каждый эквивалентный стержень РН, соответствующий баку с жидкостью, дополнили присоединенными к нему механическими осцилляторами, моделирующими колебания жидких объемов. Поперечные колебания жидкости, содержащейся в баках РН, описывали с использованием маятниковых моделей. Приведенные характеристики эквивалентных маятников (длину, массу, точки подвеса на оси стержней) находили по данным исследования собственных колебаний жидкости в приповерхностных зонах недеформируемых полостей, отвечающих геометрии баков. При достаточном заглублении жидкость считали «квази-затвердевшей», ее погонную массу суммировали с погонной массой эквивалентных стержней динамической модели РН. Компонировочная схема РН пакетного типа и динамическая модель РН для начальной стадии полета. Для учета продольных колебаний жидких объемов использовали пружинно-массовые модели эквивалентных механических осцилляторов с точкой привязки пружин в сечениях корпуса, соответствующих опорным шпангоутам днищ баков. Суммарную массу осцилляторов принимали равной массе жидкости в баках для текущего времени полета РН. Приведенные массы, а также жесткости эквивалентных пружин, характеризующие различные формы и частоты продольных колебаний жидкости, находили из условия динамического равновесия системы «жидкость – деформируемые поверхности баков». Механические колебания двигательных установок учитывали по модели физического маятника с массой, рав-

ной массе двигателя и рамы. В этой схеме двигатель считали твердым телом, подвеску – невесомыми пружинами с координатами привязки, соответствующими точкам крепления двигателя на опорных шпангоутах [4].

Также выделяют следующие проблемы колебаний в ракетах в целом: собственная неустойчивость, связанная с упругими изгибными деформациями корпуса объекта и упругостью подвески маршевого двигателя (двигателей); неустойчивость замкнутой системы «объект – автомат стабилизации» в случае жесткого объекта с полостями, частично заполненными жидкостью; неустойчивость замкнутой системы «объект – автомат стабилизации» в случае объекта с упругим корпусом; Неустойчивость продольных колебаний (явление POGO) [5].

**Заключение.** Проведенный анализ [1–5] показал, что вопросы вынужденных колебаний изучены не в полной мере и есть необходимость дополнительного исследования вопросов преобразования или блокировки внешних сил колебаний для уменьшения вероятности поломки изделия.

#### Библиографические ссылки

1. Electronic textbook StatSoft [Электронный ресурс]. URL: <http://studopedia.ru> (дата обращения 15.09.2016)
2. Дьяченко М. И. Продольные упругие колебания корпуса многоступенчатой жидкостной ракеты пакетной схемы // Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. 2015. (Сер. «Машиностроение»).
3. Диментберг Ф. М., Колесникова К. С. Вибрации в технике : справ. В 6 т. Т. 3. Колебания машин, конструкций и их элементов / ред. В. Н. Челомей (предисл.). М., 1980.
4. Конюхов А. С., Легеза В. С. Собственные колебания жидкостных ракет-носителей пакетной компоновки // Проблемы прочности. 2001. № 3.
5. Натанзон М. С. Продольные автоколебания жидкостной ракеты. М. : Машиностроение, 1977. 205 с.

#### References

1. Electronic textbook StatSoft, Available at: <http://studopedia.ru> (accessed 15.09.2016)
2. Dyachenko M. I. *Prodolnie uprygie kolebania korpya mnogostypenshatou shitkastnou raketi paketnou sistemi* [Longitudinal elastic vibrations of the housing multi-stage liquid rocket packet scheme] // Vestnik MGTU im. N. Uh. Bauman. Ser. Mechanical engineering. 2015.
3. Dimentberg F. M., Kolesnikov K. S. *Vibratii v texnike* [Vibration in engineering]. Т. 3 Oscillations of machines, constructions and their elements Book. In 6 volumes / Ed. V. N. Chelomey (pred). 1980.
4. Konyukhov A. S., Legeza V. S. *Sobstvennie kolebania shidkostnix raket-nositeleu paketnou komponovki* [Natural oscillations in liquid rockets, the batch layout]. Strength of materials. 2001. № 3.
5. Natanzon M. S. *Prodolnie avtokolebania shidkastnou raketi* [Longitudinal oscillations of liquid rocket]. М. : Mashinostroenie, 1977. 205 p.

УДК 62-137

## СОЗДАНИЕ СИСТЕМЫ ПАРАМЕТРИЧЕСКОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ ЦЕНТРОБЕЖНЫХ КОМПРЕССОРОВ

Г. М. Попов, А. А. Волков, Д. В. Радин

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С. П. Королёва  
Российская Федерация, 443086, г. Самара, Московское шоссе, 34  
E-mail: a44rey@gmail.com

*Рассмотрена необходимость параметрической системы проектирования центробежного компрессора. Выполнено проектирование центробежного компрессора, построена параметрическая модель, выполнен CFD-расчёт и анализ результатов.*

*Ключевые слова: центробежный компрессор, параметрическая модель, CFD-расчёт центробежного компрессора, проектный расчёт, верификация.*

## DEVELOPING A SYSTEM OF PARAMETRIC DESIGN OF CENTRIFUGAL COMPRESSORS

G. M. Popov, A. A. Volkov, D. V. Radin

Samara National Research University  
34, Moskovskoe shosse, Samara, 443086, Russian Federation  
E-mail: a44rey@gmail.com

*The paper discusses the application of centrifugal compressors. The research analyses the need for a system of parametric design of centrifugal compressors. The design of centrifugal compressor, CFD-calculation and verification of the calculation results are performed.*

*Keywords: centrifugal compressor, parametric model, CFD-calculation centrifugal compressor, designed calculation, verification.*

В настоящее время область применения центробежных компрессоров многогранна: авиационные газотурбинные двигатели, малоразмерные газотурбинные двигатели – применяются в качестве маршевых двигателей для крылатых ракет, промышленные центробежные компрессоры, турбонаддув двигателей внутреннего сгорания и др.

Применение CFD-анализа при проектировании и доводке центробежных компрессоров (ЦБК) позволяет существенно сократить время работ и снижает стоимость конструкции. CFD-моделирование позволяет с определённой точностью прогнозировать параметры потока, что в конечном итоге позволяет добиться наилучших параметров. Использование параметрической модели ЦБК с изменяемой формой средней линии, изменяемой шириной профилей, радиусов, меридионального и тангенциального положений при проектировании, либо доводке позволяет оптимизировать геометрию ЦБК для удовлетворения требованиям технического задания либо роста значений основных параметров – коэффициента полезного действия (КПД) и степени повышения давления. Также параметрическая 3D-модель ЦБК позволяет создавать семейства ЦБК для применения в различных областях.

Современный уровень развития программных комплексов позволяет задавать маршрут технологической обработки в автоматическом режиме по 3D-модели. В результате на 5-координатном станке из заготовки получают ЦБК. Такой способ производства ЦБК широко применяется в настоящее время.

Целью данной работы является создание системы параметрического проектирования центробежных компрессоров.

В результате весь цикл создания ЦБК, начиная с ввода основных данных и заканчивая производством, будет происходить в автоматическом режиме и также может быть оптимизирован, что позволит сократить временные и экономические затраты.

Система параметрического проектирования ЦБК разделяется на этапы:

- 1) 1D-расчёт;
- 2) создание 3d модели (выполнено в AutoBlade);
- 3) CFD-расчёт (выполнено в Numeca FineTurbo);
- 4) прочностный расчёт (выполняется в ANSYS);
- 5) производство (выполняется в NX).

На данный момент пройдено 3 этапа и частично 4-й этап – прочностный расчёт ЦБК (выполнена конечно-элементная модель пера лопатки). Рассмотренные этапы проектирования ЦБК выполняются в автоматическом режиме, что позволяет получить 3D-модель ЦБК в короткие сроки (5–10 минут).

Произведено тестирование системы параметрического проектирования ЦБК. Поставлена задача смоделировать ЦБК, удовлетворяющий требованиям: степень повышения давления 5, расход воздуха 5 кг/с, коэффициент полезного действия  $\geq 0,8$ .

Рассчитана характеристика ЦБК (рис. 1, 2). Как видно из графиков, 2D- и 3D-расчёты расходятся незначительно. Для верификации методики CFD-расчёта был смоделирован и рассчитан компрессор

НЕСС, использованы данные технического отчёта NASA/CR – 2014 – 2118114 High Efficiency Centrifugal Compressor for Rotorcraft Applications.

В целом рассчитанные и экспериментальные данные качественно совпадают, но наблюдается количе-

ственное расхождение (рис. 3, 4). Это говорит о том, что используемые настройки модели приемлемы для расчёта в первом приближении. Для более точных результатов необходимо исследование сеточных моделей и настроек CFD-расчёта.

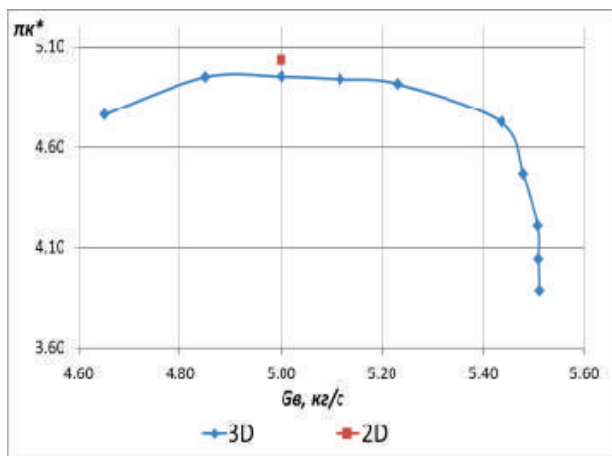


Рис. 1. Зависимость степени повышения давления от расхода воздуха

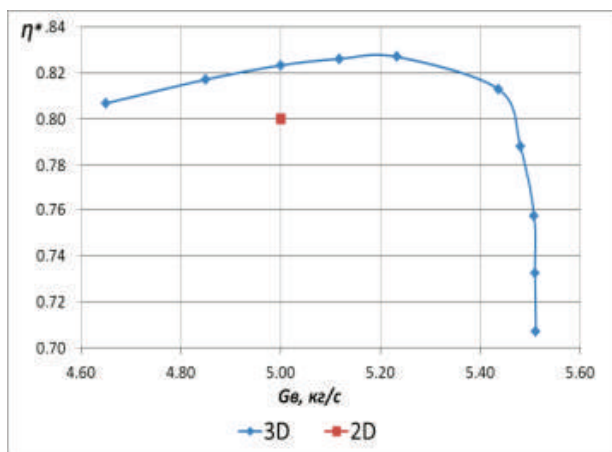


Рис. 2. Зависимость КПД от расхода воздуха

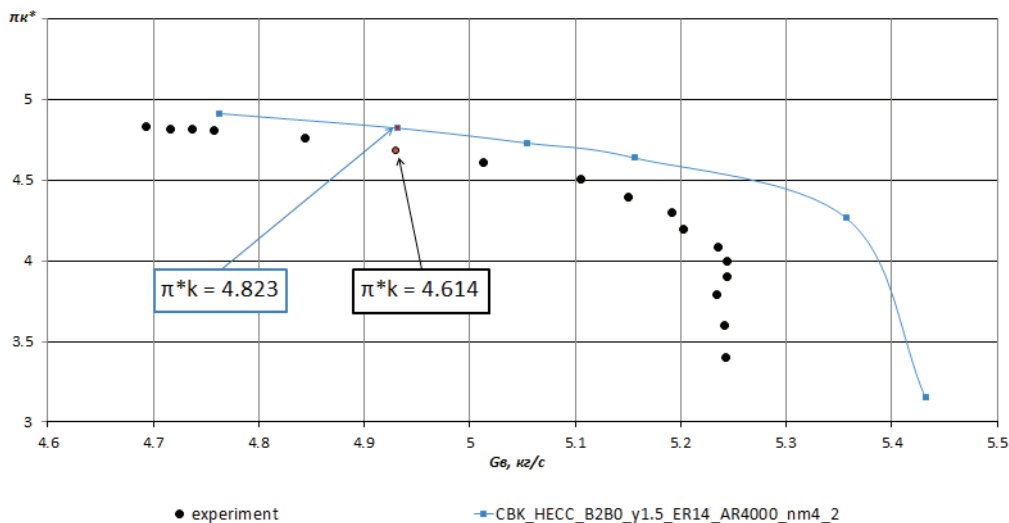


Рис. 3. Зависимость степени повышения давления от расхода воздуха

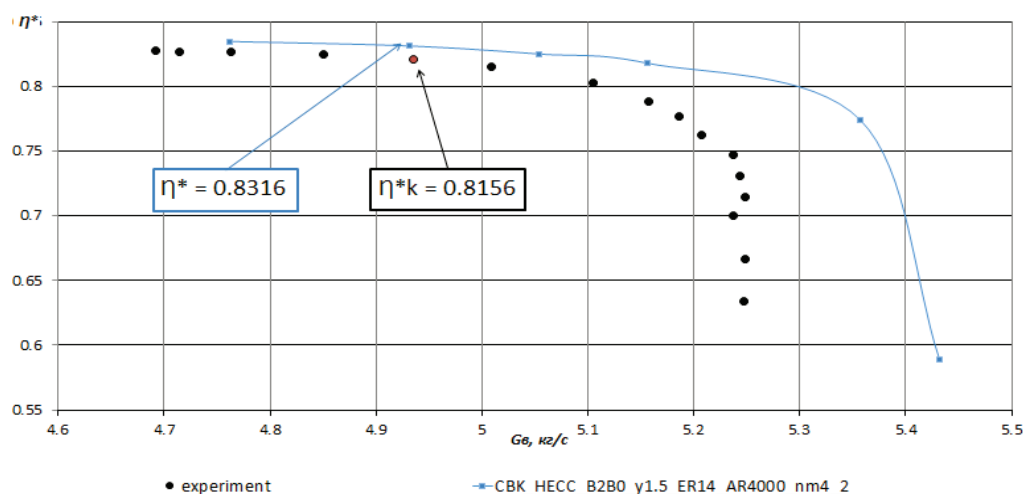


Рис. 4. Зависимость КПД от расхода воздуха

Таким образом, на данный момент можно сказать, что частично реализована система параметрического проектирования ЦБК. Дальнейшие направления работы: совершенствование имеющейся системы: улучшение методики проектного расчёта, улучшение параметризации модели, применение оптимизации на

всех этапах проектирования. Также необходимы исследования сеточных моделей и настроек CFD-расчёта. После этого будет проведен прочностный расчёт и задание маршрута обработки в NX.

© Попов Г. М., Волков А. А., Радин Д. В., 2016

УДК 621.757

## СОЕДИНЕНИЕ СОПРЯГАЕМЫХ ДЕТАЛЕЙ В ИЗДЕЛИЯХ АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

С. Н. Решетникова\*, И. В. Кукушкин

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

\*E-mail: ambre2014650@yandex.ru

*Приводятся конкретные примеры выполнения соединения деталей при изготовлении изделий аэрокосмической отрасли, такие как сварка (корпусов летательных аппаратов), пайка (камеры сгорания), соединение с натягом (головка цилиндра), соединение при помощи штифтов (корпус турбонасосного агрегата), штифтов (лопатки спрямляющего аппарата вентилятора газотурбинного двигателя) и др.*

*Ключевые слова: аэрокосмическая техника, способы и средства соединения деталей.*

## JOINING THE MATING PARTS IN THE PRODUCTS OF AEROSPACE ENGINEERING

S. N. Reshetnikova\*, I. V. Kukushkin

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochoy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation

\*E-mail: ambre2014650@yandex.ru

*The article provides specific examples of joining the parts while manufacturing products in aerospace industry, such as welding (aircraft body), soldering (combustion chamber), the pressure coupling (cylinder head), joints with bolts (assembling turbo-pump body), pins (blades directing vanes of the gas turbine engine fan) and other.*

*Keywords: aerospace techniques, methods and means of joining parts.*

**Введение.** Практически все изделия различных отраслей промышленного производства состоят из комплектующих деталей, часть из которых соединяется в узлы и механизмы с помощью различных спо-

собов и средств [1]. В ряде случаев выгоднее собрать узел/ механизм или изделие именно из соединяемых с помощью крепежа комплектующих деталей, чем изготавливать его из «цельного» материала [2; 3]. При

изготовлении сложных изделий, относящихся, например, к авиационной технике, для обеспечения точности и надежности сборки применяется широкий диапазон технологий соединения деталей, особенно из разнородных материалов, включая холодную сварку – выполняется без нагрева соединяемых деталей, плотное соединение происходит в результате их сжатия до появления пластических деформаций, сварку трением, клепальную технологию и др.

**Сварное неразъемное соединение.** Соединение металлических деталей сваркой широко применяется при изготовлении летательных аппаратов [4]. В отличие от традиционных способов сварки, при применении которых структура в зоне шва укрупняется, разработана технология, при которой структура шва измельчается, а материал в этой области упрочняется. Это стало возможным в результате применения для сварки электродов, содержащих в своем объеме нанопорошки (НП) тугоплавких химических соединений [5]. В работе [6] описана сварка электродом, содержащим 2,0 % НП BN, или  $LaB_6$ , или TiCN, объемной конструкции из листов сплава АМг6. Во всех случаях структура шва измельчалась, и механические свойства повышались по сравнению со сваркой электродом без НП.

**Паяное неразъемное соединение.** Пайка представляет собой процесс получения неразъемного соединения материалов без их расплавления. В описываемом в настоящей работе случае сложность соединения оболочек в изделии усложнялась существенным различием их коэффициентов линейного термического расширения (КЛТР) – величины, характеризующей относительное изменение линейных размеров тела с увеличением температуры на 1 К (1 °С) при постоянном давлении, – что могло привести к нарушению геометрии конструкции при пайке, а в условиях эксплуатации – к ее разрушению. В качестве способа изменения КЛТР была выбрана термообработка одного из сопрягаемых материалов – листа из МСС [7], в результате чего были установлены режимы, позволившие получить минимальные изменения КЛТР при пайке и тем самым гарантировать соединение от возможности разрушения.

**Соединение с натягом.** Среди сборочных технологий наибольшее распространение получили соединения сопрягаемых деталей способом горячей посадки, сущность которой заключается в том, что сборка осуществляется сопряжением деталей, между которыми за счет разницы температур составных частей обеспечивается монтажный зазор, исчезающий при выравнивании их температур [8]. Основываясь на изменении КЛТР при изменении температуры детали была применена технология соединения с натягом при установке стальных кольцевых седел клапанов в головки цилиндра авиационного поршневого двигателя.

**Штифтовое соединение.** Важнейшим условием применения космических аппаратов, использующих ядерные энергетические установки (ЯЭУ), является обеспечение радиационной безопасности при их транспортировке. В работе [9] была разработана новая

оригинальная конструкция контейнера, сборка которой осуществлялась с применением штифтов. В работе [10] описана современная технология изготовления штифтов.

**Соединение с помощью заклепок.** В современных конструкциях летательных аппаратов до 90 % соединений листовых деталей планера самолета и фюзеляжа вертолета выполняются с помощью заклепок. В работе [11] описано применение заклепочных соединений при изготовлении узла ЛА с применением заклепок из стали 30ХГСА.

**Заключение.** В работе описан целый ряд соединений, которые применяются в аэрокосмической технике для соединения деталей, обеспечивающих надежность эксплуатации летательных аппаратов.

#### Библиографические ссылки

1. Groche P. et al. Joining by forming – A review on joint mechanisms, applications and future trends // Journal of Materials Processing Technology. October 2014. Vol. 214, iss. 10. P. 1972–1994.
2. Horvat G. L., Surface S. C. Assembled camshafts for automotive engines // Journal of Materials Shaping Technology. September 1989. Vol. 7, iss. 3. P. 133–136.
3. Meusburger P. Lightweight design in engine construction by use of assembled camshafts. MTZ Worldwide. Ausgabe Nr.: 2007-08. Vol. 67. P. 10–12.
4. Hartman D. A., Davé V. R., Cola M. J. In-process quality assurance for aerospace welding // Welding Journal. February 2009. Vol. 88, № 1. P. 28–31.
5. А.с. СССР № 831840. А1 МПК<sup>5</sup> C22C1/06 Способ модифицирования литейных алюминиевых сплавов эвтектического типа / Г. Г. Крушенко, Ю. М. Мухоманов, И. С. Ямских и др. 1981. Бюл. № 19.
6. Крушенко Г. Г., Мишин А. С. Сварка листов из сплава АМг6 прутком, содержащим ультрадисперсные порошки // Сварочное производство. 1995. № 1. С. 2–3.
7. Биронт В. С., Крушенко Г. Г. Влияние термической и термоциклической обработки на структуру и свойства мартенситно-стареющей стали // Журнал Сиб. федер. ун-та. Серия «Техника и технологии». 2008. Т. 1, № 3. P. 247–255.
8. Гаффанов Р. Ф., Щеняцкий А. В. Управление процессом формирования соединения с натягом, собираемого термическим методом // Вестник ИжГТУ. 2008. № 3. С. 6–9.
9. Крушенко Г. Г., Голованова В. В. Безопасность транспортировки ядерной энергетической установки транспортного средства // Проблемы безопасности и чрезвычайных ситуаций. 2014. № 6. С. 63–67.
10. Кукушкин И. В., Крушенко Г. Г. Технология изготовления штифтов из проволочной заготовки // Решетневские чтения : материалы XVIII Междунар. науч. конф. / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2014. Ч. 1. С. 151–152.
11. Кацура А. В., Крушенко Г. Г. Исследование влияния календарного времени на сопротивление усталости болт-заклепочных соединений авиационной техники // Вестник СибГАУ. 2012. № 5. С. 177–181.



## References

1. Groche P. et al. Joining by forming – A review on joint mechanisms, applications and future trends // *Journal of Materials Processing Technology*. October 2014. Vol. 214, iss. 10. P. 1972–1994.
2. Horvat G. L., Surface S. C. Assembled camshafts for automotive engines. *Journal of Materials Shaping Technology*. September 1989. Vol. 7, iss. 3. P. 133–136.
3. Meusburger P. Lightweight design in engine construction by use of assembled camshafts. *MTZ Worldwide. Ausgabe. Nr.: 2007-08*. Vol. 67. P. 10–12.
4. Hartman D. A., Davé V. R., Cola M. J. In-process quality assurance for aerospace welding // *Welding Journal*. February 2009. Vol. 88, № 1. P. 28–31.
5. Krushenko G. G., Musohranov Ju. M., Jamskih I. S. et al. Sposob modificirovaniya litejnyh aljuminievyyh splavov jevtecticheskogo tipa [The method of inoculation of cast aluminum alloys of eutectic type]. Patent RF, no. 831840, 1981. (In Russ.)
6. Krushenko G. G., Mishin A. S. [Welding sheets of alloy AMg6 rod containing ultra-fine powders] // *Svarochnoe proizvodstvo*. 1995. № 1. P. 2–3. (In Russ.)
7. Biront V. S., Krushenko G. G. [Influence of thermal and thermocyclic treatment on the structure and properties of Maraging steel] // *Zhurnal Sibirskogo federal'nogo universiteta. Serija «Tehnika i tehnologii»*. 2008. Vol. 1, № 3. P. 247–255. (In Russ.)
8. Gaffanov R. F., Shhenjatskij A. V. [The formation of compounds with tightness collected by thermal method] // *Vestnik IzhGTU*. 2008. № 3. P. 6–9. (In Russ.)
9. Krushenko G. G., Golovanova V. V. [Transport safety nuclear power plant of the vehicle] // *Problemy bezopasnosti i chrezvychaynykh situatsiy*. 2014. № 6. P. 63–67. (In Russ.)
10. Kukushkin I. V., Krushenko G. G. [The technology of the manufacture of pins from wire rod] // *Reshetnevskie chteniya: Materialy XVIII Mezhdunarodnoy nauchnoy konferentsii. (Krasnoyarsk, 11–14 nov. 2014) / SibSAU*. 2014. Part 1. P. 151–152. (In Russ.)
11. Katsura A. V., Krushenko G. G. [Study of the effect of calendar time on the fatigue resistance of the bolt-riveted joints of aircraft equipment] // *Vestnik SibGAU*. 2012. № 5. P. 177–181. (In Russ.)

© Решетникова С. Н., Кукушкин И. В., 2016

УДК 621.45

## СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ МЕТОДИКИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ПРИСПОСОБЛЕНИЙ ДЛЯ ИСПЫТАНИЙ ДЕТАЛЕЙ И УЗЛОВ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ПРОЧНОСТЬ И ГЕРМЕТИЧНОСТЬ

П. Ю. Самошкина

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: polchik91@mail.ru

*Для проверки качества деталей и узлов двигателей летательных аппаратов необходимо проводить испытания. При большом давлении и (или) больших габаритах изделия требуются крупногабаритные дорогостоящие приспособления.*

*Ключевые слова: двигатели летательных аппаратов, жидкостные ракетные двигатели, испытания, приспособления для испытаний.*

## IMPROVING A TECHNIQUE TO DESIGN DEVICES FOR TESTS OF DETAILS AND KNOTS OF ROCKET ENGINES FOR DURABILITY AND TIGHTNESS

P. Y. Samoshkina

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: polchik91@mail.ru

*Tests are carried out for quality check of details and knots of engines of aircraft. Devices have to be large and expensive with a big pressure and the big size of a product.*

*Keywords: engines of aircraft, liquid rocket engine, tests, devices for tests.*

С целью обеспечения качества и надежности жидкостных ракетных двигателей необходимо проверить надежность элементов и систем двигателей. Одним из самых важных этапов проверки качества деталей и узлов является проведение испытаний.

Многие элементы ЖРД работают под высоким давлением, также не допускается утечка жидкостей и газов из систем. Для исключения брака и дефектов в условиях производства проводят испытания на прочность и герметичность. Испытания на герметич-

ность производятся с целью обнаружения дефектов изделия, через которые могут проникать газы, пары или жидкости. Испытания на прочность всегда проводятся при большем давлении, чем испытания на герметичность, а также предназначены для того, чтобы подтвердить запас прочности изделия [1].

Главное требование, предъявляемое к средствам технологического оснащения для испытаний, – приспособления должны смоделировать и выдержать нагрузки, которые испытывает изделие в режиме реальной работы. Оснастка должна быть прочной, надежной, удобной в эксплуатации и соответствовать всем требованиям, предъявляемым к ней технологическим процессом. Все детали и сборочные единицы, работающие под давлением, подлежат расчету на прочность. Расчет на прочность должен быть произведен исходя из усилий, возникающих от рабочего давления с обеспечением не менее пятикратного запаса прочности при пневмогидроиспытаниях. Резьбы заглушек и переходников, свинчиваемых с резьбами испытуемого объекта, должны быть рассчитаны, исходя из максимального давления в испытуемом объекте с учетом усилий затяжки резьбы [2].

В данной статье рассматривается пример: в вакуумной камере при испытаниях на герметичность мембраны изделия в пространство между тонкими листовыми оболочками подается давление [3]. Возникающая в результате подачи давления нагрузка, действующая по всей площади оболочек, неизбежно будет деформировать и раздувать оболочки мембраны. Во избежание негативных факторов во время испытаний требуется заневолить оболочки в приспособлении для испытаний, имитирующем контуры изделия, схема испытаний представлена на рисунке. Возникает трудность с определением герметичности изделия, поскольку тонкий листовый материал при нагрузке будет облегать приспособление, и течь, возможно, не будет обнаружена.

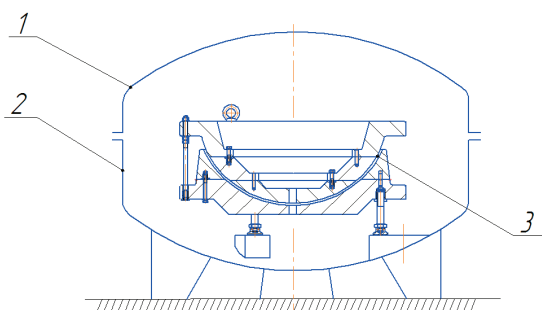


Схема испытаний в вакуумной камере  
1 – колпак вакуумной камеры, 2 – основание вакуумной камеры, 3 – объект испытаний

Предлагается конструкторское решение: на нижней и верхней поверхностях приспособления выполнить пазы «лучевой» формы. Такое решение дает возможность обнаружить течь, поскольку рабочее тело будет иметь возможность выхода в полость вакуумной камеры при дефекте изделия через фрезерованные пазы, а «лучевые опоры» будут надежно удерживать оболочки от деформаций. Для упрощения

изготовления приспособления предлагается допустить ступенчатый переход фрезерованных пазов глубиной от 1 до 5 мм.

Изделие и, соответственно, приспособление для испытаний этого изделия крупногабаритные (диаметр 1 200 мм), диафрагмы тонкие, материал, из которого они изготавливаются, мягкий. На основе вышеперечисленных факторов было принято решение использовать алюминий для изготовления оснастки, поскольку сталь, более твердый и тяжелый материал, может оставить следы, повредить изделие и крайне неудобна в монтаже и транспортировке.

В работе рассматривается следующая сложность: такого масштаба детали представляется возможным изготовить лишь из литых алюминиевых заготовок. В случае отсутствия на производстве возможностей для крупногабаритного алюминиевого литья необходимо заказывать заготовки на других предприятиях. Изготовление приспособления – это не серийное производство [4]. Требуется лишь единичный экземпляр. Сторонним организациям невыгодно изготавливать формы и подготавливать производство для заказа всего одной заготовки [5].

Так как в данном виде испытаний в этом приспособлении не требуется герметичность, то предлагается новая форма исполнения приспособления: наборная конструкция из листового материала. Было принято решение использовать листовой алюминий максимальной толщины, допускаемой ГОСТ 17232–99. Во избежание проворачивания конструкции между листами устанавливаются штифты, а для того, чтобы исключить распад приспособления, листы между собой стягиваются болтами.

Каждый уровень представляет собой отдельную деталь, предварительную обработку которой с технологическим припуском проводят до сборки. После сборки и стяжки деталей, изготовленных из листов алюминия, необходимо провести обработку радиуса контура, повторяющего контур оболочек изделия. Далее провести фрезерование пазов, аналогично тому, как эта операция выполнялась бы на целой детали, с допускаемым ступенчатым переходом для упрощения производства.

Таким образом, подводя итоги проделанной работы, можно сделать вывод о том, что такой метод проектирования крупногабаритных приспособлений, к которым не предъявляются требования по герметичности, возможно применять на производстве, на котором отсутствует крупногабаритное литье. Заказ заготовок из листового материала экономичнее, доступнее и быстрее для производства, чем заказ единичных литевых заготовок.

#### Библиографические ссылки

1. Гахун Г. Г., Баулин В. И., Володин В. А., Курпатенков В. Д., Краев М. В., Трофимов В. Ф. Конструкция и проектирование жидкостных ракетных двигателей. М. : Машиностроение, 1989.
2. Вдовенко В. Г., Колмаков Л. В. Вакуумные технологии в производстве ракетно-космической техники // Технология машиностроения : обзорно-

аналитический, научно-технический и производственный журнал. 2002. № 4 (16).

3. Моисеев В. А., Тарасов В. А., Колмыков В. А., Филимонов А. С. Технология производства жидкостных ракетных двигателей. М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2008.

4. Воробей В. В., Логинов В. Е. Технология производства жидкостных ракетных двигателей. М. : Изд-во МАИ, 2001.

5. Овсянников Б. В., Боровский Б. И. Теория и расчет агрегатов питания жидкостных ракетных двигателей. М. : Машиностроение, 1986.

#### References

1. Gahun G. G., Baulin V. I., Volodin V. A., Kurpatenkov V. D., Kraev M. V., Trofimov V. F.

Construction and design liquid rocket engines. M. : Mashinostroenie publ., 1989.

2. Vdovenco V. G., Kolmakov L. V. Technologies vacuum of production rocket-space craft // Manufacturing engineering : survey and analytical, scientific technical and production journal. 2002. № 4 (16).

3. Moiseev V. A., Tarasov V. A., Kolmikov V. A., Filimonov A. S. Production technology liquid rocket engines. M. : Baumans MGTU publ., 2008.

4. Vorobey V. V., Loginov V. E. Production technology liquid rocket engines. M. : MAI publ., 2001.

5. Ovsyannikov B. V., Borovsky B. I. Theory and calculation of units power liquid rocket engines. M. : Mashinostroenie publ., 1986.

© Самошкина П. Ю., 2016

УДК 621.45

## АНАЛИЗ МЕТОДИКИ РЕЗЕРВИРОВАНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ И СИСТЕМ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

В. М. Самошкин, И. М. Петров

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: vov-chik-91@mail.ru

*Проведен анализ методики резервирования элементов и систем ракетных двигателей. Рассмотрены методы резервирования. Определены наиболее эффективные способы резервирования элементов ракетных двигателей.*

*Ключевые слова: ракетный двигатель, надежность, резервирование, резервные элементы, вероятность отказа, вероятность безотказной работы.*

## ANALYSIS OF A TECHNIQUE TO RESERVE ELEMENTS AND SYSTEMS OF ROCKET ENGINES

V. M. Samoshkin, I. M. Petrov

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochoy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: vov-chik-91@mail.ru

*The paper analyses the techniques to reserve elements and systems of rocket engines. Reservation methods are considered. The methods of the most effective reservations of elements of rocket engines are determined.*

*Keywords: rocket engine, reliability, reservation, reserve elements, probability of refusal, probability of no-failure operation.*

Современные ракетные двигатели состоят из ряда систем и агрегатов, в свою очередь состоящих из большого количества элементов. Особенности ракетных двигателей как объектов оценивания надежности определяются задачами и условиями применения, особенностями их конструкции и характером протекающих в них рабочих процессов. Важной задачей при создании ракетных двигателей является выбор оптимального значения показателя надежности. Ракетные двигатели в процессе своего жизненного цикла проходят несколько этапов: проектирование, отработку, серийное производство и эксплуатацию. На-

дежность закладывается при проектировании, обеспечивается в производстве и поддерживается при эксплуатации.

Низкая надежность ракетных двигателей приводит к увеличению эксплуатационных расходов, гибели дорогостоящих конструкций, нанесению морального ущерба, т. е. к понижению боевой эффективности. Таким образом, важность решаемых задач и большая стоимость таких объектов требуют их высокой надежности [1].

Одним из эффективных способов повышения надежности, позволяющим создавать системы, надеж-

ность которых может быть выше надежности входящих в них элементов, является резервирование.

Резервированием называется метод повышения надежности путем включения резервных элементов при разработке систем или в процессе их эксплуатации [2].

Резервирование как способ повышения надежности целесообразно, когда надежность в результате количественной оценки оказывается ниже заданной и слабейшие звенья в функциональной схеме невозможно заменить более надежными. Существует два метода резервирования: общее и раздельное.

Общее резервирование применяется для повышения надежности ДУ, представляющих собой связку автономных блоков. В данном случае предусматривается кроме основных блоков один или несколько резервных, находящихся в рабочем или нерабочем состоянии [3].

Раздельное резервирование может применяться для повышения надежности блоков двигательной установки. В этом случае ДУ кроме основных элементов имеет резервные, которые соответствующим образом включаются в функциональную схему. При отказе основного элемента будет работать резервный, и ДУ сохраняет надежность. Из конструктивных соображений такими элементами ДУ могут быть: топливные клапаны, элементы автоматики управления, пиростартеры турбин, пусковые устройства, резервирование которых не приводит к значительным осложнениям схемы и практически осуществимо. Резервирование камер двигателя, турбонасосных агрегатов связано с большими трудностями конструктивного характера и практического применения не имеет. Очевидно, что раздельное резервирование можно применять только тогда, когда включение резервных элементов не изменяет режима работы и выходных параметров и не нарушает работоспособности всей системы.

По способу включения резерва как общее, так и раздельное резервирование может быть с постоянно включенным резервом (нагруженное) и с замещением (ненагруженное).

При нагруженном резервировании резервные элементы функционируют наравне с основными и постоянно включены в работу [4]. При таком способе резервировании вероятность отказа системы, состоящей из  $n$  элементов, по теореме умножения вероятностей будет представлена в виде

$$Q_c(t) = Q_1(t)Q_2(t)\dots Q_n(t) = \prod_{i=1}^n Q_i(t),$$

где  $Q_i(t)$  – вероятность отказа  $i$ -го элемента.

Вероятность безотказной работы системы при нагруженном резервировании

$$P_c(t) = 1 - Q_c(t) = 1 - \prod_{i=1}^n Q_i(t) = 1 - \prod_{i=1}^n [1 - P_i(t)].$$

При ненагруженном резервировании резервные элементы вводятся в работу переключателем только после отказа основных элементов [5]. При таком способе резервировании вероятность отказа системы,

состоящей из  $n$  элементов, по теореме умножения вероятностей будет представлена в виде

$$Q_c(t) \approx \frac{1}{n!} \prod_{i=1}^n Q_i(t),$$

а вероятность безотказной работы –

$$P_c(t) \approx \frac{1}{n!} \prod_{i=1}^n [1 - P_i(t)].$$

Как видно из вышеуказанных формул, вероятность отказа при резервировании замещением в  $n!$  меньше, чем при постоянном резервировании.

В практике создания ракетных двигателей наиболее эффективным считается использование ненагруженного резервирования. Так как при таком способе повышения надежности резервные элементы не подвергаются нагрузке, их показатели надежности не изменяются и они не могут отказать за время нахождения в резерве, т. е. интенсивность отказов резервных элементов до включения их в работу равна нулю. Это включение может производиться вручную или автоматически.

Несмотря на очевидные преимущества резервирования с позиции надежности, в изделиях, имеющих ограничения по массе (например, в ракетных двигателях), оно часто становится неприемлемым, так как структурное резервирование увеличивает массу изделия. Как правило, в таких изделиях резервируют особо ответственные, но небольшие по габаритным размерам и массе элементы: элементы автоматики, воспламенители, пиропатроны и другие, резервирование которых не приводит к значительным осложнениям конструкции, увеличению массы и реально осуществимо.

Таким образом, если для достижения высокой надежности элементов и систем ракетных двигателей конструктивных, технологических и эксплуатационных мероприятий оказывается недостаточно, то требуется применение резервирования. Это особенно относится к сложным системам, у которых повышение надежности отдельных элементов не позволяет добиться требуемой надежности систем в целом. Резервирование же позволяет уменьшить вероятность отказов на несколько порядков.

#### Библиографические ссылки

1. Волков Е. Б., Головков Л. Г., Сырицын Т. А. Жидкостные ракетные двигатели. Основы теории агрегатов ЖРД и двигательных установок. М. : Воениздат, 1970.
2. Волков Е. Б., Судаков Р. С., Сырицын Т. А. Основы теории надежности ракетных двигателей. М. : Машиностроение, 1974.
3. Коломенцев А. И., Краев М. В., Назаров В. П. и др. Испытание и обеспечение надежности : учебник / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т ; Моск. авиац. ин-т. Красноярск, 2008.
4. Краев М. В., Назаров В. П., Яцуненко В. Г. Основы теории и расчета надежности ракетных двигателей : учеб. пособие для студентов спец. 160302 «Ракетные двигатели» / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. – Красноярск, 2008.

5. Яцуненко В. Г., Назаров В. П., Коломенцев А. И. Стендовые испытания жидкостных ракетных двигателей : учеб. пособие / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2016.

**References**

1. Volkov E. B., Golovkov L. G., Siricin T. A. Liquid rocket engine. Bases of the theory of units LRE and propulsion systems. Moscow : Voenizdat publ., 1970.  
 2. Volkov E. B., Sudakov R. S., Siricin T. A. Bases of the theory of reliability of rocket engines. Moscow : Mashinostroenie, 1974.

3. Kolomencev A. I., Kraev M. V., Nazarov V. P. Tests and ensuring reliability. Textbook Siberian state aerospace university ; Moskow aviation institute. Krasnoyarsk, 2008.  
 4. Kraev M. V., Nazarov V. P., Yacunencko V. G., Bases of the theory and calculation reliability of rockets engines. Textbook for students specialty 16302 "Rockets engines" / Siberian state aerospace university. Krasnoyarsk, 2008.  
 5. Yacunencko V. G., Nazarov V. P., Kolomencev A. I. Tests bench liquid rockets engines: textbook / Siberian state aerospace university. Krasnoyarsk, 2016.

© Самошкин В. М., Петров И. М., 2016

УДК 629.7(075.8)

**АЛГОРИТМ РАСЧЕТА СОСТАВА СМЕСИ ПРОДУКТОВ СГОРАНИЯ**

Д. Р. Тележенко, Д. А. Жуйков

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
 Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
 E-mail: dentimenis@mail.ru

*Представлен алгоритм и разработанная блок-схема, позволяющие произвести расчет состава смеси продуктов сгорания камеры ЖРД.*

*Ключевые слова: алгоритм, камера ЖРД, дихотомия, продукты сгорания.*

**ALGORITHM FOR CALCULATING THE COMPOSITION OF THE MIXTURE COMBUSTION**

D. R. Telezhenko, D. A. Zhuikov

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
 31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
 E-mail: dentimenis@mail.ru

*The paper shows an algorithm and a developed flow chart allowing to calculate the composition of the mixture of LRE combustion chamber products.*

*Keywords: algorithm, LRE chamber, dichotomy, combustion products.*

Обеспечение и повышение эксплуатационных характеристик летательных аппаратов в целом определяют необходимость дальнейшего совершенствования теории и методик расчета процессов, протекающих в агрегатах и узлах двигательной установки [1]. Анализ существующих научно-технических источников показывает, что в последние десятилетия существует устойчивый научно-практический интерес к моделированию и разработке расчетных методик процессов горения в широком диапазоне практического назначения [2].

В данной работе разработан алгоритм, позволяющий произвести расчет смеси газов, образующейся в результате смешения компонентов и непосредственного сгорания топлива [3]. Ключевые выражения, описывающие работу алгоритма:

– закон Дальтона

$$P_D = \sum P_i, \tag{1}$$

где  $P_i$  – парциальное давление отдельного газа;

– разность давлений

$$\Delta P = P_D - P, \tag{2}$$

где  $P$  – действительное давление смеси газов в сечении;

– энтальпия

$$j = \frac{\sum (\mu_i P_i j_i)}{\mu P}, \tag{3}$$

где  $j_i$  – энтальпия  $i$ -го газа;

– полная энтальпия топлива

$$j_T = \frac{j_\Gamma + K_D j_0}{1 + K_D}, \tag{4}$$

где  $K_D$  – массовое действительное соотношение компонентов;

– разность энтальпий

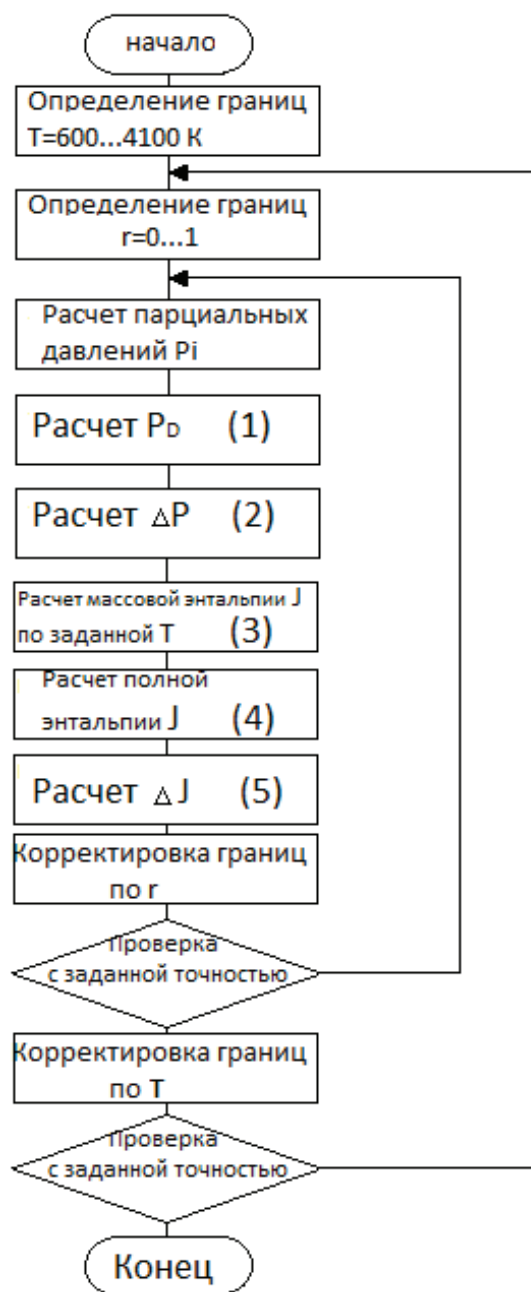
$$\Delta j = j_T - j. \tag{5}$$

Укрупненная блок-схема представлена на рисунке. Данный алгоритм начинается с блока определения границ по температуре, это необходимо для определения температуры в сечении. Далее идет непосредственный расчет состава смеси газов, который начинается с блока определения границ по объемной доле. Задавшись объемной долей  $r$ , используя уравнения баланса элементов и уравнения химического равновесия, рассчитывают парциальные давления всех десяти газов, входящих в состав продуктов сгорания [4].

После этого рассчитываются давление по закону Дальтона и разность этого давления с заданным давлением в сечении, также далее рассчитываются массовая энтальпия, полная энтальпия и разность этих энтальпий.

По окончании расчета смеси газов, используя метод дихотомии по разности давлений, производят корректировку границ объемной доли [5]. Далее в алгоритме происходит проверка заданной объемной доли с заданной точностью путем сравнения давления полученного по закону Дальтона, как суммы парциальных давлений, с давлением в сечении. После, если результаты проверки удовлетворяют требованиям, происходит корректировка границ температуры методом дихотомии [5].

Конец алгоритма представляет собой проверку заданной температуры, путем сравнения массовой энтальпии, зависящей от конкретной температуры, с энтальпией топлива, тогда результаты проверки удовлетворяют требованиям, и расчет завершается.



Блок-схема алгоритма расчета смеси газов продуктов сгорания

Таким образом, разработан полностью рабочий алгоритм расчета смеси продуктов сгорания в камере ЖРД, который будет реализован в программном обеспечении [6].

Автоматизированный расчет состава смеси продуктов сгорания позволит в дальнейшем корректно определять энергетические характеристики камеры ЖРД, проектировать более совершенные конструкции и проводить имитационное моделирование работы ЖРД в целом.

#### Библиографические ссылки

1. Алемасов В. Е., Дрегалин А. Ф., Тишин А. П. Теория ракетных двигателей. М. : Машиностроение, 1989. 464 с.
2. Добровольский М. В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования. М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2005. 488 с.
3. Беляев Е. Н., Чванов В. К., Черваков В. В. Математическое моделирование рабочего процесса жидкостных ракетных двигателей. М. : Изд-во МАИ, 1999. 228 с.
4. Горностаев В. И. Термодинамический расчет двигателя / Сиб. аэрокосмич. акад. 1994. 39 с.
5. Амосов А. А., Дубинский Ю. А., Копченова Н. П. Вычислительные методы для инженеров. М. : Мир. 1998. 544 с.

6. Тележенко Д. Р., Жуйков Д. А. Программное обеспечение к расчету основных параметров камеры ЖРД // Актуальные проблемы авиации и космонавтики : материалы XII Междунар. науч. конф. (11–15 апреля 2016, г. Красноярск) : в 2 т. / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2016.

#### References

1. Alemasov V. E., Dregalin A. F. silence AP Theory of rocket engines. M. : Engineering, 1989. 464 p.
2. Dobrovolsky M. V. liquid rocket engine. Fundamentals of design. M. : Publishing House of the MSTU. N. E. Bauman, 2005. 488 p.
3. Belyaev E. N., Chvanov V. K. Chervakov V.V. Mathematical modeling of working process of liquid rocket engines. M. : Publishing house of the Moscow Aviation Institute, 1999. 228 p.
4. Gornostaev V. I. thermodynamic calculation engine. CAA. 1994. 39.
5. Amosov A. A., Dubinsky Yu. .A., Kopchenova N. P. Numerical Methods for Engineers. M. : Mir. 1998. 544 p.
6. Telezhenko D. R., Zhuikov D. A. Software for the calculation of basic camera parameters LRE // Actual problems of aviation and aerospace: materials XII Intern. scientific. conf. (11–15 April 2016, Krasnoyarsk): 2 t.; Sib. state. aerospace. univ. Krasnoyarsk, 2016.

© Тележенко Д. Р., Жуйков Д. А., 2016

УДК 621.565.93

### ПУЛЬСАЦИИ ДАВЛЕНИЯ В ЦЕНТРОБЕЖНЫХ НАСОСАХ

Д. Р. Тележенко, А. А. Окладников, М. В. Кубриков

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: dentimenis@mail.ru

*Рассмотрен эффект возникновения пульсаций давления в центробежных насосах турбонасосного агрегата ЖРД.*

*Ключевые слова: пульсации давления, лопатки рабочего колеса, центробежный насос, столкновение потоков.*

### PRESSURE PULSATION IN CENTRIFUGAL PUMPS

D. R. Telezhenko, A. A. Okladnikov, M. V. Kubrikov

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: dentimenis@mail.ru

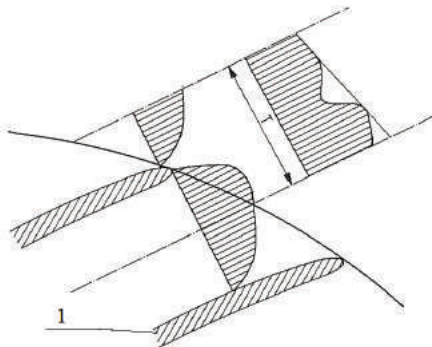
*The research demonstrates effect of the occurrence of pressure pulsations in centrifugal pumps in LRE turbopump unit.*

*Keywords: pressure fluctuations, the impeller blades, centrifugal pump, the collision flows.*

Оценка различных колебаний и пульсаций в узлах двигательной установки играет важную роль при проектировании ЖРД. При работе центробежного насоса лопатки конечной толщины на рабочем колесе образуют различные завихрения и турбулентность, которые в свою очередь создают пульсации давления на задней кромке лопатки [1].

На рисунке схематично показано распределение скоростей потока до столкновения и после. Пульсации давления на частоте лопаток рабочего колеса вызываются каждой лопастью при прохождении через «корпусной водорез» – участок, где поток переходит из вращательного движения в поступательное [2]. Вызывают пульсации давления различные физические

механизмы, такие как, конечная толщина лезвия задней кромки лопатки, пограничные слои на обеих сторонах лопатки и разница в распределении скоростей между стенками лопатки [3].



Пульсации давления при столкновении потоков на выходе из рабочего колеса:  
1 – лопатка рабочего колеса,  $T$  – ширина полосы столкновения

Высокие уровни пульсаций давления и возникающие вследствие этого колебания оказывают негативное влияние на различные компоненты насоса, что может привести к серьезным повреждениям. Учитывая частоту вращения колеса турбонасосного агрегата, возникновение вибраций от пульсации давления приводит к возникновению усталостных напряжений на лопатках рабочего колеса и их последующему разрушению. Также если частота пульсаций совпадает с частотой работы насоса, возникнет резонанс этих частот, что в ряде случаев может привести к разрушению подшипника [4].

Эффект пульсации не может быть просчитан теоретически. Поэтому проводятся испытания со сбором статистических данных для последующего проектирования рабочего колеса и диффузора [5].

Таким образом, необходимо учитывать возникновение пульсаций давления для стабильной работы насоса и всего агрегата в целом. Точный прогноз величины пульсаций давления невозможен, а экспериментальные результаты справедливы только для конкретного насоса и зависят от того, в какой системе насос работает.

#### Библиографические ссылки

1. Овсянников Б. В., Боровский Б. И. Теория и расчет агрегатов питания ЖРД. М. : Машиностроение, 1986. 376 с.
2. Тележенко Д. Р., Жуйков Д. А. Начальные условия к расчету течения в цилиндрической полости вращения центробежных насосов ЖРД // Актуальные проблемы авиации и космонавтики : материалы XI Междунар. науч. конф. (8–12 апреля 2015 г., Красноярск) : в 2 т. / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2015. 774 с.
3. Баулин В. И., Краев М. В. Конструкция и проектирование турбонасосных агрегатов ЖРД. М. : МАИ, 1985. 120 с.
4. Кишкин А. А., Краев М. В., Никитин П. А. Выбор параметров и расчет лопаточных машин двигателей летательных аппаратов / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2004. 156 с.
5. Целиков В. А., Байков А. В. Методика расчета турбины ТНА ДУ с использованием ЭВМ. М. : МАИ, 1988. 48 с.

#### References

1. Ovsyannikov B. V., Borovsky B. I. Theory and calculation power units LRE. M. : Mechanical Engineering, 1986. 376 p.
2. Telezhenko D. R., Zhuikov D. A. The initial conditions for the calculation of the flow in a cylindrical cavity of rotation centrifugal pumps LRE // Actual problems of aviation and aerospace: materials XI Intern. scientific. Conf. (April 8–12, 2015, Krasnoyarsk): 2 t.; Sib. state. aerokosmich. Univ. Krasnoyarsk, 2015. 774 p.
3. Baulin V. I., Kraev M. V. The construction and design turbopump unit LRE. MAI, Moscow, 1985. 120 p.
4. Kishkin A. A. Kraev M. V., Nikitin P. Selection of parameters and calculation of turbomachinery aircraft engines / Siberian State Aerospace University, Krasnoyarsk, 2004. 156 p.
5. Tselikov V. A., Baikov A. V. The methodology of calculation of the TPA control the turbine using a computer. M. : MAI, 1988. 48 p.

© Тележенко Д. Р., Окладников А. А.,  
Кубриков М. В., 2016

УДК 62-1/9

### МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ КРИОГЕННЫХ КОМПОНЕНТОВ ЧЕРЕЗ ФОРСУНОЧНУЮ ГОЛОВКУ В СРЕДЕ SOLIDWORKS

А. С. Торгашин, А. М. Бегишев, М. И. Толстопятов

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: ttarg23@gmail.com

*Авторы исследуют применимость САПР SolidWorks к расчету форсунок для камеры ЖРД.*

*Ключевые слова: форсунка, сходимости, криогенный компонент.*



## SIMULATING FLOW OF CRYOGENIC COMPONENTS THROUGH THE MIXING HEAD IN SOLIDWORKS

A. S. Torgashin, A. M. Begishev, M. I. Tolstopjatov

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: ttarg23@gmail.com

*The authors investigate the applicability of the CAD software SolidWorks to calculate nozzle for camera LRE.*

*Keywords: nozzle, convergence, cryogenic component.*

При проектировании ЖРД необходимо стремиться к обеспечению качественного протекания теплового процесса в камере двигателя. Определяющее значение для рабочего процесса, в частности в камере сгорания, – процесса превращения компонентов топлива или продуктов газогенерации в продукты сгорания – имеет смесеобразование. Процесс смесеобразования должен обеспечить: возможно полное сгорание компонентов в камере двигателя, возможно более равномерное распределение соотношения компонентов и расходонапряженности по сечению камеры, возможно меньшую склонность к возникновению неустойчивого горения, образование пристеночного слоя, необходимого для защиты стенок от высоких тепловых потоков [1].

В ЖРД смесеобразование осуществляется смесительной головкой. Таким образом, обобщив, имеем, что работа смесительной головки в значительной степени определяет полноту сгорания, устойчивость рабочего процесса и надежность теплозащиты стенок камеры ЖРД. Из технологических требований смесительную головку целесообразно проектировать и изготавливать в виде отдельного узла камеры двигателя – блока головки. Типично блок состоит из трех дниц – переднего, или огневого, среднего и наружного. Днища образуют две основные полости головки, внутреннюю, в которую поступает компонент из охлаждающего тракта, и наружную полость со вторым компонентом. Внутренние перегородки соединены со средним и наружными днищами, которые в свою очередь соединены с корпусом головки. Также имеются патрубок, через которые подводится компонент из наружной полости и набор форсунок, соединенных с огневым и средним днищами. Благодаря соединениям форсунок и перегородок с днищами конструкция головки приобретает большую жесткость и прочность, способность выдерживать большие давления в полостях в камере сгорания [2].

Важными конструктивными элементами смесительной головки являются форсунки. Это деталь двигателя, отвечающая за обеспечение надлежащего расхода компонентов. Она также определяет качество распыления и местное соотношение окислителя и горючего в камере сгорания. Форсунки могут выполняться как в виде простых тонких сверлений непосредственно в головке камеры двигателя, так и в виде отдельных самостоятельных узлов для подачи компонента, закрепленных в головке. Конструктивно форсунки входят в систему впрыска, состоящую из двух основных частей: распределителя, который обеспечивает равномерный подвод компонентов к форсункам, и головки, в которой расположены форсунки [3].

Обычно в ЖРД выделяют два основных вида форсунок: струйные и центробежные. Имеются также случаи применения щелевых форсунок, которые можно рассматривать как разновидность струйных форсунок, имеющих не круглую, а щелевидную форму выходного отверстия. В случае центробежных форсунок имеем искусственную закрутку подаваемой через нее струи жидкости посредством тангенсальных отверстий или завихрителя. После выхода жидкости из сопла форсунки под действием центробежных сил образуется тонкая конусообразная пелена компонента. Центробежные форсунки имеют широкий и сравнительно короткий конус распыла и более тонкий, чем у струйных. Все это приводит к уменьшению зон распыления и испарения. Однако недостатком центробежных форсунок является их большая конструктивная сложность и меньшая пропускная способность по сравнению со струйными форсунками. Также форсунки можно классифицировать по агрегатному состоянию компонентов топлива (жидкостные, газовые или газожидкостные) и числу компонентов, вводимых в КС одной форсункой (однокомпонентные и двухкомпонентные) [4]. Также стоит учитывать форму распределителя и расположение форсунок, что дает достаточно большой простор для технических решений, но необходимо обеспечить следующие условия для эффективной работы смесительной головки: равномерное распределение по сечению камеры соотношения компонентов, предотвращение возникновения неустойчивого горения, защита стенок камеры от прогара, удобство подвода компонентов. В данном случае по схемам размещения форсунок выделяют следующие схемы расположения: шахматное, сотовое, концентрическое.

Основной целью работы являлась оценка сходимости полученных данных при расчете модели форсуночной головки в программном пакете SolidWorks: flow simulation с предварительными расчетами. Данный пакет позволяет определять эффективность разгона частиц устройствами (в нашем случае форсункой) и расстояние, на котором две поступившие в камеру текущие среды перемешиваются друг с другом [5]. Используемая пара – жидкий водород + жидкий кислород. Расчет проводился для нескольких видов форсунок (жидкостных и газожидкостных) с разными схемами их расположения на форсуночной головке. Также был проведен аналогичный расчет с некриогенной топливной парой с целью аналогичного определения сходимости и общей оценки точности расчетов для двух компонентов.

В ходе работы была сделана модель форсуночной головки со всеми необходимыми предшествующими

расчетами и смоделировано течение текучей среды со свойствами, максимально приближенными к свойствам заданных компонентов топлива. Таким образом, было получено визуальное представление течения компонентов через форсунки и эпюры изменения некоторых из параметров. Опираясь на результаты, было решено расширить диапазон используемых форсунок, а также добавить другие криогенные топливные пары (например, жидкий водород и жидкий озон).

#### Библиографические ссылки

1. Алемасов В. Е., Дрегалин А. Ф., Тишин А. П. Теория ракетных двигателей. М. : Машиностроение, 1980. 535 с.
2. Гахун Г. Г. Конструкция и проектирование жидкостных ракетных двигателей. М., 1989. С. 127–128.
3. Ракетные двигатели / М. Баррер, А. Жомотт, Б. Ф. Вебе и др. М., Оборонгиз, 1962. 801 с.
4. Егорычев В. С. Расчет и проектирование смеобразования в камере ЖРД. Самара : Изд-во СГАУ, 2011. С. 100.

5. SolidWorks 2007/2008. Компьютерное моделирование в инженерной практике / А. А. Алямовский, А. А. Собачкин, Е. В. Одинцов и др. СПб. : БХВ-Петербург, 2008. С. 1038.

#### References

1. Alemasov V. E., Dregalin A. F., Tishin A. P. Theory of rocket engines. M. : Mashinostroenie, 1980. 535 p.
2. Gahan G. G. the construction and Design of liquid rocket engines. M., 1989. P. 127–128.
3. Rocket engines / M. Barrer, A. Zhomott, B. F. Vebe i dr. M., Oborongiz, 1962. 801 p.
4. Egorychev V. S. Calculation and design of mixing chamber LRE. Samara : Publisher SSAU, 2011. P. 100.
5. SolidWorks 2007/2008. Computer modeling in engineering practice / A. A. Aljamovskij, A. A. Sobachkin, E. V. Odincov et al. SPb. : BHV-Petersburg, 2008. P. 1038.

© Бегишев А. М., Торгашин А. С., Толстопятков М. И., 2016

УДК 621.01

## ГЕНЕРАТОР ЭЛЕКТРИЧЕСКОГО ТОКА НА ПОТОКЕ ПЛАЗМЫ

В. И. Трифанов, Д. Р. Рыжов, Б. Н. Казьмин, И. В. Трифанов

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: sibgau-uks@mail.ru

*Рассмотрена возможность преобразования энергии заряженных частиц в электростатическое электричество при помощи генератора электрического тока.*

*Ключевые слова: генератор, электрический ток, поток плазмы, заряженные частицы, конденсатор.*

## THE GENERATOR OF ELECTRIC CURRENT IN THE PLASMA FLOW

V. I. Trifanov, D. R. Ryzhov, B. N. Kaz'min, I. V. Trifanov

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: sibgau-uks@mail.ru

*The paper deals with the possibility of energy conversion of charged particles in electrostatic electricity through a generator of electric current.*

*Keywords: generator, electric current, flow of plasma, charged particles, condenser.*

Получение электроэнергии для работы летательных аппаратов является весьма актуальным [1]. В связи с этим был предложен генератор электрического тока на потоке плазмы [2].

Плазма может быть получена при работе плазменно-реактивных электродинамических двигателей космических летательных аппаратов [3].

Известно также наличие вокруг Земли околопланетной плазмы, которая обладает большой энергией и может быть использована для получения электроэнергии космическими летательными аппаратами (КЛА), например, на высоте 300–1 000 км, что позволит

улучшить электроразрядную обстановку около КЛА и повысить его энергетические характеристики.

Предложенный генератор электрического тока на потоке плазмы [2] может быть использован для получения и накопления электростатического электричества, а также для получения электрического тока для питания систем и агрегатов КЛА и электросистем транспортных средств. Накопление статического заряда при работе генератора происходит за счет преобразования энергии потока заряженных частиц (электронов или катионов) плазмы в энергию электростатического заряда за счет электростатического торможения с обеспечением стабильности электрического

тока и напряжения, например, при зарядке аккумуляторов электрической системы. Генератор содержит аксиально-конические каналы, являющиеся заряжающими электродами суперконденсаторов, в качестве электролита в которых используется модифицированный электролит, работающий при температуре до 250 °С. Электроды конденсаторов покрыты специальным токопроводящим покрытием, обеспечивающим быструю зарядку (до 5 В) и разрядку конденсаторов. При соединении конденсаторов последовательно можно получить напряжение 27 В, 110 В и т. д. для электроснабжения систем КЛА. Электроды и работа генератора электрического тока являются непольярными, поэтому рабочие секции его могут быть использованы для преобразования энергии как положительно заряженных, так и отрицательно заряженных частиц в электростатическое электричество. Процесс регулируется знаком и величиной потенциала на входном поляризирующе-ускоряющем кольцевом электроде диффузоров, соединенного с заряжающими электродами.

#### Библиографические ссылки

1. Принципы построения электроэнергетических и электродинамических технологий космических аппаратов : монография / И. В. Трифанов, Б. Н. Казьмин, Д. Р. Рыжов, И. И. Хоменко ; под общ. ред. И. В. Трифанова ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2015. С. 8–38.

2. Пат. 2597205 Российская Федерация, Н01J 25/68 (2006.01). Генератор электрического тока на потоке плазмы / Трифанов И. В., Казьмин Б. Н., Трифанов В. И., Оборина Л. И. № 2015112048/07 ; заявл. 21.04.2015 , опубл. 10.09.2016, Бюл. № 25.

3. Пат. 2472964 Российская Федерация, МПК F03H 1/00(2006.01). Плазменно-реактивный электродинамический двигатель / Трифанов И. В., Казьмин Б. Н., Оборина Л. И., Сутягин А. В. № 2011133157/06 ; заявл. 05.08.2011 , опубл. 20.01.2013, Бюл. № 2. 4 с.

#### References

1. Trifanov I. V., Kaz'min B. N., Ryzhov D. R., Khomenko I. I. *Printsipy postroeniya elektroenergeticheskikh i elektrodinamicheskikh tekhnologiy kosmicheskikh apparatov* [Principles of electric and electro-spacecraft technologies]. Krasnoyarsk, 2015. 182 p.

2. Trifanov I. V., Kaz'min B. N., Trifanov V. I., Oborina L. I. *Generator elektricheskogo toka na potoke plazmy* [The generator of electric current in the plasma flow] Patent RF no 2597205, 2016.

3. Trifanov I. V., Kaz'min B. N., Oborina L. I., Sutyagin A. V. *Plazmenno-reaktivnyi elektrodinamicheskii dvigatel'* [Plasma-reactive electrodynamic engine]. Patent RF no 2472964, 2013.

© Трифанов В. И., Рыжов Д. Р., Казьмин Б. Н., Трифанов И. В., 2016

УДК 621.01

### ПОВЫШЕНИЕ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ ЭЛЕКТРИЧЕСКОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

И. В. Трифанов, Д. Р. Рыжов, Б. Н. Казьмин, В. И. Трифанов

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: sibgau-uks@mail.ru

*Рассмотрен способ повышения энергетической эффективности электрического ракетного двигателя.*

*Ключевые слова: электрический ракетный двигатель, электроны, энергетическая эффективность, заряженные частицы.*

### ENERGY EFFICIENCY OF ELECTRIC PROPULSION

I. V. Trifanov, D. R. Ryzhov, B. N. Kaz'min, V. I. Trifanov

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Ave., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: sibgau-uks@mail.ru

*The method of improving the energy efficiency of electric propulsion is studied.*

*Keywords: electric propulsion, electrons, energy efficiency, charged particles.*

Электрические ракетные двигатели имеют предел энергетических возможностей из-за недостатка электроэнергии, что не позволяет создавать высокую тягу. Процесс ЭРД энергетически очень затратный, однако

удельный импульс он имеет высокий из-за большой скорости истечения продуктов сгорания до 200 км/с [1]. В связи с этим при создании и эксплуатации ЭРД возникает проблема большого количества электро-

энергии. Известно, что чем выше удельный импульс, тем меньше требуется вещества и больше энергии для создания единицы тяги. Поскольку мощность источника энергии ограничена, предложен способ создания электрореактивной тяги, который может быть применен в электрореактивных двигателях и источниках энергии для аэрокосмических транспортных средств [2] и аппаратов. Способ заключается в формировании потока продуктов сгорания топлива, движущегося с заданной скоростью в магнитном поле, вектор индукции которого ортогонален вектору скорости потока продуктов сгорания. При этом на газовый поток продуктов сгорания воздействуют резонансным СВЧ-излучением, создавая плазменное ядро. В поле индуктора магнитного поля под действием силы Лоренца в плазменном ядре происходит разделение потока продуктов сгорания на электроны и катионы, движущиеся в противоположных направлениях. Под действием электрического поля ускорителя в канале образуется пучок катионов, движущийся со скоростью  $V_k$ , ускоряясь электрическим полем ускорителя, установленного в зоне критического сечения сопла, до высоких скоростей. В результате может происходить преобразование исходной энергии в кинетическую энергию реактивной струи рабочего тела с высокой скоростью, до 300 км/с на срезе сопла.

Под действием электрического поля аксиального анода, ускоряющего электроны, проходящие через мембрану, которая пропускает через себя электроны и не пропускает анионы, катионы и нейтральные частицы продуктов сгорания, рассеивающие электроны образуют пучок. Пучок электронов концентрируется и усиливается в концентраторе-усилителе и направляется на преобразование в электрическую мощность. Преобразование энергии пучков электронов в электрическую мощность может осуществляться по двухполупериодной схеме [3], путем преобразования конвекционного тока, токов смещения и тока проводимости в электромагнитный процесс, а также в генераторе электрического тока [4] на потоке плазмы, в электростатическое электричество, за счет электростатического торможения, которое затем может быть преобразовано, например, в постоянный электрический ток.

Выделение пучка электронов практически не уменьшает кинетическую энергию продуктов сгорания топлива, однако электрическая мощность пучка электронов  $m_k/m_e$  раз больше, чем у пучка катионов (где  $m_k$ ,  $m_e$  – масса катионов и электронов соответственно).

В связи с этим превращение энергии пучка электронов в электрическую мощность может существенно повысить энергетическую эффективность электрического ракетного двигателя [1]. Полученную электроэнергию можно использовать для создания дополнительной электрореактивной тяги или транспортировать в бортовую систему электропитания для электроснабжения других систем ЛА. Катионы за срезом сопла электрического ракетного двигателя также можно преобразовать в электростатическое электричество с последующей нейтрализацией заряженных частиц при помощи генератора электрического тока на потоке плазмы [4], установленного у среза сопла. Это позволит улучшить электроразрядную обстановку вокруг ЛА, устранить вредное влияние заряженных частиц продуктов сгорания топлива на работу ЛА и повысить энергетическую эффективность ЭРД.

троснабжения других систем ЛА. Катионы за срезом сопла электрического ракетного двигателя также можно преобразовать в электростатическое электричество с последующей нейтрализацией заряженных частиц при помощи генератора электрического тока на потоке плазмы [4], установленного у среза сопла. Это позволит улучшить электроразрядную обстановку вокруг ЛА, устранить вредное влияние заряженных частиц продуктов сгорания топлива на работу ЛА и повысить энергетическую эффективность ЭРД.

### Библиографические ссылки

1. Принципы построения электроэнергетических и электродинамических технологий космических аппаратов: монография / И. В. Трифанов, Б. Н. Казьмин, Д. Р. Рыжов, И. И. Хоменко ; под общ. ред. И. В. Трифанова / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2015. 182 с.
2. Пат. 2567896 Российская Федерация, МПК F03N 1/00. Способ создания электрореактивной тяги / Казьмин Б. Н., Трифанов И. В., Оборина Л. И., Рыжов Д. Р., Дубова Е. Д. № 2013125958/06 ; заявл. 05.06.2013 , опубл. 10.11.2015, Бюл. №31. 5 с.
3. Пат. 2578207 Российская Федерация, МПК H02N 3/00 (2006.01). Способ получения электроэнергии / Казьмин Б. Н., Колмыков В. А., Трифанов И. В., Рыжов Д. Р., Оборина Л. И. №2014109507/07 ; заявл. 12.03.2014 , опубл. 27.03.2016, Бюл. № 9. 6 с.
4. Пат. 2597205 Российская Федерация, H01J 25/68 (2006.01). Генератор электрического тока на потоке плазмы / Трифанов И. В., Казьмин Б. Н., Трифанов В. И., Оборина Л. И. №2015112048/07 ; заявл. 21.04.2015 , опубл. 10.09.2016, Бюл. № 25.

### References

1. Trifanov I. V., Kaz'min B. N., Ryzhov D. R., Khomenko I. I. *Printsipy postroeniya elektroenergeticheskikh i elektrodinamicheskikh tekhnologiy kosmicheskikh apparatov* [Principles of electric and electro-spacecraft technologies]. Krasnoyarsk, 2015. 182 p.
2. Kaz'min B. N., Trifanov I. V., Oborina L. I., Ryzhov D. R., Dubova E. D. *Sposob sozdaniya elektroreaktivnoy tyagi* [The process of creating electro jet thrust]. Patent RF, no 2567896, 2015.
3. Kaz'min B. N., Kolmykov V. A., Trifanov I. V., Ryzhov D. R., Oborina L. I. *Sposob polucheniya elektroenergii* [The method of producing electricity]. Patent RF, no 2578207, 2016.
4. Trifanov I. V., Kaz'min B. N., Trifanov V. I., Oborina L.I. *Generator elektricheskogo toka na potoke plazmy* [The generator of electric current in the plasma flow] Patent RF no 2597205, 2016.

© Трифанов И. В., Рыжов Д. Р., Казьмин Б. Н., Трифанов В. И., 2016

УДК 621.454.2

## ОБЕСПЕЧЕНИЕ КАЧЕСТВА РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ ПУТЕМ ВНЕДРЕНИЯ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ ИЗГОТОВЛЕНИЯ И МОНТАЖА ТРУБОПРОВОДОВ СЛОЖНОЙ КОНФИГУРАЦИИ

Е. Н. Ярцев, В. П. Назаров, Н. С. Теряев

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: yartseven.akruks@gmail.com

*Производство является одной из ключевых стадий создания ракетного двигателя. На данном этапе технологии, применяющиеся при изготовлении двигателя и его элементов, определяют качество выпускаемого изделия, его стоимость, надёжность. Предлагается решение по модернизации технологических процессов сборки-сварки жидкостного ракетного двигателя, направленное на повышение производительности и качества выпускаемой продукции.*

*Ключевые слова: технологический процесс, автоматизация, ракетный двигатель.*

## ENSURING QUALITY OF ROCKET ENGINE BY APPLYING THE AUTOMATED SYSTEM OF MANUFACTURING AND ASSEMBLING COMPLEX CONFIGURATION PIPE

E. N. Yartsev, V. P. Nazarov, N. S. Teryaev

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: yartseven.akruks@gmail.com

*The production is a key stage of developing a rocket engine. Technologies, which are used in the production process, determine a quality, total cost, and reliability of a liquid rocket engine. We propose to upgrade assembly-welding of a rocket engine that is aimed at increasing productivity and product quality.*

*Keywords: workflow, automation, rocket engine.*

Для надёжной работы ракетного двигателя (РД) необходимо обеспечить максимальную герметичность и прочность всех соединений, которые в свою очередь должны отвечать требованиям наименьшего значения массы и гидравлического сопротивления [1]. Система питания РД и управляющие магистрали представляют собой линии последовательно соединённых трубопроводов различной конфигурации и размеров. Они имеют следующие особенности: отсутствие или незначительное число прямолинейных участков, сложная пространственная конфигурация, возможное смещение координат мест стыковки (в сравнении с эталоном). Основная методика, по которой разрабатывается комплект технологической документации на изготовление и монтаж трубопроводов, описана в отраслевых стандартах (ОСТ 92-1600, ОСТ 92-1601, ОСТ 92-1602) [2].

В современных жидкостных ракетных двигателях (ЖРД) большинство узлов трубопроводов изготавливается «по месту», но это не снижает количества компенсирующих звеньев и не исключает необходимости дальнейшей подгибки трубопровода в процессе его монтажа на РД по причине наличия ряда ограничений, накладываемых вышеуказанной нормативной документацией.

Вследствие этого увеличивается количество соединений и повышается общее сопротивление магистрали. Для решения данной проблемы и снижения монтажных неточностей при установке трубопроводов на двигатель необходимо применять комплексную автоматизированную систему изготовления и

монтажа трубопроводов сложной конфигурации с применением 3D-моделирования. Алгоритм работы системы представлен на рис. 1 и 2.

Исходные параметры и конфигурацию трубопровода можно получить двумя способами:

1) измерив эталон-трубопровод с помощью современных контрольно-измерительных машин (КИМ) типа «FARO FUSION»;

2) получив конфигурацию из 3D-модели двигателя или узла (при этом необходимо корректировать координаты мест стыковки путем их измерения контрольно-измерительной машиной и внесения соответствующих изменений в 3D-модель) (рис. 3).

На следующем этапе создается управляющая программа (УП) для осуществления гибки трубопровода на трубогибном станке с ЧПУ, для чего может использоваться технологическое программное обеспечение TezetCAD. Созданная 3D-модель загружается в TezetCAD. После чего TezetCAD в автоматическом режиме на основе предоставленных данных разрабатывает управляющую программу для трубогибного станка и представляет её либо в формате, поддерживаемом данной моделью оборудования, либо в виде таблицы MS Excel [3].

Затем данные управляющей программы необходимо внести в блок управления станка с ЧПУ для осуществления гибки трубопровода с последующим контролем конфигурации при помощи КИМ (путем сравнения исходной 3D-модели и данных, полученных в процессе измерения изготовленного трубопровода) (рис. 4).

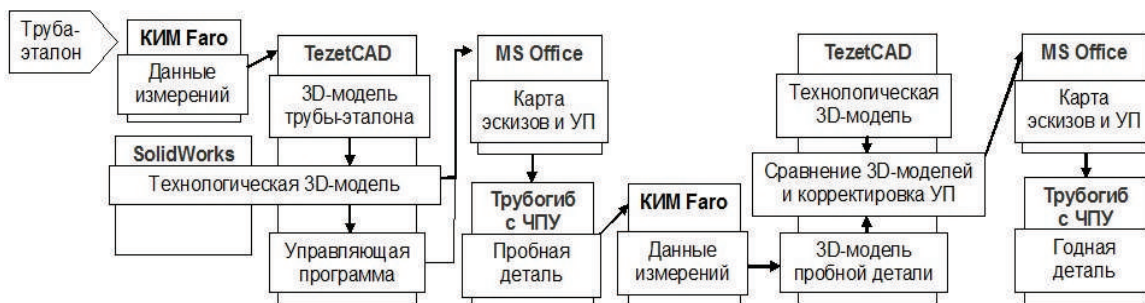


Рис. 1. Алгоритм работы системы (вариант 1)

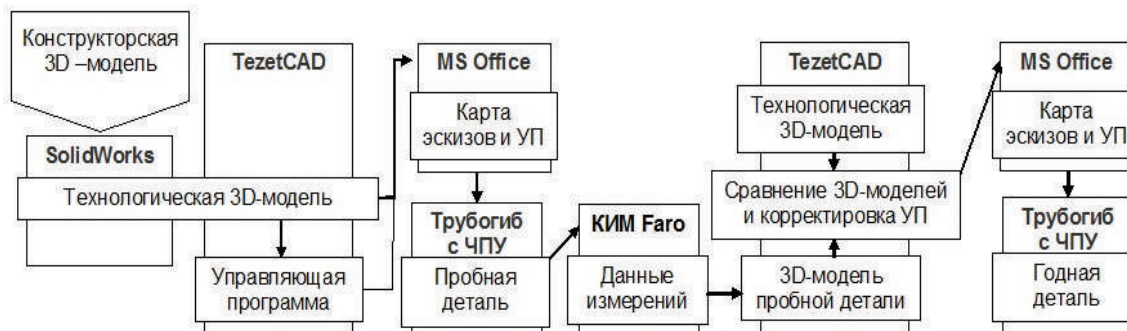


Рис. 2. Алгоритм работы системы (вариант 2)

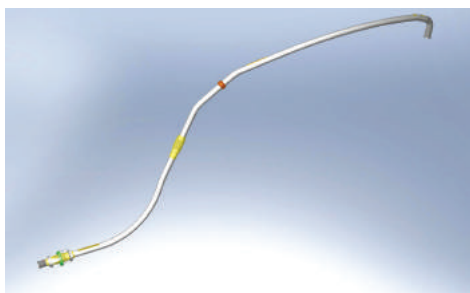


Рис. 3. 3D-модель трубопровода

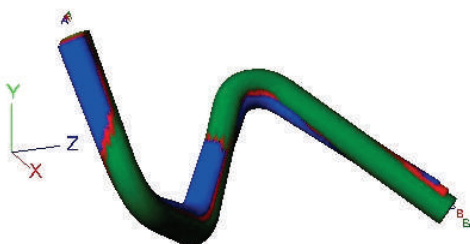


Рис. 4. Графическое представление результатов измерения изготовленного трубопровода (в сравнении с эталонной 3D-моделью)

В случае успешного прохождения операции контроля узел трубопровода допускается в дальнейшую работу.

Применение представленной системы позволит исключить сложный и трудоемкий процесс эталонирования трубопроводов, снизить долю ручного труда в технологическом процессе производства ЖРД, по-

высить точность изготовления и сборки трубопровода, исключить необходимость подгибки трубопровода при монтаже, исключить из конструкции двигателя компенсирующие звенья.

#### Библиографические ссылки

1. Гахун Г. Г. Конструкция и проектирование жидкостных ракетных двигателей : учебник / Г. Г. Гахун, В. В. Володин, М. В. Краев. М. : Машиностроение, 1989. 424 с.
2. Моисеев В. А., Тарасов В. А., Колмыков В. А., Филимонов А. С. Технология производства жидкостных ракетных двигателей. М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2008. 381 с.
3. Банк патентов: [Электронный ресурс]. URL: <http://bankpatentov.ru/node/364488>. (дата обращения: 10.09.2016).

#### References

1. Gakhun G. G. *Konstrukciya i proektirovanie zhidkostnykh raketnykh dvigatelei* [The construction and design of liquid rocket engines]. Moscow, Mashinostroenie publ., 1989. 424 p.
2. Moiseev V. A., Tarasov V. A., Kolmykov V. A., Filimonov A. S. *Tekhnologiya proizvodstva zhidkostnykh raketnykh dvigatelei* [Technology of production of liquid rocket engines]. Moscow : Publishing House of the MSTU. N. E. Bauman, 2008. 381 p.
3. The Bank of patents. Available at: <http://bankpatentov.ru/node/364488>. (accessed 10.09.2016).

© Ярцев Е. Н., Назаров В. П., Теряев Н. С., 2016

УДК 621.74.045

## ИСПОЛЬЗОВАНИЕ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ПРИ ЛИТЬЕ ПО ВЫПЛАВЛЯЕМЫМ МОДЕЛЯМ В АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ

М. В. Кубриков

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: gidroponika@mail.ru

*Рассмотрен инновационный комбинированный экструдер с осесимметричным расположением соплового аппарата. Рассмотрено его применение для совершенствования технологии литья по выплавляемым моделям.*

*Ключевые слова: 3D-печать, аддитивные технологии, литье по выплавляемым моделям, комбинированный экструдер.*

## USING ADDITIVE TECHNOLOGIES WHEN CASTING FOR THE MELTED MODELS IN SPACE INDUSTRY

M. V. Kubrikov

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: gidroponika@mail.ru

*The paper considers an innovative combination of extruder with axially symmetric arrangement of the nozzle. We consider its use as an improvement of the technology of casting on the melted models.*

*Keywords: 3D-print, additive technologies, casting on the melted models, the combined extruder.*

В современном мире 3D-печать уже не является чем-то недостижимым, практически каждый может позволить себе 3D-принтер, использующий дешевую и распространенную технологию послойной печати. На данном этапе развития FDM технологии возможно получить только внешнее сходство с низкими прочностными показателями. Полученное изделие невозможно использовать как готовое изделие ввиду его низкой прочности и износостойкости.

Использование в качестве основного материала тугоплавкого воска позволяет получить пусть и не прочную модель, но достаточно геометрически точную деталь. Достижимая на данном этапе точность печати находится в пределах 0,01 мм, что является достаточным условием для осуществления литья по выплавляемым моделям [3].

Основной проблемой 3D-печати по FDM технологии является межслойное расслоение распечатанной детали, т. е. деталь имеет ярко выраженные анизотропные свойства. Самыми передовыми экструдерами считаются устройства с двумя печатающими головками, способные использовать для печати два различных материала. В России очень слабо развито создание 3D-принтеров, способных использовать легкоплавкие материалы, хотя это является мировой тенденцией при создании выплавляемых моделей.

Для получения изотропного материала и уменьшения деформации при печати разработано комбинированное осесимметричное сопло экструдера [1]. Сопловой аппарат экструдера представляет собой слияние двух частей для грубой и точной печати, находящихся осесимметрично. Использование одного

комбинированного экструдера вместо двух совмещенных позволяет уменьшить вес конструкции печатающей головки и упростить конструктив в целом, что положительно сказывается на надежности 3D-принтера в целом [2]. В результате использования комбинированного экструдера уменьшается время печати до 10 раз за счет увеличенного расхода термопласта через внешнее грубое сопло с сохранением точности внешнего контура детали.

На рисунке представлен общий вид комбинированного экструдера.



Комбинированный осесимметричный экструдер для легкоплавких материалов

В конструкции можно выделить три основные части:  
– сопловой аппарат, предназначенный для непосредственного послойного нанесения предварительно подготовленного тугоплавкого воска и выращивания выплавляемой модели по 3D-модели, созданной с использованием систем 3D-моделирования;

– камера нагрева, равномерно прогревает расходный материал до необходимой температуры, обеспечивая требуемую вязкость для выдавливания через сопловой аппарат;

– камера охлаждения, необходима для поддержания еще не использованного расходного материала в пластичном состоянии. Это позволяет создавать точное давление в камере нагрева, тем самым обеспечивая высокое качество печати.

Таким образом, применение комбинированного осесимметричного экструдера при печати тугоплавким воском позволяет ускорить процесс получения выплавляемых моделей при сохранении геометрической точности поверхности детали.

#### Библиографические ссылки

1. Торгашин А. С., Бегишев А. М., Кубриков М. В. Влияние уменьшения деляминации на прототипирование ракетно-космических двигателей // Решетневские чтения. 2015. Т. 1, № 19. С. 179–180.

2. Торгашин А. С., Леонгард А. Ю., Кубриков М. В. Влияние динамического позиционирования каретки экструдера на 3D-печать // Решетневские чтения. 2015. Т. 1, № 19. С. 352–353.

3. Шкленник Я. И., Озеров В. А. Литье по выплавляемым моделям. М.: Машиностроение, 1984. 408 с.

#### References

1. Torgashin A. S., Begishev A. M., Kubrikov M. V. Effect of reduction of delamination on the prototyping of space-rocket engines. Reshetnev readings. 2015. Vol. 1, № 19. P. 179-180.

2. Torgashin A. S., Leonhard A. Y., Kubrikov M. V. Impact of dynamic positioning extruder carriage on 3D-press. Reshetnev readings. 2015. Vol. 1, № 19. P. 352–353.

3. Shklennik Ya. I., Ozerov V. A. Casting on the melted models. M.: Mechanical Engineering, 1984. 408 p.

© Кубриков М. В., 2016

УДК 621.45

### ОСОБЕННОСТИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ПРИСПОСОБЛЕНИЙ ДЛЯ ГИДРАВЛИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ НАСОСОВ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

А. Н. Носов

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: bo3o89@rambler.ru

*Рассматривается особенность конструкции приспособлений для гидродинамических испытаний насосов ЖРД.*

*Ключевые слова: турбонасосный агрегат (ТНА), жидкостные ракетные двигатели, гидродинамические испытания, приспособление для испытаний.*

### FEATURES OF DESIGN OF TECHNOLOGICAL DEVICES FOR HYDRODYNAMIC TESTS OF PUMP LIQUID ROCKET ENGINES

A. N. Nosov

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: bo3o89@rambler.ru

*The material specifies a design feature of devices to test pump for liquid rocket engines.*

*Keywords: Turbopump unit, liquid rocket engines, hydrodynamic tests, testing jig.*

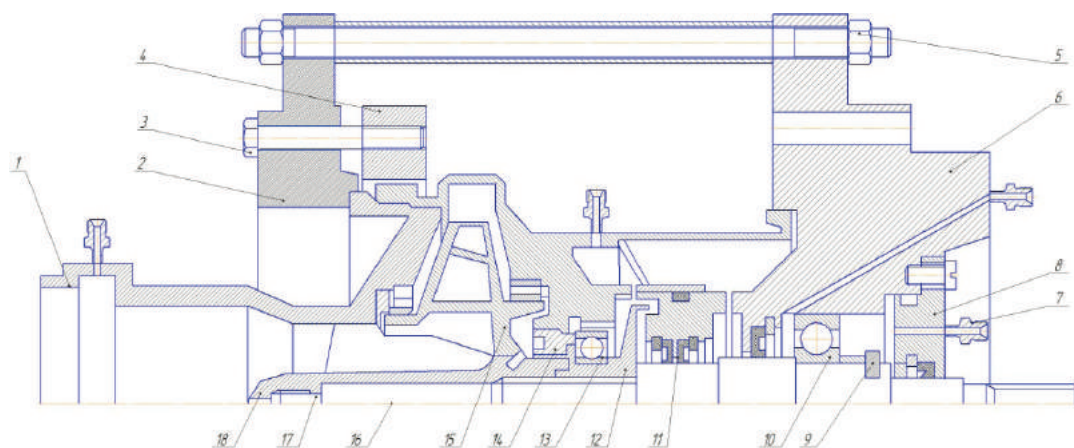
В маршевых двигателях летательных и космических аппаратов в системах подачи топлива широко применяется турбонасосная система, главным элементом которой является турбонасосный агрегат (ТНА).

Высокие требования к надежности и устойчивости работы ТНА определяют решение комплексной задачи проектирования и промышленного производства динамических насосов. Особое внимание при этом уделяется сборке и гидравлическим испытаниям на-

сосов, являющихся самостоятельными функциональными узлами ТНА.

Гидравлические испытания насосов являются важным этапом технологического цикла изготовления ТНА ЖРД. Они предназначены для определения конкретных параметров и характеристик насосов, проверки качества и стабильности технологии производства ТНА. Классификация испытаний насосов ЖРД основана на признаках, характеризующих назначение, содержание и состав испытаний [1].





Технологическая схема сборки насоса с осевым подводом:

1 – патрубок входа; 2 – фланец; 3 – болт; 4 – кольцо; 5 – шпилька; 6 – планшайба; 7 – штуцер; 8 – крышка;  
9 – кольцо стопорное; 10 – подшипник; 11 – манжета; 12 – импеллер; 13 – подшипник; 14 – гайка;  
15 – колесо со шнеком; 16 – вал; 17 – шайба; 18 – гайка

При разработке конструкций приспособления, представленного на рисунке, руководствуются следующими общими требованиями, обеспечивающими решение поставленных задач:

1. Гидравлический тракт насоса, собранного на приспособлении для испытаний, должен быть идентичен гидравлическому тракту насоса в составе ТНА.

2. Приспособление должно иметь устройство для передачи крутящего момента от вала испытательного стенда на ротор насоса.

3. Приспособление должно обеспечивать установку насоса на испытательный стенд с соосностью не ниже 0,05 мм, что соответствует соосности ротора в составе ТНА.

4. Соосности и биения поверхностей корпусных и вращающихся деталей насоса не должны превышать соответствующие величины при товарной сборке ТНА.

5. Конструкция приспособления должна обеспечивать проточное охлаждение технологических подшипников [2].

Основным узлом приспособления является планшайба, которая несет на себе все другие детали и сборочные единицы насоса. Планшайба имеет установочную поверхность, с помощью которой насос устанавливается и закрепляется на испытательном стенде. Детали планшайбы обычно изготавливают из легированной стали 12X18H10T. При использовании менее дорогих материалов (например, стали 40X) детали должны быть термообработаны до твердости 36...42HRC [5].

Планшайба принимает все механические и гидравлические силы, действующие на узел при сборке и испытаниях. Конструкция планшайбы должна быть прочной, жесткой и виброустойчивой. В связи с этим она выполняется массивной или усиливается дополнительными силовыми элементами [2].

Геометрическая форма планшайбы зависит от взаимного расположения элементов насоса и технологической оснастки. В корпусе планшайбы выполняются каналы для подвода и отвода воды, охлаждающей подшипники при испытаниях. В местах выхода каналов на торец планшайбы устанавливаются резьбовые

штуцеры. Расположение штуцеров на планшайбе при установке насоса на стенд должно обеспечивать подвод воды через нижний штуцер, а отвод через верхний. Герметичность соединения корпуса и планшайбы обеспечивается резиновыми уплотнительными кольцами.

В состав приспособления входит технологический вал. Конструкция и размеры вала со стороны проточной части насоса должны соответствовать аналогичной части вала ТНА. Соединение технологического вала с валом двигателя стенда осуществляется с помощью шлицевого соединения. Герметичность насоса по валу обеспечивается технологическими манжетами [3].

При выборе материалов технологических плавающих колец следует учитывать физико-механические особенности процесса трения пар деталей в воде, используемой в качестве рабочего тела при испытаниях. Так, бронзовые плавающие кольца, применяемые в некоторых агрегатах, обладают свойством налипания на стальные или хромированные бурты колес при работе в водной среде. В этом случае технологические кольца изготавливают из алюминия с поверхностным твердым анодированием. При товарной сборке они заменяются бронзовыми.

Схема установки подшипников при сборке насоса на приспособлении должна быть аналогична схеме установки подшипников в ТНА. Условия работы подшипников при испытаниях насосов отличаются от условий эксплуатации в составе ТНА. Поэтому в ряде случаев сборку насосов для испытаний осуществляют с использованием технологических подшипников менее высокого класса. Основным критерием выбора технологических подшипников является ресурс работы [4].

На все резьбовые поверхности деталей, выполненных из легированных нержавеющей сталей, необходимо нанести покрытия меди, цинка или никеля для предотвращения «закусывания» резьбы. Все детали, которые подвержены износу (резьбовые соединения, уплотнительные поверхности) в результате длительного использования, необходимо занести в паспорт и периодически контролировать.

**Библиографические ссылки**

1. Гахун Г. Г., Баулин В. И., Володин В. А., Курпатенков В. Д., Краев М. В., Трофимов В. Ф. Конструкция и проектирование жидкостных ракетных двигателей. М. : Машиностроение, 1989.
2. Краев М. В., Назаров В. П., Назарова Л. П., Оратинский Б. Ф. Технология сборки и испытаний насосов ЖРД / Сиб. аэрокосмич. акад. Красноярск, 1993.
3. Овсянников Б. В., Боровский Б. И. Теория и расчет агрегатов питания жидкостных ракетных двигателей. М. : Машиностроение, 1986.
4. Яременко О. В. Испытания насосов. М. : Машиностроение, 1976.
5. Воробей В. В., Логинов В. Е. Технология производства жидкостных ракетных двигателей. М. : МАИ, 2001.

**References**

1. Gahun G. G., Baulin V. I., Volodin V. A., Kurpatenkov V. D., Kraev M. V., Trofimov V. F. Construction and design liquid rocket engines. M. : Mashinostroenie publ., 1989.
2. Kraev M. V., Nazarov V. P., Nazarova L. P., Oratinskii B. F. Technology of assembly and tests of pumps liquid rocket engines / Siberian Aerospace academy publ., 1993.
3. Ovsyannikov B. V., Borovsky B. I. Theory and calculation of units power liquid rocket engines. M. : Mashinostroenie publ., 1986.
4. Yaremenko O. V. Pumps tests. M. : Mashinostroenie publ., 1976.
5. Vorobey V. V., Loginov V. E. Production technology liquid rocket engines. M. : MAI publ., 2001.

© Носов А. Н., 2016

УДК 621.675

**АНАЛИЗ МЕТОДИКИ РАСЧЕТА КОНСТРУКТИВНОЙ НАДЕЖНОСТИ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ПО КРИТЕРИЯМ ПРОЧНОСТИ**

Н. Г. Останина, И. М. Петров

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: oelk@mail.ru

*Рассматривается методология исследования, анализируются конструктивно-технологические факторы и общие физико-математические соотношения для расчета отклонений и прогнозируемой оценки надежности жидкостных ракетных двигателей по критериям прочности.*

*Ключевые слова: надежность, критерий прочности.*

**ANALYSING METHODS OF CALCULATING STRUCTURAL RELIABILITY OF LIQUID ROCKET ENGINES ACCORDING TO THE STRENGTH CRITERIA**

N. G. Ostanina, I. M. Petrov

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochoy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: oelk@mail.ru

*We consider the methodology of the study, analyze the structural and technological factors, and general physical and mathematical relation to calculate the deviations and forecast assessment of the reliability of liquid rocket engines according to the safety criteria.*

*Keywords: reliability, strength criterion.*

Оценка надежности конструкции жидкостного ракетного двигателя является последним этапом проектного расчета, которому предшествует выбор расчетной схемы, определение основных нагрузок, действующих на элементы двигателя, установление вида отказа системы, исходя из условий работы. Затем проводится расчет основных факторов, влияющих на отказ конструкции. Обычно вероятность безотказной работы двигателя в целом задается техническими условиями, и при расчетах принимаются коэффициенты запаса прочности [1].

Недопустимым состоянием при эксплуатации конструкции является отказ.

Среди отказов особое место занимают отказы прочностного характера, выражающиеся в разрушении элементов конструкции.

Подобные отказы очень часто приводят к тяжелым последствиям [2].

Работоспособность конструкций ЖРД характеризуется рядом критериев: механической прочностью, износостойкостью, устойчивостью, жесткостью и др.

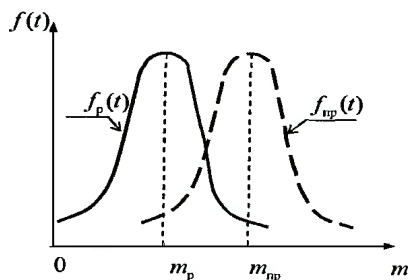
Каждый из этих критериев выражается соответствующим показателем: напряжением, упругостью, текучестью, ударной вязкостью, пределом выносливости и др.

Работоспособность конструкции оценивают путем сравнения расчетных значений показателей  $Y_{pi}$  (действующая нагрузка) с их предельными значениями  $Y_{pri}$  (несущая способность). Предельные значения показателей выбирают по действующим нормативам или на основе статистических данных. В общем случае расчетное значение не должно превышать предельного значения, а условие работоспособности имеет вид  $Y_p \leq Y_{np}$ . Для обеспечения работоспособности используют коэффициент запаса  $n$ , значения которого принимают до начала проектирования по детерминированным величинам несущей способности и действующей нагрузки:  $n = \frac{Y_{np}^*}{Y_p^*}$ .

Из оценки работоспособности механических узлов и металлоконструкций известно, что распределение несущей способности  $Y_{np}$  и действующей нагрузки на элемент  $Y_p$  подчиняется нормальному закону [3].

Целью расчета надежности является определение критических напряжений в конструкции, при которых коэффициент запаса является минимальным.

Пусть несущая способность  $Y_{np}$  распределена с плотностью вероятности  $f_{np}(t)$ , математическим ожиданием  $m_{np}$  и средним квадратическим отклонением  $\sigma_{np}$ ; действующая нагрузка  $Y_p$  – с плотностью вероятности  $f_p(t)$ , математическим ожиданием  $m_p$  и средним квадратическим отклонением  $\sigma_p$  (см. рисунок).



Распределение плотностей вероятностей нагрузки и прочности

Принимая за основной показатель работоспособности вероятность безотказной работы, получают условие  $m_{np} - m_p = u_p \sigma$ , где  $u_p$  – квантиль нормированного нормального распределения при значении вероятности безотказной работы  $P$ ;  $\sigma = \sqrt{\sigma_{np}^2 + \sigma_p^2}$  – среднее квадратическое отклонение разности двух случайных величин  $Y_{np}$  и  $Y_p$ .

Тогда вероятность безотказной работы

$$P(t) = \Phi \left( \frac{m_{np} - m_p}{\sqrt{\sigma_{np}^2 + \sigma_p^2}} \right).$$

Расчет надежности механических узлов и металлоконструкций проводят для наиболее критических сечений, запас прочности которых минимален, а затем надежность изделия рассчитывают как произведение надежностей критических сечений, как при последовательной схеме соединения элементов.

В докладе проводится анализ методики определения конструктивной надежности силовой конструкции (рамы) ракетного двигателя. Стержень рамы с поперечным сечением нагружен растягивающим усилием. Задача расчета заключается в определении вероятности безотказной работы.

Условия прочности стержня

$$\tau_p = \frac{4N}{\pi d^2} \leq [\tau]$$

Далее определяем числовые характеристики случайных величин. После находим математическое ожидание

$$m_d = \frac{m_{d \min} + m_{d \max}}{2}$$

и среднее квадратическое отклонение

$$\sigma_d = \frac{m_{d \max} - m_{d \min}}{\sigma}$$

Для напряжения в стержне  $\tau_d$ , возникающего от воздействия растягивающего усилия, числовые характеристики будут следующими:

$$m_{\tau} = \frac{4m_N}{\pi m_d^2}$$

$$\sigma_{\tau} = \sqrt{\left( \frac{4}{\pi m_d^2} \right)^2 \sigma_N^2 + \left( \frac{8m_N}{\pi m_d^3} \right)^2 \sigma_d^2}$$

Вероятность безотказной работы определим по формуле

$$P(\tau_p < [\tau]) = 0,5 + \Phi_0 \left( \frac{m_{[\tau]} - m_{\tau}}{\sqrt{\sigma_{[\tau]}^2 + \sigma_{\tau}^2}} \right).$$

Таким образом, приведенные выше расчетные зависимости имеют общий характер для различных видов нагружений.

Задачи обеспечения требуемого уровня надежности ракетных двигателей в той или иной форме всегда стояли перед их создателями. Количественная оценка уровня надежности является одной из таких задач, которая основывается на следующих условиях: высоком уровне надежности двигателей, сложности конструкции, высокой стоимости изготовления и испытаний, ограниченности сроков отработки и производства.

### Библиографические ссылки

1. Основы теории и расчета надежности ракетных двигателей : учеб. пособие для студентов спец. 160302 «Ракетные двигатели» / М. В. Краев, В. П. Назаров, В. Г. Яцуненко ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2008. 192 с.
2. Кесаев Х. В., Трофимов Р. С. Надежность двигателей летательных аппаратов. М. : Машиностроение, 1982. 136 с.
3. Испытание и обеспечение надежности : учебник / А. И. Коломенцев, М. В. Краев, В. П. Назаров и др. ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т ; Моск. авиац. ин-т. Красноярск, 2006. 336 с.

### References

1. Fundamentals of the theory and calculation of rocket engine reliability: Proc. allowance for special

students. 160302 "Rocket engines" / M. V. Brinks, V. P. Nazarov, V. G. Yatsunenکو ; Sib. state aerokosmich. Univ. Krasnoyarsk, 2008. 192 p.

2. Kesaev H. W., Trofimov R. S. Reliability of aircraft engines. M. : Mechanical engineering, 1982. 136 p.

3. Testing and maintenance of reliability : Textbook / A. I. Kolomentsev, M. V. Krajev, V. P. Nazarov, et al. ; Sib. state. aerokosmich. Univ; Mosk. aviation. Inst. Krasnoyarsk, 2006. 336 p.

© Останина Н. Г., Петров И. М., 2016

УДК 621.454.2

## ОПТИМИЗАЦИЯ КОНСТРУКТИВНЫХ СХЕМ КИСЛОРОДНО-ВОДОРОДНЫХ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ РАЗГОННЫХ БЛОКОВ

В. Ю. Пиунов<sup>1</sup>, В. П. Назаров<sup>2</sup>, А. А. Зуев<sup>2</sup>, А. В. Гайнутдинов<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Конструкторскою бюро химического машиностроения имени А.С. Исаева  
Российская Федерация, 141070, Московская обл., г. Королёв, ул. Богомолова, 12

<sup>2</sup>Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: dla2011@inbox.ru

*Рассмотрены принципиальные особенности конструкции кислородно-водородного двигателя КВД1. Представлены варианты оптимизации схемных и конструктивных решений для создания криогенных жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) перспективных разгонных блоков.*

*Ключевые слова: кислородно-водородный двигатель, оптимизация, энергические параметры.*

## OPTIMIZATION OF STRUCTURAL SCHEMES OF OXYGEN-HYDROGEN ROCKET ENGINE BOOSTERS

V. Yu. Piunov<sup>1</sup>, V. P. Nazarov<sup>2</sup>, A. A. Zuev<sup>2</sup>, A. V. Gainutdinov<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Isaev Chemical engineering Design Bureau  
12, Bogomolova Str., Koroljov, Moscow region, 141070, Russian Federation

<sup>2</sup>Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: dla2011@inbox.ru

*The fundamental design features of oxy-hydrogen engine KVD1 are described. The options for optimizing the circuit and constructive decisions for the creation of cryogenic rocket engine promising boosters are presented.*

*Keywords: oxygen-hydrogen engine, optimization, dynamic parameters.*

Вывод космических аппаратов информационного и навигационного назначения на рабочие орбиты с высокой точностью позиционирования, перевод научно-исследовательских аппаратов с опорных орбит на отлетные траектории для полета в дальний космос и другие сложные задачи освоения космического пространства обеспечиваются ракетными транспортными системами, в состав которых входят специализированные средства выведения, получившие наименование «разгонные блоки».

К маршевым двигателям разгонных блоков предъявляются требования по повышенной энергетической эффективности и надежности, длительному пребыванию в режиме стартовой готовности, продолжительному времени работы и многократному запуску. Поэтому при выборе параметров ЖРД разгонного блока обязательным является согласование его характеристик с параметрами ДУ как на основе прямых зависимостей между ними, так и комплексной оценки под-

систем, входящих в состав ДУ и разгонного блока в целом [1].

Из теории ЖРД известно, что максимальной энергетической эффективностью обладают ракетные двигатели, работающие на криогенной топливной паре «жидкий кислород–жидкий водород» [2]. Первым отечественным кислородно-водородным ЖРД является двигатель 11Д56, разработанный в КБ Химмаш под руководством А. М. Исаева. Двигатель предназначался для использования в составе разгонного блока «Р» ракетно-космического комплекса Н1-Л3 («Лунная программа СССР») и по своим характеристикам превосходил зарубежные ЖРД аналогичного класса.

На основе этого двигателя в период с 1991 по 2000 годы по заказу ISRO (Индия) в КБ Химмаш им. А. М. Исаева был спроектирован, освоен в производстве и отработан кислородно-водородный двигатель КВД1 для криогенного разгонного блока 12КРБ, который прошел два летно-конструкторских испытания

в составе индийской РН GSLV и успешно эксплуатируется в настоящее время (проведено три коммерческих пуска РН GSLV). Технология производства двигателя КВД1 к настоящему времени сохранена, производство его может быть возобновлено в течение полутора лет. Поэтому данный двигатель можно рассматривать в качестве базового двигателя экологически чистых кислородно-водородных РБ для разрабатываемых в настоящее время РН семейства «Ангара», РН «Союз 2-16», «Союз-3». Модификации этого двигателя могут быть использованы также в качестве двигателей 3-й ступени РН «Ангара V» и второй ступени РН «Русь-М».

Конструктивное исполнение этого двигателя допускает модернизацию или модификацию (без существенных затрат времени и сроков) отдельных составляющих его конструктивно автономных элементов блоков при сохранении характеристик, определяющих работоспособность и надежность двигателя в целом.

Указанные выше возможности обусловлены не имеющим аналогов в мировой практике создания кислородно-водородных ЖРД блочным принципом построения двигателя КВД1 с функциональной ориентацией каждого блока, благодаря чему, исходя из потребности, в РБ могут быть использованы как весь комплект блоков двигателя, так и его отдельные конструктивно автономные блоки.

Рассматриваются оптимальные конструктивные решения двух вариантов развития двигателя КВД1 применительно к разгонному блоку тяжелого класса РБ КВТК:

– вариант 1 – модернизация двигателя КВД1 на основе неподвижного маршевого блока и блоков рулевых (с разделением функций создания тяги по оси РБ – блоком маршевым и управляющих моментов стабилизации РБ – блоками рулевыми);

– вариант 2 – модификация двигателя КВД1 на основе маршевого блока, установленного в 2-степенном шарнирном подвесе (с совмещением функций создания тяги и управляющих моментов стабилизации в блоке маршевом).

Следует отметить, что благодаря блочному принципу построения двигатель КВД1 по функциональной насыщенности не имеет равных в мире; причем конструкция его самодостаточна для выполнения всех вышеперечисленных функций, т. е. не требует дополнительного оборудования двигательной установки, например, бортовых устройств для выполнения функции стабилизации объекта, или специального оборудования стартового комплекса для обеспечения условий среды в полостях ДУ в период подготовки ее на техническом и стартовом комплексах перед стартом РН [3].

Кроме того, указанное выше распределение функций между блоками двигателя существенно расширяет возможности его модернизации, так как исключается

влияние конструктивных изменений, проведенных в одном из блоков двигателя, на функциональные характеристики остальных блоков.

Например, введение выдвигного насадка сопла камеры маршевого блока с целью повышения удельного импульса двигателя не влияет на амплитудно-частотные характеристики исполнительных органов системы стабилизации, которые в данном случае определяются кинематикой качания рулевых камер; изменение состава, компоновки или замены материалов конструкции элементов двигателя с целью снижения их масс не влияет на резонансные характеристики конструкции и, следовательно, не может привести к изменению вибростойкости конструкции двигателя.

В результате отпадает необходимость дополнительной отработки (обязательной для моноблочной конструкции), имеющей целью экспериментальное обоснование работоспособности и характеристик модернизированного двигателя в составе полного комплекта блоков (функционально аналогичного моноблоку), что существенно уменьшает затраты на модернизацию двигателя.

#### Библиографические ссылки

1. Пиунов В. Ю., Назаров В. П. и др. Модернизация систем подачи топлива жидкостных ракетных двигателей разгонных блоков на основе инновационных технических решений // Вестник СибГАУ. 2016. Т. 17, № 2. С. 431–437.
2. Добровольский М. В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования : учебник для вузов. 2-е изд., перераб и доп. / под ред. Д. А. Ягодникова. М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2005. 488 с.
3. Морозов В. И., Пиунов В. Ю. Кислородно-водородные ЖРД для разгонных блоков и верхних ступеней ракет-носителей // Двигатель. 2010. № 3 (71). URL: <http://engine.aviaport.ru/issues/71/page62.html>.

#### References

1. Piunov V. Yu., Nazarov V. P. et al. Modernization of the fuel systems of liquid rocket engines of upper stages on the basis of innovative technical solutions // Vestnik SibGAU. 2016. Vol. 17, № 2. P. 431–437.
2. Dobrovolsky M. V. Liquid-propellant rocket engines. Principles of design : Textbook for universities. 2-ed., pererab and dop / Under the editorship of D. A. Yagodnikov. M. : Izd-vo MGTU im. Bauman, 2005. 488 p.
3. Morozov V. I., Piunov V. Y. Oxygen-hydrogen rocket engines for boosters and upper stages of rockets // Engine. 2010. № 3 (71). URL: <http://engine.aviaport.ru/issues/71/page62.html>.





**Секция**

**«ТЕПЛОМАССОБМЕННЫЕ ПРОЦЕССЫ  
В КОНСТРУКЦИЯХ  
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ,  
ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК  
И СИСТЕМ ЖИЗНЕОБЕСПЕЧЕНИЯ»**

УДК 534.1

## МОДЕЛИРОВАНИЕ МЕХАНИКИ НАГРЕВА ТВЕРДОГО ТЕЛА С ПОМОЩЬЮ МАКРОМОЛЕКУЛ

С. В. Аринчев

Московский государственный технический университет имени Н. Э. Баумана  
Российская Федерация, 105005, г. Москва, 2-я Бауманская ул., 5  
E-mail: arinchev@inbox.ru

*В ракетно-космической технике широко распространен метод конечного элемента. Альтернативой может быть метод «частиц». Предложен макромолекулярный подход как вариант метода «частиц». Дан пример моделирования процесса нагрева твердого тела.*

*Ключевые слова: твердое тело, степень нагретости макромолекулы.*

## SIMULATING THE SOLID-BODY HEATING MECHANICS USING THE MACROMOLECULE APPROACH

S. V. Arinchev

Bauman Moscow State Technical University  
5, Baumanskaya 2-ya Street, Moscow, 105005, Russian Federation  
E-mail: arinchev@inbox.ru

*The finite-element method is the main tool of rocket-and-space engineering. Possible alternative is the «particle» method. The submitted macromolecule approach is a version of the «particle» method. This approach is the effective means of simulating the solid-body heating process.*

*Keywords: solid body, macromolecule hotness degree.*

В настоящее время в связи с совершенствованием компьютерной техники началось бурное развитие метода «частиц» (см. труды международных конференций по методу «частиц» [1–3], статьи нового журнала Computational Particle Mechanics [4–5], издаваемого с 2013 г.). Данный метод можно рассматривать как альтернативу методу конечного элемента. Он свободен от гипотезы непрерывности деформирования. Это дает дополнительные возможности для решения задач ракетно-космической техники. Так, наличие трещины означает, что частицы просто находятся достаточно далеко друг от друга.

В настоящем докладе рассмотрен макромолекулярный подход [2–3]. Это вариант метода частиц. Макромолекулы – это материальные точки, расположенные в узлах расчетной решетки. Силовая характеристика макромолекулы является многокорневой. Это обеспечивает требуемое состояние равновесия макромолекул в узлах.

В докладе рассмотрен пример моделирования процесса нагрева металлического бруска. Задается температура бруска в нескольких точках. Исследуется процесс нагрева тела и установления стационарного температурного поля. В рамках макромолекулярной аппроксимации понятия температуры и теплового потока исключаются из рассмотрения. Используется понятие степени нагретости макромолекулы. Если макромолекула заморожена, то она неподвижна. Если макромолекула нагрета, то она совершает колебания в окрестности положения статического равновесия.

Система уравнений теплопроводности – это система уравнений движения материальных точек под действием сил инерции и межмолекулярных сил. Движение макромолекул – поступательное. Вращения не учитываются. Возможности учета вращения и особенностей геометрии частиц рассмотрены в работах [4–5]. Нагрев – моногармоническое кинематическое воздействие заданной интенсивности. Таким образом, задача теплопроводности сведена к задаче о вынужденных колебаниях системы материальных точек с учетом переходного процесса.

Решение данной задачи теплопроводности, полученное с помощью макромолекул, хорошо согласуется с точным решением, полученным методом конечного элемента в пакете MSC. Nastran. Thermal. Приведены результаты анализа сходимости решения по числу макромолекул расчетной модели.

### References

1. Stefan Radl, Thomas Forberg, Andreas Aigner, Christoph Kloss *Parcsale* – An open-source library for the simulation of intra-particle heat and mass transport processes in coupled simulations // International Center for Numerical Methods in Engineering (CIMNE), Proceedings of the IV International Conference on Particle-Based Methods. Fundamentals and Applications. Polytechnic University of Catalonia (UPC), Barcelona, Spain 28-30 September, 2015, E-book\_PARTICLES\_2015. P. 117–127.



2. Sergey V. Arinchev. Simulation of reversed torsion of the AlMg6 aluminium bar using the macromolecule approach // International Center for Numerical Methods in Engineering (CIMNE), Proceedings of the XIII International Conference on Computational Plasticity. Fundamentals and Applications, COMPLAS XIII, Polytechnic University of Catalonia (UPC), Barcelona, Spain, 1–3 September 2015. EbookComplas 2015. P. 429–439.

3. Sergey V. Arinchev. Back from the solid temperature to kinetic energy of its macromolecules // International Center for Numerical Methods in Engineering (CIMNE), Proceedings of the IV-th International Conference on Particle-Based Methods. Fundamentals and Ap-

plications. Polytechnic University of Catalonia (UPC), Barcelona, Spain 28–30 September, 2015, E-book PARTICLES\_2015. P. 909–920.

4. Eduardo M.B. Campello A description of rotations for DEM models of particle systems // Computational Particle Mechanics, 2015. Vol. 2. P. 109–125. DOI 10.1007/s40571-015-0041-z.

5. Rubio-Largo S. M., Lind P. G., Maza D., Hidalgo R. C. Granular gas of ellipsoids: analytical collision detection implemented on GPUs // Computational Particle Mechanics, 2015. Vol. 2. P. 127–138. DOI: 10.1007/s40571-015-0042-y.

© Аринчев С. В., 2016

УДК 536.33

### ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕПЛОВЫХ ИСПЫТАНИЙ ОБЪЕКТОВ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

В. С. Белозеров, А. В. Делков, Д. А. Топоев, М. А. Ермаков

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: delkov-mx01@mail.ru

*Описывается система наземных тепловых испытаний объектов космической техники. Приводится математическая модель испытаний с описанием контурных связей между элементами. Оцениваются возможности расчетного алгоритма.*

*Ключевые слова: тепловые испытания, математическая модель.*

### NUMERICAL SIMULATION OF HEAT TESTING THE SPACE EQUIPMENT

V. S. Belozеров, A. V. Delcov, D. A. Topoyev, M. A. Ermakov

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochoy Ae., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: delkov-mx01@mail.ru

*A system of ground-based thermal testing of objects in space technology is described. The paper presents a mathematical model of the testing contour with connections between elements. The possibility of computational algorithm is evaluated.*

*Keywords: thermal testing, mathematical model.*

Для моделирования космических условий полета или условий пребывания на поверхностях не имеющих атмосфер небесных тел (Луна, астероиды) широко используются наземные тепловые испытания космических аппаратов. Задача таких испытаний – проверка работы аппаратуры и узлов в реальных космических условиях, определение теплофизических параметров отдельных частей и элементов космического аппарата, определение прочностных характеристик и уточнение математических моделей систем терморегулирования [1].

Для проведения тепловых испытаний используют термовакуумные камеры, внутри которых создают условия, подобные космическим (низкие давление и температура). В данной работе ставится задача мате-

матического описания тепловакуумных испытаний космических аппаратов. Такая модель позволит оценить затраты энергии, необходимые для охлаждения объекта, время выхода системы на режим.

Для моделирования была использована система, представленная на рис. 1. В вакуумной камере размещены объект испытания и криогенный экран. На экран подается рабочее тело (жидкий азот, жидкий гелий). Теплообмен в системе происходит излучением.

Данную задачу можно рассматривать как систему взаимосвязанных тел, излучающих и поглощающих потоки тепловой энергии. Незвестные параметры системы – температура (тела, криогенного экрана) и тепловой поток (снимаемый с тела, поступающий на криогенный экран).

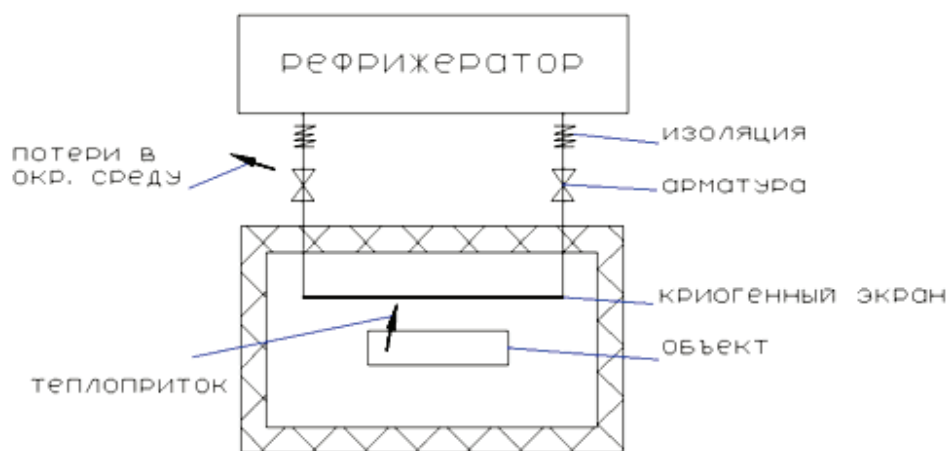


Рис. 1. Моделируемая система тепловакуумных испытаний космической техники

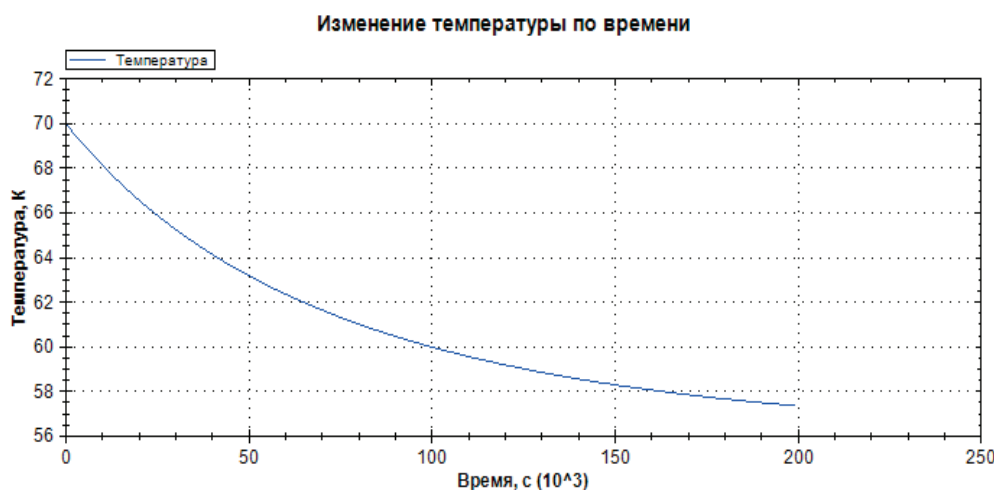


Рис. 2. Изменение температуры объекта захлаживания по времени

Для данной системы элементов необходимо рассмотреть соотношения:

1. Уравнение баланса энергии для системы. Показывает, что тепловые потоки, поступающие с тела, поглощаются криогенным экраном (система замкнута):

$$\Sigma Q = Q_{\text{экран}} + Q_{\text{объекта}} + \dots = 0.$$

2. Уравнение теплового излучения (закон Стефана–Больцмана). Показывает, что тепловое излучение тела пропорционально его температуре:  $Q = F\epsilon\sigma T^4$ .

Для расчета данной системы с использованием приведенных уравнений был написан алгоритм, который лег в основу программы. Программа расчета позволяет вычислить тепловые потоки и температуры в системе в данный момент времени. На рис. 2 показан график изменения температуры охлаждаемого объекта по времени.

Вывод. В основе модели тепловых испытаний объектов космической техники лежат уравнения теплово-

го излучения и баланс энергии. Разработанная на этой основе математическая модель позволяет определять температуру охлаждаемого объекта по времени.

#### Библиографическая ссылка

1. Афанасьев В. А. и др. Экспериментальная отработка космических летательных аппаратов / под ред. Н. В. Холодкова. М. : Изд-во МАИ, 1994. 412 с.

#### Reference

1. Afanasyev V. A. Jeksperimental'naja otrabotka kosmicheskikh letatel'nyh apparatov (Experimental verification of spacecrafts) Moscow : Publishing house of the Moscow Aviation Institute, 1994, 412 p.

© Белозеров В. С., Делков А. В., Топоев Д. А., Ермаков М. А., 2016

УДК 629.7

## АВТОНОМНЫЙ ИСТОЧНИК ЭНЕРГОСНАБЖЕНИЯ ДЛЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА БАЗЕ ПАРОТУРБИННОЙ УСТАНОВКИ

А. О. Булов, А. И. Жиганов, Ю. Н. Шевченко

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: tema\_bulov@mail.ru

*Рассматривается вопрос проектирования автономных источников энергоснабжения для космических аппаратов на базе паротурбинных установок, работающих по циклу Ренкина для диапазонов до 500 Вт. Описывается конструкция и принципиальная схема установки.*

*Ключевые слова: автономный электрогенератор, цикл Ренкина.*

## AUTONOMOUS POWER SUPPLY SOURCE FOR SPACECRAFT BASED ON STEAM TURBINE UNIT

A. O. Bulov, A. I. Zhiganov, Y. N. Shevchenko

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: tema\_bulov@mail.ru

*This article covers the question of designing an autonomous power supply source for spacecraft based on steam turbine unit on Rankine cycle for ranges up to 500 watts. The construction and the device principle diagram are described.*

*Keywords: self-contained power generator, Rankine cycle.*

Объектом исследования в настоящей работе выступают системы автономного энергоснабжения на базе паротурбинных установок, которые могут быть размещены на борту космического аппарата [1]. Такие системы предназначены для трансформации энергии тепловых источников различного происхождения в механическую и электрическую. Специфической особенностью подобных установок является использование в качестве рабочих тел низкокипящих органических жидкостей, обеспечивающих работоспособность системы в широком диапазоне температур [2]. Такие установки в настоящее время применяются преимущественно для диапазона мощностей 2–10 кВт [3].

Источником тепловой энергии для работы установок в условиях космического полета может служить солнечная энергия, радиоизотопные источники тепла, тепловыделения работающих приборов. В последнем случае возможна реализация комбинации системы автономного энергоснабжения с системой охлаждения оборудования космического аппарата [4].

Предлагаемая установка состоит из 5 элементов: конденсатор, испаритель, турбина, насос и генератор. Для работы используется вещество с низкой температурой кипения, например фреон. Рабочее тело кипит при нагревании от стороннего источника тепла, после чего пар срабатывает на турбине, приводя во вращение и ротор генератора. В зарубежной литературе такие схемы обозначаются ORC – organic Rankine cycle.

Особенность проектирования таких установок заключается в сложном расчете поведения рабочего

тела в элементах системы. Кроме того, в диапазоне малых (до 1 кВт) мощностей установки возникают сложности проектирования рабочих колес и создания положительного энергобаланса.

В качестве источника тепла в условиях космического полета можно использовать тепло от работающих приборов и оборудования или солнечное излучение.

Для расчета и анализа подобных установок с успехом может применяться аппарат математического моделирования [5; 6]. В рамках данной работы разрабатывается математическая модель установки, использующей в качестве источника тепла солнечную радиацию. В настоящее время создана экспериментальная установка мощностью до 500 Вт для проведения испытаний и получения данных для отработки алгоритма расчета. Турбина экспериментальной установки представлена ниже (см. рисунок).



Турбина экспериментальной установки

Проведение эксперимента и уточнение математической модели позволит найти оптимальные параметры подобных установок в диапазоне до 500 Вт. Кроме того, планируется доработка математической модели паротурбинной установки. Корректировке подвергнутся расчетные коэффициенты потерь, которые определяются при анализе экспериментальных данных. В результате на основе полученной модели предполагается проводить оптимизацию паротурбиной установки.

#### Библиографические ссылки

1. Ramon F. G. A Viable Megawatt-Class Space Power Plant under Rankine Cycle // J. of Energy and Power Engineering. 2012. № 6. P. 683–694.
2. Lahey R. T., Dhir V. Research in Support of the Use of Rankine Cycle Energy Conversion Systems for Space Power and Propulsion, NASA/ CR–2004-213142, July 2004. URL: <http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20040086725.pdf>.
3. Tarlecki J., Lior N., Zhang N. (Evaluation of Some Thermal Power Cycles for Use in Space. Proc. ECOS 2006. Crete, Greece. 12–14 July 2006.
4. Делков А. В., Ходенков А. А., Шевченко Ю. Н. Сравнение прямого и обратного цикла в системах терморегулирования космических аппаратов негерметичного исполнения // Вестник СибГАУ. 2014. № 4 (56). С. 154–159.
5. Гришутин М. М. Паротурбинные установки с органическими рабочими телами Л. : Машиностроение, 1988.
6. Разработка установок-утилизаторов низкопотенциального тепла на основе органического цикла

Ренкина / А. А. Кишкин, Д. В. Черненко, А. А. Ходенков, А. В. Делков, Ф. В. Танасиенко // Альтернативная энергетика и экология : междунар. науч. журн. 2013. № 14. С. 57–63.

#### References

1. Ramon F. G. A Viable Megawatt-Class Space Power Plant under Rankine Cycle // Journal of Energy and Power Engineering. 2012. № 6. P. 683–694.
2. Lahey R. T., Dhir V. Research in Support of the Use of Rankine Cycle Energy Conversion Systems for Space Power and Propulsion, NASA/CR–2004-213142, July 2004. URL: <http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20040086725.pdf>.
3. Tarlecki J., Lior N. and Zhang N. (2006). Evaluation of Some Thermal Power Cycles for Use in Space. Proc. ECOS 2006. Crete, Greece. 12–14 July 2006.
4. Delkov A. V., Khodenkov A. A., Shevchenko Yu. N. Comparison of the forward and return cycle in thermoregulation systems of spacecraft untight performance // Journal of Siberian state aerospace University academician M. F. Reshetnev. 2014. № 4 (56). P. 154–159.
5. Grishutin M. M. steam-Turbine plant with an organic working bodies), Leningrad : Mashinostroenie, 1988.
6. Razrabotka ustanovok-utilizatorov nizkopotentzial'nogo tepla na osnove organicheskogo tsikla Renkina / Kishkin A. A., Chernenko D. V., Khodenkov A. A., Delkov A. V., Tanasiyenko F. V. (Russian Development of systems-low-grade heat recovery based on an organic Rankine cycle) // ISJAE. 2013. № 14. P. 57–63.

© Булов А. О., Жиганов А. И., Шевченко Ю. Н., 2016

УДК 629.783

### ТЕПЛОФИЗИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ ТЕПЛООВОГО АККУМУЛЯТОРА ДЛЯ СИСТЕМЫ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ МОЩНЫХ БЛОКОВ РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ КРАТКОВРЕМЕННОГО ДЕЙСТВИЯ

Е. Н. Васильев<sup>1</sup>, В. А. Деревянко<sup>1\*</sup>, В. Е. Чеботарев<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Федеральный исследовательский центр «Красноярский научный центр Сибирского отделения Российской академии наук»,  
Институт вычислительного моделирования СО РАН

Российская Федерация, 660036, г. Красноярск, Академгородок, 50/44

<sup>2</sup>АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва  
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52

\*E-mail: [dv@icm.krasn.ru](mailto:dv@icm.krasn.ru)

*Представлен анализ применения тепловых аккумуляторов с гипертеплопроводящими пластинами в качестве ребер для обеспечения оптимальных тепловых режимов блоков радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов.*

*Ключевые слова: тепловой аккумулятор, теплоаккумулирующее вещество, гипертеплопроводящая пластина, тепловой режим, космический аппарат.*

## THERMOPHYSICAL ANALYSIS OF THE THERMAL STORAGE TO THE TEMPERATURE CONTROL SYSTEM OF POWERFUL BLOCKS OF ELECTRONIC EQUIPMENT WITH A SHORT OPERATION TIME

E. N. Vasil'ev<sup>1</sup>, V. A. Derevyanko<sup>1</sup>, V. E. Chebotarev<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Federal research center «Krasnoyarsk Science Centre of the Siberian Branch of Russian Academy of Science»,  
Institute of Computational Modelling SB RAS

50/44, Akademgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russian Federation

<sup>2</sup>JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems

52, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation

\*E-mail: dv@icm.krasn.ru

*The research analyses the use of thermal storage with hyperheat-conducting plates as edges for optimal thermal modes of spacecraft electronic equipment blocks.*

*Keywords: thermal storage, thermal storage material, hyperheat-conducting plate, thermal regime, spacecraft.*

Для обеспечения работы радиоэлектронной аппаратуры (РЭА) большой мощности, работающей в прерывистом и периодическом режиме, требуется излучающий радиатор, соответствующий пиковой нагрузке. Если пиковая нагрузка значительно превышает среднюю за период обращения по орбите, то большие размеры и вес радиатора, соответствующие пиковой нагрузке, приведут к значительному увеличению общей стоимости выведения спутника на орбиту.

Размеры и вес радиатора КА могут быть уменьшены при применении теплового аккумулятора (ТА), использующего плавящиеся рабочие вещества, обладающие относительно большой теплотой фазовых превращений и позволяющих многократно их использовать при воздействии пиковых тепловых нагрузок. В таком случае ТА перераспределяет пиковую, сосредоточенную во времени теплоту, выделяемую БА, на весь период полета по орбите, осуществляя отвод поглощенного рабочим веществом тепла в перерывах между включениями блоков РЭА. Это позволяет стабилизировать температуру и поддерживать оптимальный тепловой режим приборов не только в периоды пикового тепловыделения, но также предотвратить резкое уменьшения температуры, когда тепловыделение отсутствует.

Для эффективного применения теплоаккумулирующего вещества (ТАВ), использующего скрытую теплоту фазового превращения в чередующихся циклах накопления и выделения теплоты, оно должно удовлетворять особым теплофизическим свойствам.

Критериями для выбора оптимального ТАВ являются: соответствие температуры изменения фазы рабочему диапазону РЭА, высокая скрытая теплота, хорошая теплопроводность жидкой и твердой фаз, небольшая разница между плотностями двух фаз. Кроме того, ТАВ должно плавиться конгруэнтно с минимальным переохлаждением и быть химически стабильным, иметь малую степень переохлаждения, отсутствие реакций с материалом контейнера и небольшие изменения объема при фазовых превращениях.

Анализ данных [1; 2] показал, что для блоков РЭА в качестве ТАВ оптимальным является использование

органических веществ. Это практически полностью снимает вопросы коррозионного разрушения контейнера, обеспечивает высокие плотности запасаемой энергии, оптимальный диапазон температур плавления, неплохие экономические показатели. Основным их недостаток – сравнительно низкая теплопроводность, и его преодоление требует специальных технических решений.

В данной работе в качестве ТАВ рассматривается органическое соединение октадекан с 18 атомами углерода (C<sub>18</sub>H<sub>38</sub>). У октадекана температура изменения фаз соответствует диапазону «максимальная – минимальная» рабочая температура электронных компонентов, и он имеет высокую скрытую теплоту. Кроме того, октадекан является химически стабильными по отношению к металлам и имеет малую разницу в плотностях твердой и жидкой фаз.

Температура изменения фазы октадекана 28,2 °С, его скрытая теплота фазового перехода  $q_{\phi} = 244$  кДж/кг, удельная теплоемкость 2,3 кДж/(кг·К) и плотность  $\rho = 814$  кг/м<sup>3</sup>. В жидкой фазе, плотность уменьшается примерно на 5 %. Теплопроводность октадекана составляет в среднем  $\lambda = 0,25$  Вт/(м·К), как для жидкой, так и для твердой фаз.

Из-за низкой теплопроводности октадекана процесс теплопередачи в его объеме затруднен. Поэтому для применения октадекана в ТА необходимым условием является интенсификация теплообмена за счет развития площади контакта с ТАВ, чтобы теплота передавалась и проникала во весь его объем.

Эффективным методом для развития площади контакта в ТА является применение оребрения. Значительное увеличение площади теплообмена возможно при тонких ребрах, имеющих большую высоту. Однако возможности развития площади теплообмена ограничены тем, что в результате бокового теплообмена температура по высоте ребра снижается и с определенного момента дальнейшее развитие поверхности не приводит к заметному повышению эффективности теплообмена. Возможность многократного увеличения площади и интенсификации теплообмена создает применение в качестве ребер гипертеплопроводящих (ГТП) пластин, эффективная теплопровод-

ность которых в 10 и более раз превышает теплопроводность меди.

Анализ эффективности применения ТА проведен на примере блока РЭА, выделяющего тепловую мощность  $Q = 10$  кВт периодически в течение  $\Delta t = 60$  мин, период покоя составляет 23 часа, весь цикл составляет 24 часа. Для рассеивания такой пиковой мощности необходим радиатор с площадью примерно  $25 \text{ м}^2$ , при распределении мощности на весь временной цикл необходимая площадь радиатора уменьшается в 24 раза. Номинальная масса ТАВ для прибора с таким режимом работы  $m = Q\Delta t/q_{\phi} \approx 148$  кг, объем ТАВ составит  $V = m/\rho \approx 0,18 \text{ м}^3$ , здесь  $q_{\phi}$  – удельная теплота фазового перехода,  $\rho$  – плотность. В результате подвода-отвода тепловой мощности к ТА от поверхности ребра происходит циклическое движение фазовой границы. На границе раздела фаз температура равна температуре плавления ТАВ, температура поверхности ребра при этом отличается от температуры плавления на величину  $\Delta T = q\delta/\lambda$ , где  $q$  – плотность теплового потока на боковой поверхности ребра;  $\delta$  – толщина слоя ТАВ между поверхностью ребра и фазовой границей;  $\lambda$  – коэффициент теплопроводности ТАВ.

Величина максимального  $\Delta T_{\text{max}}$  является важным исходным параметром, определяющим амплитуду температурных колебаний в основании блока и влияющим на шаг и количество ребер в ТА.

Максимальному  $\Delta T_{\text{max}}$  соответствует максимальное значение  $\delta_{\text{max}}$ , которое является амплитудой циклического движения фазовой границы. Значение  $q$  определяется соотношением  $q = Q/NS$ , здесь  $N$  – количество ребер в ТА;  $S$  – площадь обеих боковых поверхностей теплоотвода ГТП пластины, выполняющей функцию ребра. С другой стороны оптимальный шаг между ребрами равен  $2\delta_{\text{max}}$  и выражается формулой  $h = 2\delta_{\text{max}} = V/NS$ . Приведенные выше соотношения при заданных значениях  $Q$ ,  $S$  позволяют однозначно определить количество ребер  $N$  и расстояние между ребрами  $h$ :

$$N = \frac{Q}{S} \sqrt{\frac{\Delta t}{\lambda q_{\phi} \rho \Delta T_{\text{max}}}}, \quad h = 2 \sqrt{\frac{\lambda \Delta T_{\text{max}} \Delta t}{q_{\phi} \rho}}.$$

Значения  $N$  и  $h$  зависят от размеров ГТП пластины, теплофизических свойств ТАВ и режима тепловыделения блока РЭА. Для  $\Delta T_{\text{max}} = 10$  °С,  $S = 0,08 \text{ м}^2$  и значений других входящих в формулы параметров, которые приведены выше, получены величины  $N = 337$  и  $h = 1,4$  см.

Титановая ГТП пластина такой площади весит около 150 г, при этом суммарный вес ТАВ и ребер составит примерно 200 кг.

Эффективность теплообмена ребра в объеме ТА была определена как отношение теплоотдачи реального ребра с неоднородным распределением температуры к теплоотдаче идеального ребра, имеющего температуру основания по всей высоте.

Распределение температуры по высоте ребра определялось по численному решению уравнения теплопроводности, при этом учитывались высота и теплопроводность ребра, значение локального коэффициента теплообмена  $\alpha$ . Расчет был проведен для величины  $\alpha = 71$  Вт/К, соответствующей среднему значению  $\delta = 0,5\delta_{\text{max}}$ . Для ребра на основе ГТП пластины эффективная теплопроводность задавалась равной  $10^4$  Вт/(м·К), его эффективность теплообмена составила 96 %. Для медного ребра такой же толщины эффективность теплообмена 51 %. Результаты этого расчета показали необходимость использования ГТП пластин в качестве ребер в объеме ТА.

Таким образом, проведен анализ возможности применения ТА с ГТП пластинами для системы терморегулирования мощных блоков КА кратковременного действия. Показана необходимость использования ГТП пластин в качестве ребер для повышения эффективности теплообмена в объеме теплового аккумулятора.

#### Библиографические ссылки

1. Алексеев В. А. Охлаждение радиоэлектронной аппаратуры с использованием плавящихся веществ. М.: Энергия, 1975. 88 с.
2. A review on phase change energy storage: materials and applications / M. M. Farid, A. M. Khudhair, S. A. Razack, S. Al-Hallaj // Energy and Management. 2004. Vol. 45. P. 1597–1615.

#### References

1. Alekseev V. A. *Okhlazhdenie radioelektronnoi apparatury s ispol'zovaniem pлавyashchikhsya veshchestv* [The Cooling of Radio-Electronic Equipment Using Melting Materials]. Moscow: Energiya, 1975. 88 p.
2. Farid M. M., Khudhair A. M., Razack S. A., Al-Hallaj S. A review on phase change energy storage: materials and applications // Energy and Management. 2004. Vol. 45. P. 1597–1615.

© Васильев Е. Н., Деревянко В. А., Чеботарев В. Е., 2016

УДК 629.7.01

## ОБЕСПЕЧЕНИЕ ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПРИ ПРОВЕДЕНИИ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ В НОРМАЛЬНЫХ УСЛОВИЯХ

Н. Ю. Вшивкова, А. Ю. Вшивков

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва»  
Российская Федерация, 662972, г. Железнодорожск Красноярского края, ул. Ленина, 52  
E-mail: Avshivkov@iss-reshetnev.ru

*Представлены современные подходы и методологические особенности проведения электрических испытаний космических аппаратов негерметичной компоновки в нормальных условиях. Приведен пример одного из технологических стендов, который был разработан и внедрен в процесс испытаний перспективных КА производства АО «ИСС» имени академика М. Ф. Решетнева.*

*Ключевые слова: космический аппарат, электрические испытания, система обеспечения теплового режима, система терморегулирования, испытательное оборудование.*

## THE THERMAL CONTROL SUPPORT OF SPACECRAFT ONBOARD EQUIPMENT DURING ELECTRICAL TESTS UNDER NORMAL ENVIRONMENT

N. Yu. Vshivkova, A. Yu. Vshivkov

JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems  
52, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation  
E-mail: Avshivkov@iss-reshetnev.ru

*The modern approaches and methodological features of an electrical testing the systems of non-hermetic spacecraft are submitted. This article is an example of the process stand, which is designed and implemented in the process of testing spacecraft made by JSC "ISS" named after academician Reshetnev.*

*Keywords: spacecraft, electric tests, system of thermal regime security, system of thermal regulation, tests equipment.*

При эксплуатации космического аппарата на целевых орбитах тепловой режим бортовой аппаратуры обеспечивается излучением тепла от радиационных поверхностей в космическое пространство. При наземной экспериментальной отработке, когда включается вся бортовая и специальная аппаратура в штатном режиме, выделяемое тепло от оборудования требуется отводить, чтобы исключить выход из строя бортового оборудования из-за перегрева. Незначительная часть тепла, безусловно, отводится естественной конвекцией и излучением. Но так как величина отводимого тепла естественным способом очень мала, то при отработке аппарата необходимо применить системы вынужденного отвода тепла [5].

Тепловой режим бортовой аппаратуры космического аппарата в нормальных условиях обеспечивается системой терморегулирования, применяемой на изделии, и наземным оборудованием. Конструктивно-компоновочная схема аппаратов предполагает конструкцию в бесконтейнерном исполнении, когда оборудование размещается на силовых и внутренних панелях сотовой конструкции. Для космических аппаратов негерметичного исполнения возможно применение комбинированной системы обеспечения теплового режима, сочетающей в себе дублированный жидкостный контур и подсистему тепловых труб, встроенных

в сотовые панели. Тепло, выделяемое бортовой аппаратурой, передается теплоносителю, циркулирующему в жидкостном контуре, а также теплопроводностью через обшивку и сотозаполнитель на радиационные поверхности (радиаторы) приборных панелей. Основное охлаждение теплоносителя происходит в съемном теплообменном оборудовании, устанавливаемом на аппарате: в установке охлаждения – имитаторе системы терморегулирования. Тепло, передаваемое на радиационные поверхности приборных панелей, отводится за счет создания вынужденной конвекции охлаждающего воздуха [4].

Итак, для обеспечения теплового режима бортового оборудования космического аппарата применяется: жидкостное термостатирование теплоносителя, циркулирующего в жидкостном контуре; воздушное термостатирование.

Далее рассмотрим конструкцию – состав наземного оборудования, которое необходимо применять для отвода тепла от радиационных поверхностей приборных панелей космического аппарата. Для этого используем систему обеспечения теплового режима (СОТР) которая представляет собой замкнутую (или открытую) систему воздушного термостатирования. СОТР представляет собой воздушно-нагнетательный контур.

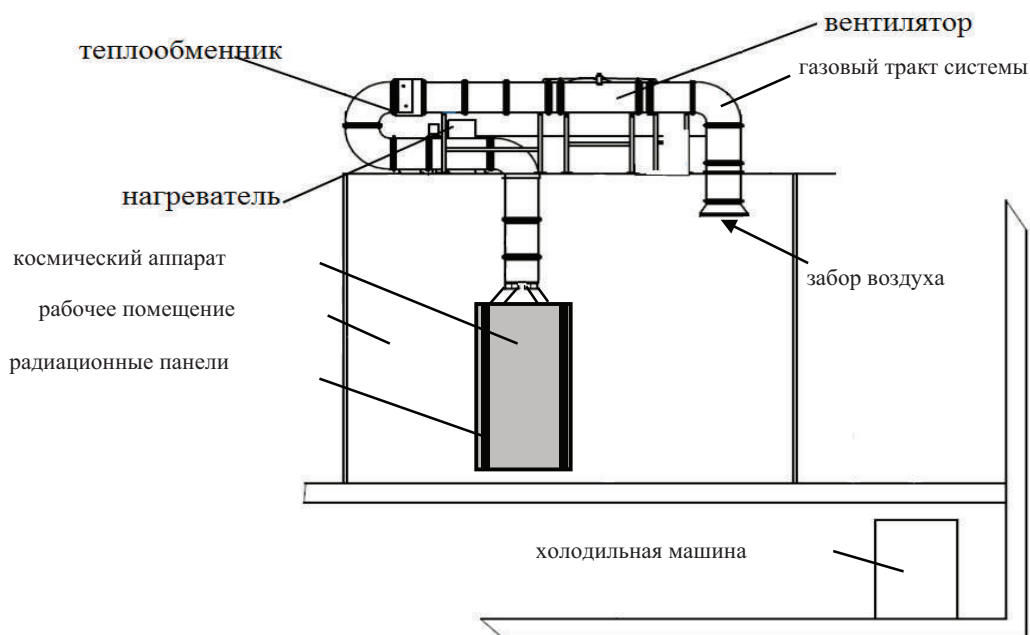


Схема обеспечения теплового режима на ступе электрических испытаний космического аппарата «ГЛОНАСС», разрабатываемого в АО «ИСС» имени М. Ф. Решетнева»

Воздух в систему поступает из объема рабочего помещения, нагнетается вентилятором, охлаждается в теплообменнике, к которому присоединена холодильная машина системы, обеспечивающая циркуляцию холодоносителя. Охлажденный до заданной температуры воздух поступает в воздуховодные короба или коллекторы, установленные на радиационные панели космического аппарата.

Количество тепла, вынужденно отводимого от радиационной поверхности данной системой, определяется по формуле

$$Q = \alpha \cdot F \cdot \Delta t,$$

где  $\alpha$  – коэффициент теплоотдачи, который определяет интенсивность теплообмена между радиационной панелью и охлаждающим воздухом;  $F$  – площадь радиационной поверхности космического аппарата;  $\Delta t$  – разность температуры поверхности и воздуха. Из расчетов по гидравлическим сопротивлениям газового тракта собирается подходящий по мощности вентилятор, обеспечивающий необходимый расход воздуха. От расхода зависит коэффициент теплоотдачи  $\sigma$  – функция критериев подобия, от которых, в свою очередь, зависят характеристики движущейся среды:

$$\sigma = f(\text{Re}, \text{Nu}, \text{Pr}),$$

где  $\text{Re}$ ,  $\text{Nu}$ ,  $\text{Pr}$  – критерии подобия физических процессов [2].

Таким образом, мы имеем две важные функции системы обеспечения теплового режима:

1) расход, создаваемый вентилятором, который зависит от сопротивления воздуха в газовом тракте системы. Местные сопротивления могут вызываться сужением, расширением, поворотами и другими факторами воздуховодной сети, вследствие чего происходит нежелательное изменение величины или направления скорости движения воздушного потока на отдельных участках воздуховода [3];

2) температура охлаждающего воздуха, которая должна находиться в диапазоне от плюс 16 до плюс 22 °С и быть не ниже температуры точки росы испытываемого помещения.

Следовательно, задача данной системы – постоянное поддержание необходимых параметров для осуществления качественного отвода избыточного тепла от радиационных поверхностей космического аппарата при электрических испытаниях в нормальных условиях окружающей среды.

В качестве примера такой системы можно привести схему обеспечения теплового режима, применяемую на разрабатываемом в АО «ИСС» космическом аппарате «ГЛОНАСС» при электрических испытаниях, изображенную на рисунке.

На сегодняшний день в АО «ИСС» имени академика М. Ф. Решетнева» были проведены испытания перспективных аппаратов «АМОС-5», «Ямал-300К» «Луч-5А», «Луч-5Б», «Глонасс-К» и многих других, которые уже выполняют свои функции по целевому назначению. Эффективность работы бортовой аппаратуры и систем космических аппаратов подтверждает правильность выбранной технологии изготовления и достоверность в осуществлении организации и проведения наземного комплекса испытаний [1].

#### Библиографические ссылки

1. Вшивков А. Ю., Головенкин Е. Н. Методологические аспекты организации наземной экспериментальной термовакуумной отработки перспективных негерметичных КА в ОАО «ИСС» имени академика М. Ф. Решетнева // Навигационные спутниковые системы, их роль и значение в жизни современного человека : материалы междунар. науч.-техн. конф. Железнодорожск, 2012. С. 51–57.
2. Михеев М. А. Основы теплопередачи. М. : Госэнергоиздат, 1949. 396 с.



3. Альтшуль А. Д., Киселев П. Г. Гидравлика и аэродинамика. М., 1965. 270 с.

4. Чеботарев В. Е., Косенко В. Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения : учеб. пособие / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2011. 488 с.

5. Нариманов Г. С., Тихонравов К. К. Основы теории полета космических аппаратов. М. : Машиностроение, 1972. 608 с.

#### References

1. Vshivkov A. Yu., Golovenkin E. N. Metodologichiskie aspekti organizatsii nazemnoi eksperimental'noi termovakuumnoi otrabotki perspektivnix negermetichnix KA v ОАО «ISS» imeni akadevika Reshetneva [Methodological aspects of the organization of the terrestrial experimental thermal vacuum testing

promising leaky spacecraft by the JSC "ISS" named after academician Reshetnev] // Proceedings of the International Scientific and Technical Conference. Zheleznogorsk, 2012. P. 51–57.

2. Mixeev M. A. Osnovi teploperedachi [Heat transfer foundation]. M., State Energy edition, 1949. 396 p.

3. Alrtshulr A. D., Kiselev P. G. Gidravlika i aerodinamika [Hydraulics and aerodynamics]. Moscow, 1965. 270 p.

4. Chebotarev V. E., Kosenko P. G. Osnovi proiktirovaniya kosmicheskix apparatov informatsionnogo obespecheniya [Bases of designing spacecraft information support]. Krasnoyarsk, SibGAU, 2011. 488 p.

5. Narimanov G. S., Tixonravov K. K. Osnovi teorii poleta kosmicheskix apparatov [Basics of spacecraft flight theory]. Moscow, 1972. 608 p.

© Вшивкова Н. Ю., Вшивков А. Ю., 2016

УДК 536.24

### УПРАВЛЕНИЕ ПАРАМЕТРАМИ ТЕПЛОТВОДА, ОБЕСПЕЧИВАЮЩИМИ РАВНОПРОЧНОЕ НАПРЯЖЕННОЕ СОСТОЯНИЕ ОБОЛОЧКОВЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ТУРБОМАШИН

М. С. Гринкруг, И. К. Андрианов \*

Комсомольский-на-Амуре государственный технический университет  
Российская Федерация, 681013, г. Комсомольск-на-Амуре, просп. Ленина, 27

\*E-mail: andrianov\_ivan\_90@mail.ru

*Разработан подход к оптимизации теплообмена в элементах авиационных газотурбинных двигателей, позволяющего реализовать равнопрочное напряженное состояние элемента, в условиях неравномерного теплоподвода и силового нагружения.*

*Ключевые слова: оболочковый элемент, температурное поле, теплота, теплопроводность, газовая турбина.*

### THE CONTROL OF THE HEATSINK PARAMETERS PROVIDING THE EQUAL STRESS STATE OF THE TURBOMACHINERY SHELL COMPONENTS

M. S. Grinkrug, I. K. Andrianov \*

Komsomolsk-na-Amure State Technical University  
27, Lenina Av., Komsomolsk-na-Amure, 681013, Russian Federation

\*E-mail: andrianov\_ivan\_90@mail.ru

*The paper deals with an approach to the optimization of the heat exchange elements in aircraft gas turbine engines, which allows to implement full-strength state of the element stress in a non-uniform heat supply and power load.*

*Keywords: shell element, temperature field, heat, thermal conductivity, gas turbine.*

**Введение.** Одним из ведущих научно-технических направлений в области газотурбиностроения сегодня является разработка методов и моделей, позволяющих управлять тепловым состоянием рабочих элементов, подвергаемых воздействию высокотемпературных газовых сред. Безусловно, данный вопрос обретает особую важность при исследовании теплового состояния элементов газотурбинных двигателей, применяемых в авиакосмической промышленности, в особенности турбинных лопаток оболочкового типа, имеющих внутреннюю систему охлаждения. Акту-

альность данного исследования обусловлена стремлением современной производственной сферы к повышению рабочих температур газовых потоков при минимизации затрат и потерь на нецелесообразное охлаждение. В связи с этим разрабатываются новые подходы к развитию систем охлаждения элементов турбомашин, которые отражены в работах [1; 2].

**Описание подхода.** Разработанный авторами подход представляет собой поэтапный расчет основных теплофизических параметров внутренней системы охлаждения оболочковых элементов. На первом этапе

определяется тепловое состояние на наиболее термонагруженной поверхности оболочкового элемента по заданной зависимости предела длительной прочности от температуры и информации о текущем напряженном состоянии в зависимости от действия различных силовых факторов. В качестве результирующего напряжения могут быть использованы суммарные или эквивалентные напряжения. Максимизация температуры проводится на основании условия прочности, в качестве которого может быть выбрана любая из гипотез, удовлетворяющая схеме нагружений.

По данным об изменении температуры на наиболее нагруженной поверхности оболочки и информации об условиях подвода теплоты к ограждающей поверхности определяется плотность теплового потока на граничной поверхности, охлаждаемой теплоотводящим потоком. Кроме того, рассчитывается температурное поле на граничной поверхности, позволяющее провести оценку изменения температуры по толщине стенки оболочки.

На основании суммарного количества подведенного тепла к оболочке и данных об изменении температуры охлаждающего потока определяется массовый расход охлаждающей газовой среды в канале теплоотвода согласно численным схемам в работе [3]. Функциональные закономерности строятся из условия равенства количества подведенного и отведенного тепла в последовательных приближениях с корректировкой и пересчетом на основании данных о температуре хладагента, определяемой на следующих шагах расчета. В качестве нулевого приближения используются данные о температуре охладителя на выходе из канала, соответствующие тепловому состоянию нагревающей газовой среды.

На втором этапе исследования рассчитывается изменение коэффициентов теплоотдачи от стенки оболочки к хладагенту с помощью уравнения теплового баланса, учитывая необходимый расход охлаждающей газовой среды и плотность теплового потока на границе раздела охлаждающей газовой среды и стенки оболочки в соответствии с методом, описанным в работе [4]. Изменение температуры охлаждающего потока рассматривается в одномерной постановке и оценивается с помощью данных о распределении коэффициентов теплоотдачи на основании граничного условия теплопроводности третьего рода применительно к поверхности охлаждения. Используя данные о температуре охлаждающей среды, проводится повторный пересчет массового расхода, распределения коэффициентов теплоотдачи и теплового состояния хладагента до тех пор, пока разность между значениями температуры на двух последних этапах расчета не удовлетворит заданной точности.

Определенная температурная конфигурация охлаждающей газовой среды позволяет построить математическую модель течения газового потока с целью исследования основных динамических параметров, при которых будет обеспечен максимальный температурный потенциал охлаждаемого элемента. На основании уравнений движения и теплопереноса определяется кинематическая картина течения путем решения системы нелинейных уравнений теплообмена [5].

В результате последовательно определяются поля скоростей и давлений в каналах течения охлаждающей газовой среды.

На основании условия постоянства массового расхода охлаждающей среды в канале течения определяется геометрический параметр, позволяющий варьировать шириной поперечного сечения канала теплоотвода, тем самым увеличивая и уменьшая интенсивность теплообмена на тех поверхностях, где должен быть обеспечен соответствующий теплоотвод.

Таким образом, в данном исследовании реализован подход, обеспечивающий температурную неоднородность на граничной поверхности оболочкового элемента, при которой действующие напряжения удовлетворяют максимальному прочностному запасу. В рамках исследования получены закономерности, создающие температурную неравномерность, обусловленную неравномерностью напряженного состояния, действующего в точках максимально термонагруженной поверхности. В результате предложенный подход позволит повысить экономичность и эффективность работы системы охлаждения оболочковых элементов турбомашин.

#### Библиографические ссылки

1. Осипов М. И., Байбузенко И. Н. Численный анализ теплообмена и потерь давления при течении во внутренних оребренных каналах и на участках поворота систем охлаждения лопаток газовых турбин // Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Сер. «Машиностроение». 2010. № 3. С. 31–39.
2. Тихомиров Б. А., Льюнг Л. К. Сравнение эффективности охлаждения газовой турбины воздухом и паром в комбинированных газопаротурбинных установках // Энергетические машины и установки. 2008. № 1–2. С. 10–19.
3. Андрианов И. К., Гринкруг М. С. Параметрическая идентификация математической модели теплообменного процесса для тонкостенных криволинейных оболочек турбомашин. Математическое моделирование и численные методы. 2016. № 2 (10). С. 24–38.
4. Андрианов И. К., Гринкруг М. С. Численный метод расчета теплоотдачи для требуемого температурного поля на поверхности контакта лопатки и теплозащитного покрытия при поперечной схеме охлаждения // Вестник Моск. гос. областного ун-та. Сер. «Физика-математика». 2015. № 2. С. 34–44.
5. Гринкруг М. С., Андрианов И. К. Численный подход к расчету параметров охлаждающего потока в каналах оболочковых элементов турбомашин для заданных условий на поверхности теплоотвода // Научное ведение : интернет-журнал. 2016. Т. 8, № 1. URL: <http://naukovedenie.ru/PDF/25TVN116.pdf>.

#### References

1. Osipov M. I., Baybuzenko I. N. Chislennyy analiz teploobmena i poter davleniya pri techenii vo vnutrennikh orebrennykh kanalakh i na uchastkakh povorota sistem okhlazhdeniya lopatok gazovykh turbin // *Vestnik MGTU im. N. E. Bauman. Seriya: Mashinostroenie*. 2010. № 3. P. 31–39.

2. Tikhomirov B. A., Lyong L. K. Srovnenie effektivnosti okhlazhdeniya gazovoy turbiny vozdukhom i parom v kombinirovannykh gazoparoturbinnnykh ustanovkakh // Energeticheskie mashiny i ustanovki. 2008. № 1–2. P. 10–19.

3. Andrianov I. K., Grinkrug M. S. Parametricheskaja identifikacija matematicheskoj modeli teploobmennogo processa dlja tonkostennykh krivolinejnykh obolochek turbomashin // Matematicheskoe modelirovanie i chislennye metody. 2016. № 2 (10). P. 24–38.

4. Andrianov I. K., Grinkrug M. S. Chislennyj metod rascheta teplootdachi dlja trebuemogo temperaturnogo

polja na poverkhnosti kontakta lopatki i teplozashchitnogo pokrytiya pri poperechnoj skheme okhlazhdeniya // Vestnik Moskovskogo gosudarstvennogo oblastnogo universiteta. Ceriya «Fizika-matematika». 2015. № 2. P. 34–44.

5. Grinkrug M. S., Andrianov I. K. Chislennyj podkhod k raschetu parametrov okhlazhdayushchego potoka v kanalakh obolochkovykh elementov turbomashin dlja zadannykh usloviy na poverkhnosti teplootvoda // Internet-zhurnal «Naukovyedeniye». 2016. Vol. 8, № 1. <http://naukovedenie.ru/PDF/25TVN116.pdf>.

© Гринкруг М. С., Андрианов И. К., 2016

УДК 536.2

## РАСЧЕТ КОНТУРА С ФАЗОВЫМ ПЕРЕХОДОМ ТЕПЛОНОСИТЕЛЯ СИСТЕМЫ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ

А. В. Делков, А. А. Ходенков, А. А. Кишкин, Ю. Н. Шевченко

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: delkov-mx01@mail.ru

*Системы терморегулирования космических аппаратов с применением контуров с фазовым переходом теплоносителя являются в настоящее время одними из перспективных. Синтез и анализ таких систем требует разработки адекватных математических моделей. В настоящей работе рассмотрены вопросы вычислительного моделирования контура с фазовым переходом теплоносителя с насосной циркулирующей теплоносителя, определены основные проблемы, приведен пример расчета.*

*Ключевые слова: контур с фазовым переходом, система терморегулирования, вычислительное моделирование.*

## NUMERICAL INVESTIGATION OF PHASE CHANGE LOOP OF THE THERMAL CONTROL SYSTEM

A. V. Delkov, A. A. Khodenkov, A. A. Kishkin, Yu. N. Shevchenko

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: delkov-mx01@mail.ru

*Space thermal control systems using phase change loops are currently among the most promising. Synthesis and analysis of such systems requires the development of adequate mathematical models. This paper covers the issues of numerical modeling of phase change mechanically pumped loop and example of its calculation.*

*Keywords: phase change circuit, thermal control system, the numerical simulation.*

В настоящей работе рассматриваются вопросы моделирования контура с фазовым переходом теплоносителя системы терморегулирования (СТР) с насосной циркулирующей теплоносителя. Применение таких систем широко распространено в современной космической технике для космических аппаратов (КА) энерговооруженностью свыше 10 кВт. Преимуществами таких контуров являются высокая производительность, повышенные коэффициенты теплоотдачи, возможность термостабилизации объектов охлаждения, снижение удельной массы СТР [1].

Принципиальная схема простейшего контура с фазовым переходом теплоносителя представлена на

рис. 1. Такой контур состоит из двух теплообменных аппаратов – для охлаждения прибора и для сброса тепла в окружающую среду. Для циркуляции теплоносителя в контуре предназначен насос [2].

В процессе работы контура теплоноситель совершает фазовые переходы: при подводе тепла от источника (охлаждаемых приборов) рабочее тело испаряется; при отводе тепла на радиаторе рабочее тело конденсируется. Данная особенность контура обуславливает его преимущества: высокую производительность, повышенные коэффициенты теплоотдачи, возможность термостабилизации объектов охлаждения, снижение удельной массы контура.

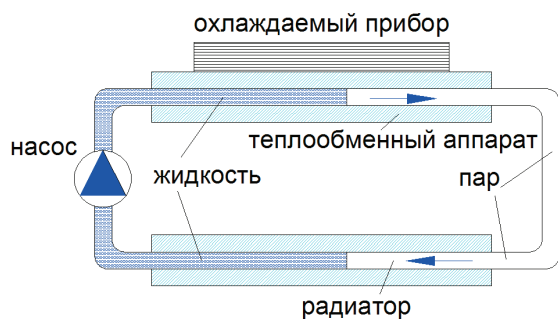


Рис. 1. Принципиальная схема контура с фазовым переходом теплоносителя и насосной циркуляцией

Расчет контура с фазовым переходом теплоносителя вызывает определенные сложности в связи с необходимостью учета взаимосвязи различных элементов контура между собой и с окружающей средой, возможностью реализации контура с помощью различных многозвенных схемных решений, необходимостью постоянного пересчета теплофизических свойств рабочего тела по длине контура и учета трех возможных фазовых состояний – жидкости, пара и двухфазной смеси [3; 4].

Традиционно расчет СТР КА ведется с помощью пакетов прикладных программ. В зависимости от целей расчета пакеты могут быть основаны на решении дифференциальных уравнений в частных производных (анализ с помощью метода конечных элементов) или же на решении интегральных уравнений для сложной системы из нескольких элементов (компонентно-ориентированный анализ).

Потребность в математическом моделировании контуров возникает уже на ранних этапах проектирования системы терморегулирования – при выборе рационального схемного решения, анализе характеристик контура при изменении внешних нагрузок, определении области работоспособности [5].

Авторами на основе системы уравнений течения с теплоотдачей были разработаны модель и алгоритм расчета контура с фазовым переходом теплоносителя системы терморегулирования, позволяющий получить распределение основных параметров по длине участков и определить их эффективность.

Основное преимущество расчетного алгоритма заключается в возможности учета изменения свойств теплоносителя по длине теплообменного контура. Данный подход позволяет определить с приемлемой точностью локальные параметры теплообмена для участков подвода и отвода тепла.

С использованием разработанного алгоритма были произведены численные исследования как отдельных элементов контура, так и системы в целом. На рис. 2. представлены полученные численно профили температуры и коэффициента теплоотдачи для участка подвода тепла (в целях полноты картины для участка предусмотрено наличие зоны нагрева насыщенного пара теплоносителя). Тестирование алгоритма расчета данного участка показало приемлемую сходимость вычисленных характеристик с теоретическими. Значение коэффициента теплоотдачи по длине участка

согласуется с зонами характерных фазовых состояний (жидкость, пар, двухфазный поток) (рис. 2).

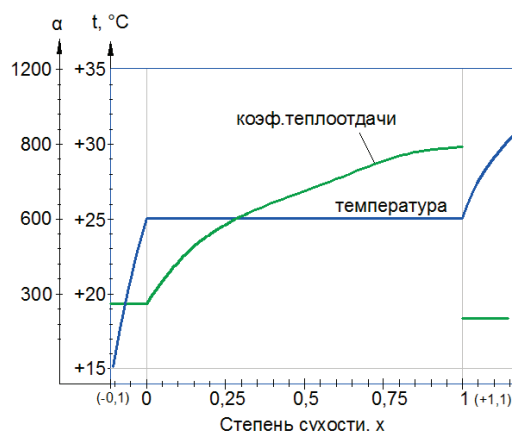


Рис. 2. Профили температуры и коэффициента теплоотдачи для участка подвода тепла

По графику (рис. 2) видно, что наибольшей интенсивностью теплообмена обладают участки при высоких значениях степени сухости, что делает реализацию этих диапазонов перспективной при проектировании СТР большой производительности.

Разработанный алгоритм расчета делает возможным развернутый анализ характеристик контура при варьировании различных конструктивных и режимных параметров, что позволяет уточнить эффективность отдельных конструкторских и технологических решений при поисковой оптимизации СТР.

## References

1. Hanford A. J., Ewert M. K. Advanced active thermal control systems architecture study, NASA Technical Memorandum № 104822, 1996, 196 p. URL: [https://ston.jsc.nasa.gov/collections/trs/\\_techrep/TM104822.pdf](https://ston.jsc.nasa.gov/collections/trs/_techrep/TM104822.pdf).
2. Delil A. A. M. Tutorial on single- and two-component two-phase flow and heat transfer: commonality and difference (review), National Aerospace Laboratory NLR, Netherlands, NLR-TP-2001-538, 2001, 11 p. URL: [http://www.tak2000.com/data/tutorial\\_2phaseflow.pdf](http://www.tak2000.com/data/tutorial_2phaseflow.pdf).
3. Gilmore D.G. Spacecraft Thermal Control Handbook. Volume 1: Fundamental Technologies. – American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), Reston, Virginia, 2002. 836 p.
4. Hugon J. Development of a two-phase mechanically pumped loop (2ФМПЛ) for the thermal control of telecommunication satellites, Proceedings of International Two-Phase Thermal Control Technology Workshop 2008, 13-15 May 2008, ESTEC. URL: <http://www.hso.hu/showbinary.php?did=282>.
5. Delcov A. V., Hodenkov A. A., Zhuikov D. A. Numerical modeling and analyzing of conjugate radiative-convective heat transfer of fin-tube radiator of spacecraft. 2015 IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng. 93 012007. URL: <http://iopscience.iop.org/1757-899X/93/1/012007>.

© Делков А. В., Ходенков А. А., Кишкин А. А., Шевченко Ю. Н., 2016

УДК 629.78

## МОДЕЛИРОВАНИЕ СОПРЯЖЕННОГО ТЕПЛООБМЕНА ПРИ РАСЧЕТЕ РАДИАЦИОННОЙ ПАНЕЛИ СИСТЕМЫ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ

А. В. Делков, А. А. Ходенков, А. А. Кишкин, Ю. Н. Шевченко

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: delkov-mx01@mail.ru

*Рассматривается задача моделирования сопряженного теплообмена при расчете радиационной панели системы терморегулирования космического аппарата. Определяются необходимые для расчета граничные условия. Приводятся результаты расчета с оценкой распределения параметров.*

*Ключевые слова:* моделирование, сопряженный теплообмен, радиационная панель.

## MODELING CONJUGATE HEAT TRANSFER OF SPACE THERMAL SYSTEM RADIATION PANEL

A. V. Delkov, A. A. Hodenkov, A. A. Kishkin, Y. N. Shevchenko

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: delkov-mx01@mail.ru

*This paper covers the problem of modeling a conjugate heat transfer of space thermal system radiation panel. Boundary conditions are determined. The results of the calculation are presented.*

*Keywords:* modeling, conjugate heat transfer, radiation panel.

Для поддержания заданного температурного диапазона на борту космического аппарата (КА) в условиях неравномерных внутренних и внешних теплопотоков необходимо обеспечить сброс тепловой энергии в окружающее космическое пространство.

Данную задачу можно решить двумя способами: излучением с радиационных поверхностей (с использованием систем терморегулирования (СТР) радиационного типа) и уносом тепловой энергии с потоком вещества (СТР испарительного типа). Первый способ получил преимущественное распространение в конструкциях КА.

Для решения задачи сброса тепла с помощью механизма излучения в конструкции СТР используют радиационные панели [1]. Расчет параметров радиационной панели представляет собой задачу со сложным (сопряженным) теплообменом (conjugate heat transfer – СНТ) [2].

Рассмотрим радиационную панель (рис. 1), которая конструктивно представляет собой трубу с теплоносителем, соединенную с излучающей поверхностью. С одной стороны панель контактирует с потоком теплоносителя, соответственно идет теплоотдача от теплоносителя в стенку; другая сторона панели является радиационной, с которой тепловой поток сбрасывается в открытый космос. Геометрия панели может быть разнообразной, в данной работе исследуется панель с параметрами, представленными на рис. 1.

Задача расчета сопряженного теплообмена в данном случае разбивается на две подзадачи: распределение температур в твердом теле (радиационная поверхность) и распределение температур в жидком теплоносителе [3]. Эти две подзадачи решаются совместно с общим граничным условием – конвективным теплообменом через стенку трубы.

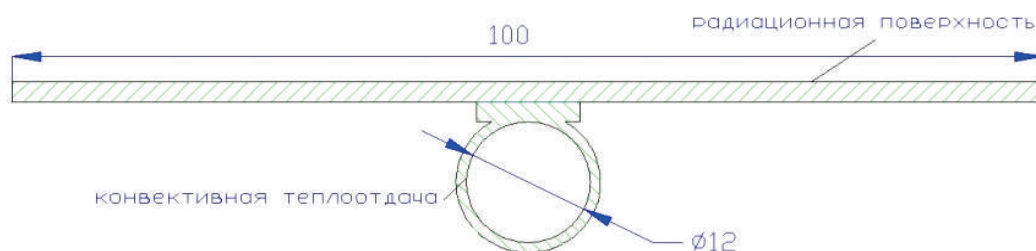


Рис. 1. Исследуемый профиль панели радиатора-излучателя

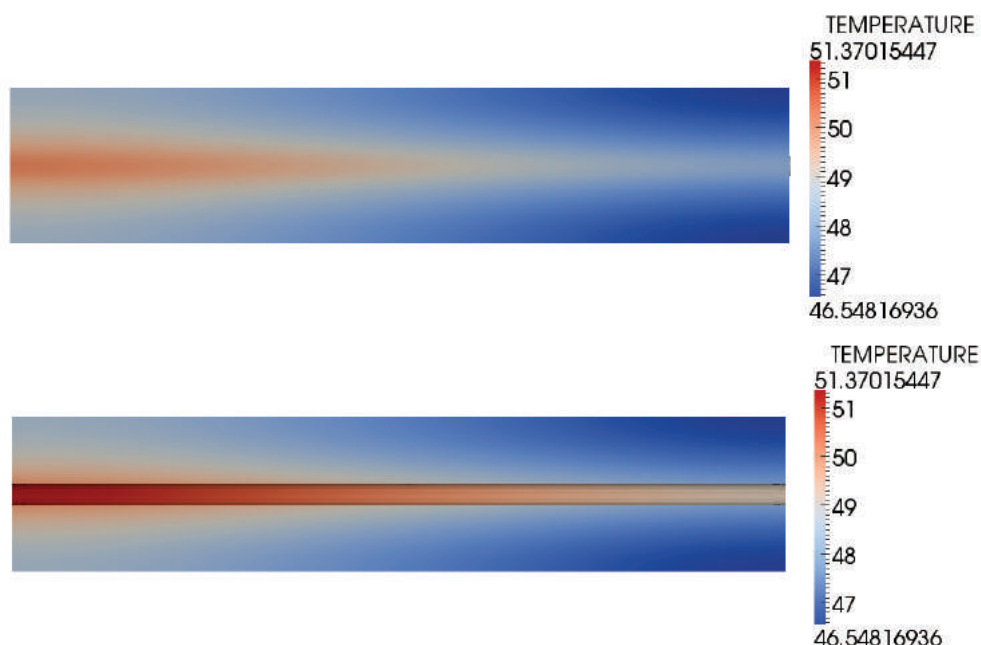


Рис. 2. Характер распределения температуры по излучающей поверхности при скорости потока 0,05 м/с (сверху – распределение по поверхности излучения, снизу – по оборотной стороне)

В рамках данной работы в качестве тестовой задачи решалась задача со следующими граничными условиями:

- рабочее тело – изооктан;
- материал радиатора – алюминий;
- температура теплоносителя на входе в секцию +60 °С;
- труба с диаметрами 12 мм (внутренний) и 13 мм (наружный), длиной 0,5 м;
- размер радиационной площадки 0,5 · 0,1 м, толщина площадки 2 мм;
- толщина контактной пластины между трубой и поверхностной пластиной – 2 мм.

В качестве скоростей теплоносителя рассматривались 0,02; 0,05; 0,1 и 0,2 м/с, обеспечивающие ламинарный режим течения. Коэффициент теплоотдачи определялся по критериальным уравнениям с использованием теплофизических и транспортных свойств изооктана.

Задача решалась численно. Для решения расчетная область делилась на подобласти твердого тела и жидкости. Для расчета использовались совместно пакеты Syrthes (твердое тело) [4] и Code\_Saturne (жидкость) [5]. Подобласти разбивались на конечные элементы: для жидкости 7 000 элементов, для твердого тела 20 000 элементов. Результаты расчета представлены на рис. 2.

В целом результаты исследования показали возможность численного решения задачи сопряженного теплообмена для участка радиатора-излучателя. Однако стоит отметить, что даже для такого короткого

участка время расчета одного случая составляет 15 минут. Для решения задачи оптимизации по нескольким параметрам (площадь панели, расход, геометрия) необходимо рассмотрение упрощенной задачи (например, 1D-теплообмен в области жидкости).

#### References

1. Massardo A. F. Solar Space Power System Optimization with Ultralight Radiator. *Journal of Propulsion and Power*, № 13(4), 1999, p. 560–564. Available at: <http://dx.doi.org/10.2514/2.5203>.
2. Modest M. Radiation Combined with Conduction and Convection. *Radiative Heat Transfer*, Elsevier Academic Press, 2013, p. 680–728. Available at: <http://dx.doi.org/10.1016/b978-012503163-9/50022-9>.
3. Minkowycz W. J., Sparrow E. M., Murthy J. Y. Handbook of Numerical Heat Transfer. Wiley, 2000. Available at: <http://dx.doi.org/10.1002/9780470172599>.
4. Kamrava M.H., Bazdidi-Tehrani F., Computational Calculation of Thermal Efficiency in a Space Radiating Fin for Two Different Materials. *Applied Mechanics and Materials*, № 110-116, 2011, p. 23–28. Available at: <http://dx.doi.org/10.4028/www.scientific.net/amm.110-116.23>.
5. Peniguel C. Conjugate heat transfer study of a wire spacer SFR fuel assembly thanks to the thermal code SYRTHES and the CFD code Code\_Saturne. *Joint International Conference on Supercomputing in Nuclear Applications*. Available at: <http://dx.doi.org/10.1051/snamic/201402308>.

© Делков А. В., Ходенков А. А., Кишкин А. А., Шевченко Ю. Н., 2016

УДК 655.3.022.11

## КОНТРОЛЬ ГЕРМЕТИЧНОСТИ ЭЛЕМЕНТОВ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК С ПОМОЩЬЮ РЕШЕНИЯ ОБРАТНОЙ ЗАДАЧИ ДИФФУЗИИ ПРИ ЛОКАЛИЗАЦИИ ТЕЧИ

И. П. Колчанов, Д. А. Топоев, П. И. Голован, С. С. Каштанов

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: delkov-mx@mail.ru

*Приводится расчет поля концентрации с использованием конечно-разностных методов. Применяется методика локализации течи с помощью решения обратной задачи диффузии (краевой задачи без начальных условий).*

*Ключевые слова: уравнение диффузии, локализация течи.*

## CONTROL OF SEALED CELL PROPULSION BY USING THE INVERSE PROBLEM SOLUTION DIFFUSION IN THE LOCALIZATION OF A LEAK

I. P. Kolchannov, D. A. Topoev, P. I. Golovan, S. S. Kashtanov

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: delkov-mx01@mail.ru

*The research studies a technique of leak localization by solving the inverse problem of diffusion (boundary value problem without initial conditions). The calculation of the concentration field using finite difference methods is presented.*

*Keywords: diffusion equation, localization of leaks.*

Авторами исследуется проблема локализации течи при контроле герметичности двигательных установок. Данная работа особенно актуальна при испытаниях объектов, от которых требуется высокая степень герметичности (камеры сгорания, резервуары и т. д.) [1].

После возникновения течи при проведении испытания в испытательной камере образуется скалярное поле концентраций газа, форма и характеристики которого зависят [2; 3]:

- от наличия в камере конвективных потоков;
- геометрии течи;
- скорости истечения пробного газа;
- однородности (по температуре и газовому составу) пространства испытательной камеры.

В элементарном случае изоповерхности поля концентраций представляют собой сферы с центром в источнике пробного газа. На сечении сферы плоскостью можно наблюдать линии уровня, представляющие собой концентрические окружности.

В трехмерном пространстве уравнение диффузии запишется как

$$\frac{\partial c}{\partial t} - k \left( \frac{\partial^2 c}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 c}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 c}{\partial z^2} \right) = f(x, y, z, t),$$

где  $k$  – коэффициент диффузии;  $c$  – концентрация;  $t$  – время;  $x, y, z$  – координаты;  $f$  – функция источника течи.

Ограничения задачи:  $0 < t < t_k, \quad 0 < x < X, \quad 0 < y < Y.$

Начальное условие:  $c_{t=0} = c_0.$

Обратная задача по уравнению диффузии в данной постановке состоит в том, чтобы по имеющемуся полю концентраций найти вид функции источника течи, т. е. определить ее изменение по времени и в зависимости от координат [4; 5].

Поле концентраций в зависимости от начальных и граничных условий может иметь различные конфигурации.

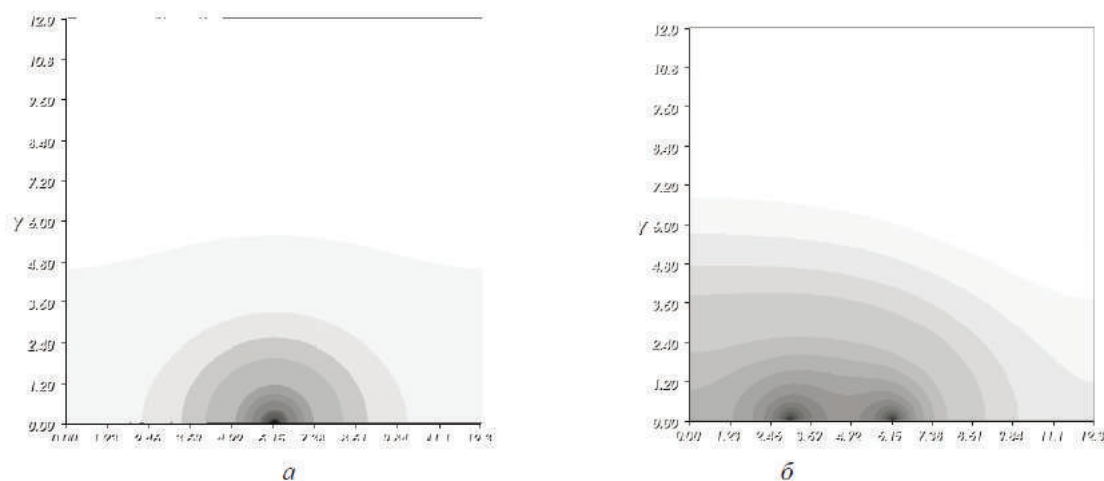
Ниже приведены поля для одного и двух источников (см. рисунок).

Поиск положения течи можно вести градиентными методами.

Для идеально симметричного поля (см. рисунок, а) градиент концентраций в любой точке направлен к источнику.

При наличии нескольких источников излучения (см. рисунок, б) применяется метод градиентного спуска, поскольку в поле есть области, где градиент будет разнонаправлен.

С использованием градиентных методов были написаны алгоритм и программа расчета, позволяющие локализовать течь при простейших конфигурациях поля концентраций.



Расчетная конфигурация полей концентрации

### Библиографические ссылки

1. К вопросу повышения чувствительности локальных методов контроля герметичности для изделий ракетно-космической техники / А. А. Кишкин, И. П. Колчанов, А. В. Делков, А. А. Ходенков // Вестник СибГАУ. 2014. № 1 (53).

2. Чубарь А. В., Пастушенко О. В., Колчанов И. П. Перспективы улучшения характеристик испытательного стенда для контроля герметичности систем космических аппаратов связи // J. of Siberian Federal University. Engineering and Technologies. 2014. № 7. С. 811–820.

3. Технологические особенности снижения критичных газовых нагрузок на этапе тепловвакуумной обработки космического аппарата и его составляющих / И. П. Колчанов, М. М. Михнев, А. В. Делков, А. А. Кишкин // Актуальные проблемы авиации и космонавтики : тезисы X Всерос. науч.-практ. конф. творческой молодежи. В 2 т. Т. 1. 2014. С. 71–72.

4. Самарский А. А., Вабищевич П. Н. Численные методы решения обратных задач математической физики М. : Эдиториал УРСС, 2004. С. 289–318.

5. Glasko V. B. Inverse problems of mathematical physics. M. : Moscow University publishing, 1984. С. 59–80.

### References

1. K voprosu povysheniya chuvstvitel'nosti lokal'nykh metodov kontrolya germetichnosti dlya izdeliy raketno-kosmicheskoy tekhniki [On the question of increasing the

sensitivity of local control methods for leak rocket and space technology] / A. A. Kishkin, I. P. Kolchanov, A. V. Delkov, A. A. Khodenkov // Vestnik SibGAU. 2014. № 1 (53).

2. Chubar' A. V., Pastushenko O. V., Kolchanov I. P. Perspektivy uluchsheniya kharakteristik ispytatel'nogo stenda dlya kontrolya germetichnosti sistem kosmicheskikh apparatov svyazi [Prospects for improving the characteristics of the test bench for leak test systems, communications satellites] // Journal of Siberian Federal University. Engineering and Technologies. 2014. № 7 (7), P. 811–820.

3. Tekhnologicheskie osobennosti snizheniya kritichnykh gazovykh nagruzok na etape teplovakuumnoy obrabotki kosmicheskogo apparata i ego sostavlyayushchikh [Technological features reduce the load on the critical gas phase thermal vacuum mining spacecraft and its components] / I. P. Kolchanov, M. M. Mikhnev, A. V. Delkov, A. A. Kishkin // Aktual'nye problemy aviatsii i kosmonavtiki: tezisy X Vseros. nauch.-prakt. konf. tvorcheskoy molodezhi: v 2 t. T. 1. 2014. P. 71–72.

4. SamarSKIY A. A., Vabishchevich P. N. Chislennyye metody resheniya obratnykh zadach matematicheskoy fiziki [Numerical methods for solving inverse problems of mathematical physics]. M. : Editorial URSS, 2004. P. 289–318.

5. Glasko V. B. Inverse problems of mathematical physics. M. : Moscow University publishing, 1984. S. 59–80.

© Колчанов И. П., Топоев Д. А., Голован П. И., Каштанов С. С., 2016



УДК 62-1/-9

## ХОЛОДИЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ НА УГЛЕКИСЛОМ ГАЗЕ

А. Г. Лоскутова

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
 Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
 E-mail: loskutova1994@mail.ru

*Рассмотрены два основных типа холодильных установок на  $CO_2$ , некоторые отличительные особенности работы теплообменных аппаратов, разобрана передача энергии в каскадных установках, указаны области применения обеих систем.*

*Ключевые слова: холодильные установки, природные хладагенты, применение углекислого газа.*

## REFRIGERATION CARBON DIOXIDE SYSTEMS

A. G. Loskutova

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
 31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
 E-mail: loskutova1994@mail.ru

*The paper considers two basic types of refrigeration systems with  $CO_2$  and some distinctive features of the heat exchangers, it examines the transmission of energy in cascade installations and points application areas of both systems.*

*Keywords: refrigeration systems, natural refrigerants, the use of carbon dioxide.*

Ввиду Монреальского соглашения  $CO_2$  как хладагент, который не разрушает озоновый слой и вносит умеренный вклад в увеличение парникового эффекта по сравнению с современными галоидопроизводными хладагентами, все более интересует разработчиков [1].

Помимо экологической безопасности,  $CO_2$  обладает еще рядом преимуществ: диоксид углерода имеет низкую критическую температуру ( $31,1^\circ C$ ), сравнительно высокую температуру тройной точки ( $-56^\circ C$ ), большое давление в тройной точке (0,5 мПа) и высокое критическое давление (7,39 мПа), также он совместим со всеми электроизоляционными и конструкционными материалами. При использовании  $CO_2$  в качестве хладагента необходимо учитывать как тройную, так и критическую точку для любых типов холодильных систем [2].

Диоксид углерода может использоваться в качестве хладагента в холодильных системах различных типов, как субкритических, так и транскритических (рис. 1).

Транскритические холодильные системы на  $CO_2$  в настоящее время используются в небольших и коммерческих холодильных установках, а именно: в мобильных системах кондиционирования воздуха, небольших тепловых насосах и системах охлаждения супермаркетов – и практически не применяются в промышленных холодильных установках.

Отличительной особенностью транскритической системы от систем на традиционных хладагентах является газоохладитель. Он заменяет конденсатор традиционных холодильных систем.  $CO_2$  не может конденсироваться при температуре выше  $31^\circ C$ .

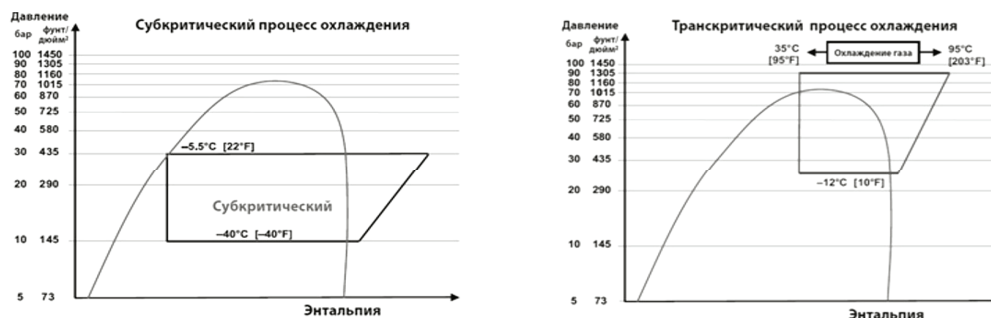


Рис. 1. Холодильные циклы для субкритического и транскритического процесса охлаждения

Поэтому давление и температура более не зависят друг от друга в процессе отвода тепла. При прохождении через газоохладитель температура  $\text{CO}_2$  продолжает понижаться потому, что не происходит переход в другую фазу.

При охлаждении газа  $\text{CO}_2$  теплоёмкость его также изменяется. Это отличает газоохладитель как от водяных теплообменников, где теплоёмкость рабочего вещества постоянна, так и от конденсаторов, где теплоёмкость в газовой фазе относительно низкая, а когда газ начинает конденсироваться, становится очень высокой [3–5].

Для транскритического цикла наименьшая разница температур существует не на выходе из газоохладителя. Часто она существует на входе среды, но иногда может находиться посередине между входом и выходом газоохладителя. Это зависит от существующих температур и давлений. Поскольку температура охлаждающей среды обычно не является постоянной, давление на высокой стороне может быть оптимизировано для получения максимального значения холодильного коэффициента. Таким образом, давление может регулироваться в зависимости от температуры газа  $\text{CO}_2$ , выходящего из газоохладителя. Чтобы добиться максимальной производительности газоохладителя, очень важно при проектировании сделать его теплообменником противоточного типа.

В субкритическом цикле весь диапазон рабочих температур и давлений лежит между критической и тройной точками. Такие системы выполняются в качестве каскадных холодильных (рис. 2).

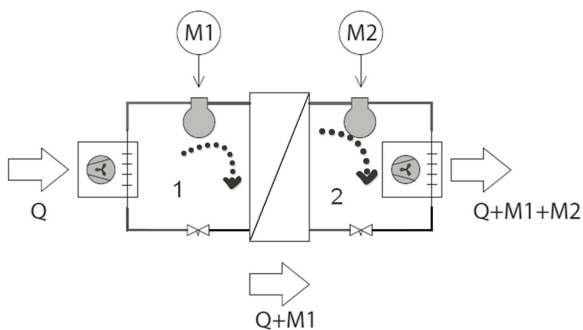


Рис. 2. Передача энергии в каскадной системе:  
1 – низкотемпературный контур; 2 – высокотемпературный контур;  $Q$  – тепло, отводимое от охлаждаемого объекта;  
 $M_1, M_2$  – моменты двигателей компрессоров

Здесь компрессор низкотемпературной стороны нагнетает газ  $\text{CO}_2$  в каскадный теплообменник, тепло низкотемпературного контура отбирается высокотемпературным контуром, и нагнетаемый газ  $\text{CO}_2$  конденсируется в жидкость высокого давления. Высокотемпературный контур воспринимает тепло, которое отбирается от низкотемпературного контура в процессе кипения хладагента высокотемпературного контура. Процесс отвода тепла при конденсации хлада-

гента происходит при постоянной температуре. Таким образом, температура конденсации определяется температурой охлаждающей среды на выходе из конденсатора. Это обусловлено тем, что разность температур охлаждаемой и охлаждающей сред самая маленькая именно на выходе из конденсатора.

Подобные установки имеют некоторые неблагоприятные факторы, связанные с ограничениями значений температур и высоких давлений; так, например, рабочее давление в субкритическом цикле обычно находится в диапазоне от 5,7 до 35 бар при соответствующей температуре от  $-55$  до  $0$  °С. При оттаивании испарителя горячим газом значение рабочего давления увеличивается примерно на 10 бар.

Наиболее широко  $\text{CO}_2$  применяется в каскадных системах, разработанных для промышленных холодильных установок.

### Библиографические ссылки

1. Бучин С. А. Рынок хладагентов России в перспективе грядущего вывода ГХФУ из обращения // Мир климата. 2010. № 61. С. 42–54.
2. Danfoss Learning [Электронный ресурс]. URL: <https://danfoss.sabahosted.com/Saba/Web/Main> (дата обращения: 2.09.2016).
3. Альтернативные хладагенты и сервис холодильных систем на их основе / Б. С. Бабкин, И. В. Стефанчук, Е. Е. Ковтунов. М. : Колос, 2000. 160 с.
4. Холодильные машины / А. Б. Бараненко, Н. Н. Бухарин, В. И. Пекарев и др. СПб. : Политехника, 1997. 991 с.
5. Холодильные установки / И. Г. Чумак, В. П. Чепурненко, С. Ю. Ларьяновский и др. М. : Агропромиздат, 1991. 495 с.

### References

1. Buchin S. A. [Russian market of refrigerants in the future of the coming withdrawal of HCFCs from circulation]. *Mir klimata*. 2010. № 61. P. 42–54. (In Russ.)
2. Danfoss Learning. Available at: <https://danfoss.sabahosted.com/Saba/Web/Main> (accessed 2.09.2016).
3. Babkin B. S., Stefanchuk I. V., Kovtun E. E. *Alternativnye hladagenty i servis holodil'nyh sistem na ih osnove* [Alternative refrigerants and servicing of refrigeration systems based on them]. Moscow : Kolos publ., 2000. 160 p.
4. Baranenko A. B., Buxarin N. N., Pekarev V. I., Sakun I. A., Timofeevskij L. S. *Xolodil'ny'e mashiny'* [Chillers]. St. Petersburg : Politehnika publ., 1997. 991 p.
5. Chumak I. G., Chepurnenko V. P., Lar'yanovskij S. Yu., Onishhenko V. P., Mnakacakov G. K. *Xolodil'ny'e ustanovki* [Refrigeration plants]. Moscow : Agropromizdat publ., 1991. 495 p.

© Лоскутова А. Г., 2016

УДК 658.26; 621.165.1

## ОБЗОР СПЕЦИФИКИ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ТЕПЛОЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК

А. Г. Лоскутова, О. О. Федорчук, А. А. Брот

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: loskutova1994@mail.ru

*Рассмотрены примеры и приведены принципиальные схемы тепловых энергетических установок. Подобные установки, преобразующие тепло и энергию, получили в настоящее время широкое распространение. В настоящей работе представлен подход к математическому моделированию таких систем.*

*Ключевые слова: теплоэнергетическая установка, математическое моделирование.*

## REVIEWING THE MATHEMATICAL MODELING OF THERMAL POWER UNITS

A. G. Loskutova, O. O. Fedorchuk, A. A. Brot

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: loskutova1994@mail.ru

*This article covers the examples and the concepts of thermal engineering power unit systems. An approach to the mathematical modeling of such systems is presented.*

*Keywords: thermal power unit, mathematical modeling.*

Современный этап развития техники требует перехода к оптимизации проектируемых теплоэнергетических установок (ТЭУ) с целью повышения их эффективности, сокращения энергозатрат и капитальных вложений. Между тем, на основе математической модели установки как тепловой технической системы становится возможным решение широкого спектра задач, включая и оптимизацию. В настоящей работе предпринята попытка разработки подхода к моделированию ТЭУ, работающих по замкнутому контуру.

Достаточно широко рассмотрены вопросы проектирования и расчётной оптимизации отдельных процессов в машинах и аппаратах, такие как интенсификация теплообмена, повышение эффективности работы компрессоров, насосов и т. д. Но общая задача моделирования теплоэнергетической установки как сложной системы взаимосвязанных элементов, в достаточной степени еще не решена [1].

В рамках данной работы под тепловой технической системой понимается любая техническая система, основным процессом в которой будет обмен тепловыми потоками и энергией между элементами системы и с окружающей средой. Это широкий класс систем, включающий в себя холодильные машины, паро- и газотурбинные установки, двигатели внутреннего сгорания и т. д. Ввиду такого разнообразия ограничимся рассмотрением систем с замкнутым циклом: рабочее тело циркулирует внутри такой системы без обмена массой с окружающей средой.

Работу такой системы можно изобразить на диаграмме замкнутой линией. Форма цикла зависит от процессов, протекающих в элементах системы, – по

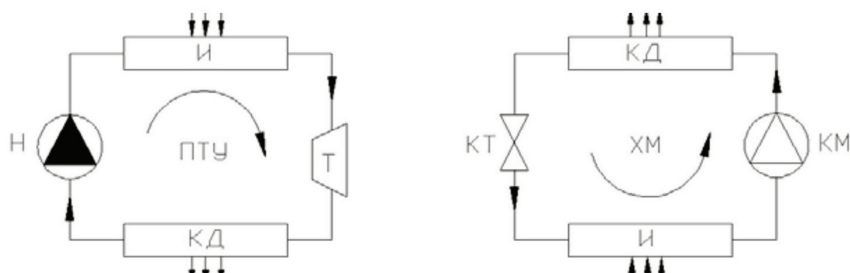
этому признаку можно различить цикл Карно, Ренкина, Калины и т. д. Различают также прямой или обратный циклы.

Наиболее простой и самый распространенный – цикл Карно, прямой и обратный (см. рисунок). Цикл состоит из четырех процессов, с помощью него можно описать значительную часть простых моделей теплоэнергетических систем. Структура цикла обуславливает наличие четырех составных элементов системы:

- два теплообменника (испаритель, конденсатор);
- нагнетатель (насос, компрессор);
- сопротивление (капилляр, турбина).

В качестве примера прямого цикла можно рассматривать паротурбинную установку (ПТУ). ПТУ имеет в своем составе испаритель, турбину, конденсатор и насос. Обмен тепловыми потоками происходит на испарителе – от источника тепла к рабочему телу, и на конденсаторе – от рабочего тела к холодильнику. Турбина производит техническую работу, забираемую из системы.

В качестве примера обратного цикла можно рассматривать холодильную установку. Холодильная машина имеет в своем составе испаритель, компрессор, конденсатор и капиллярную трубку. Обмен тепловыми потоками происходит на испарителе – от охлаждаемого продукта к рабочему телу и на конденсаторе – от рабочего тела в окружающую среду. На привод компрессора затрачивается работа. Общие закономерности в технических системах преобразования тепла, которые можно выделить на уровне протекающих в них процессов, позволяют говорить о единой математической модели ТЭУ.



Структурные модели ТЭУ (прямой и обратный цикл):

ПТУ – паротурбинная установка; ХМ – холодильная машина; И – испаритель; КД – конденсатор; Т – турбина; КМ – компрессор; Н – насос; КТ – капиллярная трубка; стрелками обозначено направление потоков вещества и энергии

Решение задач проектирования целесообразно вести с использованием математических моделей [2; 3]. Создание математических моделей теплоэнергетических установок, работающих по прямым и обратным циклам, является перспективным направлением в современных исследованиях [4; 5]. Модель позволяет рассчитать основные параметры процесса при известных граничных условиях по конструкции и окружающей среде, получить их изменение при варьировании входных данных, оценить влияние различных факторов на работу установки.

#### Библиографические ссылки

1. Теплосиловые системы: Оптимизационные исследования / А. М. Клер, Н. П. Деканова, Э. А. Тюрина и др. Новосибирск : Наука. Сиб. отд-ние, 2005. 236 с.
2. Тарасик В. П. Математическое моделирование технических систем : учебник для вузов. Минск : ДизайнПРО, 2004. 640 с.
3. Хубка В. Теория технических систем : пер. с нем. М., 1987. 208 с.
4. Воронин А. В. Моделирование технических систем : учеб. пособие. Томск : Изд-во Томск. политехнич. ун-та, 2013. 130 с.

5. Делков А. В., Ходенков А. А., Шевченко Ю. Н. Сравнение прямого и обратного цикла в системах терморегулирования космических аппаратов негерметичного исполнения // Вестник СибГАУ. 2014. № 4 (56). С. 154–159.

#### References

1. Kler A. M., Dekanova N. P., Tyurina E. A. *Tepllosilovy'e sistemy': Optimizacionny'e issledovaniya* [Thermal power system: Optimization studies] Novosibirsk : Nauka. Sib. otd-nie publ., 2005. 236 p.
2. Tarasik V. P. *Matematicheskoye modelirovaniye tekhnicheskikh system* [Mathematical modeling of technical systems]. Minsk : DizaynPRO publ., 2004. 640 p.
3. Hubka V. *Teoriya tekhnicheskikh system* [Theory of technical systems]. M., 1987. 208 p.
4. Voronin A. V. *Modelirovanie tekhnicheskikh sistem* [Modelling of Technical Systems], Tomsk : Tomsk. politexnich. un-ta, 2013. 130 p.
5. Delkov A. V., Xodenkov A. A., Shevchenko Yu. N. [Comparison of direct and reverse cycle systems, thermal control of spacecraft leaking execution] // *Vestnik SibSAU*. 2014. № 4 (56). P. 154–159. (In Russ.)

© Лоскутова А. Г., Федорчук О. О., Брот А. А., 2016

УДК 629.783:536

### ПРОГРАММНЫЙ КОМПЛЕКС ТЕПЛООВОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ БОРТОВОЙ РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ С ПЛОСКИМИ ТЕПЛОВЫМИ ТРУБАМИ

Д. А. Нестеров<sup>1\*</sup>, В. В. Деревянко<sup>1</sup>, С. Б. Сунцов<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Институт вычислительного моделирования СО РАН

Российская Федерация, 660036, г. Красноярск, Академгородок, 50/44

<sup>2</sup>АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва»

Российская Федерация, 662972, г. Железнодорожск Красноярского края, ул. Ленина, 52

E-mail: \*ndanda@mail.ru

*Разработан программный комплекс для проведения тепловых расчетов бортовой электронной аппаратуры с использованием плоских тепловых труб для отвода тепла от электронных компонентов. Программный комплекс учитывает математические модели теплопередачи в плоских тепловых трубах и является эффективным инструментом теплового проектирования бортовой РЭА в АО «ИСС».*

*Ключевые слова: плоская тепловая труба, охлаждение электронных компонентов, вычислительное моделирование, программный комплекс*

## SOFTWARE FOR THERMAL SIMULATION OF ONBOARD EQUIPMENT WITH EMBEDDED FLAT HEAT PIPES

D. A. Nesterov<sup>1\*</sup>, V. V. Derevyanko<sup>1</sup>, S. B. Suntsov<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Institute of Computational Modelling SB RAS  
50/44, Akademgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russian Federation

<sup>2</sup>JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems  
52, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation

\*E-mail: ndanda@mail.ru

*The paper describes the use of flat heat pipes for increasing efficiency of heat removal from the elements of onboard spacecraft electronic equipment; it requires the development of appropriate software for thermal simulation. The developed software accounts the mathematical models of thermal processes taking place in the flat heat pipes. The software is used in JSC "ISS" as effective tool for thermal design of onboard space equipment.*

*Keywords: flat heat pipe, electronics cooling, computational modelling, software for thermal simulation.*

Для отвода тепла от элементов радиоэлектронной аппаратуры (РЭА) в космических аппаратах (КА) применяются теплоотводящие конструкции со встроенными плоскими тепловыми трубами – гипертеплопроводящие секции (ГТПС). Передача тепла в тепловых трубах осуществляется за счет энергии фазового перехода, что обеспечивает эффективную теплопроводность, в 10–100 раз превышающую теплопроводность алюминия [1–3]. Плоские тепловые трубы встраиваются в алюминиевые рамки, на которые наклеиваются платы с радиоэлементами. Ниже показана фотография образца плоской тепловой трубы Т-образного вида (см. рисунок, а), конструкция блока РЭА с двумя встроенными тепловыми трубами (см. рисунок, б). Разработка ГТПС была проведена кооперацией трех организаций: института вычислительного моделирования СО РАН (г. Красноярск), АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева» (г. Железногорск) и АО «Уральский электротехнический комбинат» (г. Новоуральск).

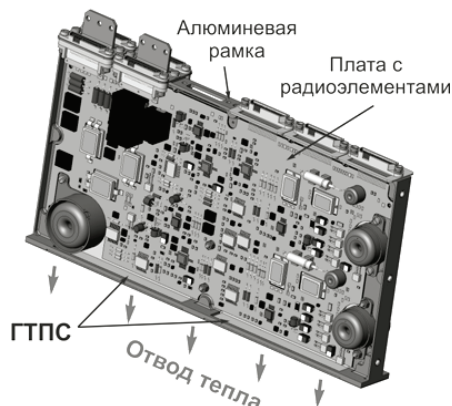
Использование ГТПС позволяет снизить температуру электронных радиоэлементов (ЭРИ), увеличить плотность монтажа и мощность используемых схем [4–5].

Внедрение в производство блоков РЭА с использованием ГТПС потребовало изменения методов теплового проектирования.

Используемые ранее программные продукты для моделирования теплообмена в бортовой РЭА (в АО «ИСС») не позволяют учитывать физические явления, определяющие перенос тепла в ГТПС. Внутри тепловой трубы в местах подвода тепла жидкий теплоноситель испаряется и движется по паровым каналам к области охлаждения, где пар конденсируется и движется обратно по фитилю за счет капиллярных сил. Кроме того, эффективная работа тепловой трубы требует выполнения определенных условий, связанных с расположением и плотностью мощности источников тепла, с теплофизическими характеристиками теплоносителя, температурой теплоотвода, структурой фитиля и паровых каналов. Эти условия зависят от множества взаимосвязанных параметров и должны быть рассчитаны и учтены на стадии проектирования. Поэтому создание бортовых систем с применением ГТПС потребовало разработки программного комплекса для проведения тепловых расчетов РЭА с использованием моделей, учитывающих работу плоских тепловых труб.



а



б

Образец плоской тепловой трубы:  
а – ГТПС; б – блок РЭА со встроенными ГТПС

В ИВМ СО РАН по заказу АО «ИСС» был разработан программный комплекс моделирования бортовой РЭА, который обеспечивает полный тепловой расчет прибора РЭА, содержащего в своем составе блоки со встроенными плоскими тепловыми трубами. Входными данными являются геометрические и теплофизические характеристики узлов прибора, расположение и мощность тепловыделяющих элементов, параметры тепловых контактов. При использовании ГТПС учитываются характеристики теплоносителя и материалов фитиля и корпуса тепловой трубы, параметры и геометрия пористой структуры. Выходными данными программного комплекса являются температуры элементов, тепловые поля конструкций прибора РЭА и поверхности теплоотводящего основания. При наличии ГТПС определяются распределения давлений и скоростей паровой и жидкостной фаз теплоносителя, наличие зон осушения или замерзания теплоносителя.

Расчетный модуль программного комплекса использует в работе набор различных математических моделей для решения тепловой задачи. Для плоских тепловых труб были разработаны специальные модели и алгоритмы, основанные на совместном решении двухмерных уравнений теплопроводности, уравнений сохранения массы жидкости и пара, дополненных уравнениями Дарси. В модели используются усредненные характеристики, которые отражают проницаемость внутренней структуры плоской тепловой трубы для пара и жидкости. Система уравнений в области плоской тепловой трубы имеет вид

$$\operatorname{div}(-d\lambda\nabla T) + gT + q_{ev} = f, \quad (1)$$

$$\operatorname{div}(d \cdot \rho_v \mu_v^{-1} \mathbf{K}_v \nabla P_v) = -q_{ev} / H_{ev},$$

$$\operatorname{div}(d \rho_l \mu_l^{-1} \mathbf{K}_l \nabla P_l) = q_{ev} / H_{ev}, \quad (2)$$

где  $T(x, y)$  – распределение температуры;  $d$  и  $\lambda$  – толщина и эффективная теплопроводность корпуса тепловой трубы (без теплоносителя);  $g(x, y)$  и  $f(x, y)$  – коэффициенты, учитывающие внешние потоки тепла;  $q_{ev}(x, y)$  – поглощаемое испаряющимся теплоносителем в тепловой трубе тепло ( $\text{Вт}/\text{м}^2$ );  $P_l(x, y)$  и  $P_v(x, y)$  – давления жидкости и пара;  $H_{ev}$  – скрытая теплота парообразования теплоносителя;  $\mu$  и  $\rho$  – вязкость и плотность фаз теплоносителя;  $\mathbf{K}_l$ ,  $\mathbf{K}_v$  – коэффициенты (в общем случае тензоры), определяющие проницаемость капиллярной структуры тепловой трубы для жидкости и пара.

Система уравнений (1)–(2) решается итерационно, при этом на каждой итерации после расчета распределения давлений жидкости и пара проверяется капиллярное условие:  $P_v(x, y) - P_l(x, y) < 2\sigma \cos(\theta) / r_c$ .

В области, где это условие не выполняется, перенос тепла осуществляется только за счет теплопроводности конструкции. Величина  $q_{ev}$  в этой области принимается равной нулю для последующих итераций.

В результате работы создан эффективный инструмент для теплового проектирования приборов и блоков бортовой РЭА, в конструкции которых используются встроенные плоские тепловые трубы. Программный комплекс позволяет осуществлять оптимизацию конструкции и компоновки бортовой РЭА с учетом особенностей и возможностей ГТПС. Эффективное использование ГТПС позволяет применять более мощное и компактное оборудование, что приводит к увеличению энергоемкости и уменьшению габаритов и массы КА.

### Библиографические ссылки

1. Чи С. Тепловые трубы: теория и практика. М. : Машиностроение, 1981. 207 с.
2. Дан П. Д., Рей Д. А. Тепловые трубы / пер. с англ. Ю. А. Зейгарника. М. : Энергия, 1979. 272 с.
3. Amir Faghri. Heat pipe science and technology. Taylor and Francis, London, 1995. 874 p.
4. Derevyanko V., Nesterov D., Matrenin V. et al. The results of mathematical modeling and experimental investigations of the flat heat pipes // Proceeding of the 15<sup>th</sup> International Heat Pipe Conference. Clemson, SC, USA. 2010. April 25–30.
5. Derevyanko V., Nesterov D., Suntsov S. Experimental investigation of flat heat pipes to remove high heat fluxes // Proceeding of the 16<sup>th</sup> International Heat Pipe Conference. Lyon, France, 2012. May 20–24.

### References

1. Chi S. W. Heat pipe theory and practice: a source-book (Series in thermal and fluids engineering). Hemisphere Pub. Corp., 1976. 242 p.
2. Dunn P. D., Reay D. A. Heat Pipes. Pergamon Press, Oxford, New York, 1976. 299 p.
3. Amir Faghri. Heat pipe science and technology. Taylor and Francis, London, 1995. 874 p.
4. Derevyanko V., Nesterov D., Matrenin V. et al. The results of mathematical modeling and experimental investigations of the flat heat pipes. Proceeding of the 15<sup>th</sup> International Heat Pipe Conference. Clemson, SC, USA. 2010. April 25–30.
5. Derevyanko V., Nesterov D., Suntsov S. Experimental investigation of flat heat pipes to remove high heat fluxes. Proceeding of the 16<sup>th</sup> International Heat Pipe Conference. Lyon, France. 2012. May 20–24.

© Нестеров Д. А., Деревянко В. В.,  
Сунцов С. Б., 2016

УДК 661.935

## К РАСЧЕТУ КОНДЕНСАТОРА-ИСПАРИТЕЛЯ ВОЗДУХОРАЗДЕЛИТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ

Д. В. Черненко, В. В. Черненко

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: g\_ramzes@mail.ru

*Рассмотрена математическая модель конденсатора-испарителя воздуходелительных установок, применяемых в производстве криогенных компонентов ракетных топлив. Модель основана на совместном решении уравнений гидродинамики и теплообмена для трубчатых аппаратов.*

*Ключевые слова: конденсатор-испаритель, математическая модель, проектирование, оптимизация.*

## CALCULATING EVAPORATOR-CONDENSER OF AIR SEPARATION PLANT

D. V. Chernenko, V. V. Chernenko

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: g\_ramzes@mail.ru

*The paper reviews mathematical model of evaporator-condenser of air separation units used in the production of cryogenic components of rocket fuels. The model is based on the simultaneous solution of hydrodynamics and heat exchange equations for the tubular devices.*

*Keywords: evaporator-condenser, mathematical model, design, optimization.*

Основным методом получения жидкого кислорода, используемого в качестве окислителя во многих ракетносителях, является извлечение его из воздуха в воздуходелительных установках (ВРУ). Конденсаторы-испарители – один из важнейших элементов ВРУ – представляют собой теплообменные аппараты с изменением агрегатного состояния двух участвующих в процессе теплообмена сред (кислород и азот).

Эффективность работы конденсатора-испарителя в значительной мере определяет экономичность работы всей установки. К примеру, увеличение разницы температур между обменивающимися теплом средами на 1 °K приводит к увеличению расхода энергии на сжатие воздуха до 5 % общих энергетических затрат. С другой стороны, уменьшение температурного напора ниже предельного значения приводит к необходимости значительного увеличения теплопередающей поверхности. Учитывая большие энергопотребление и металлоёмкость аппаратов ВРУ, становится очевидной необходимость оптимизации каждого их элемента, в том числе конденсатора-испарителя. Наиболее целесообразным методом исследования и оптимизации таких крупных и дорогостоящих объектов является математическое моделирование.

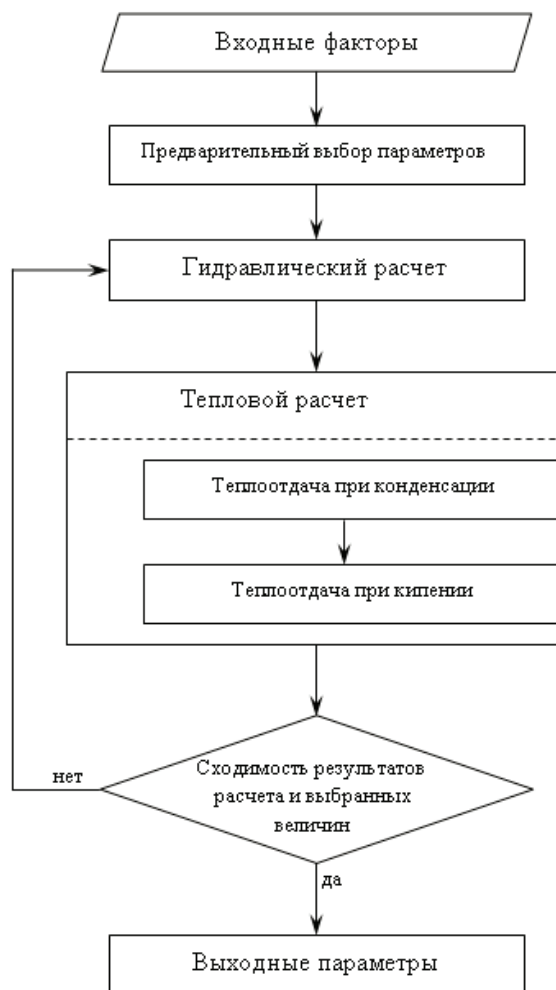
Конденсаторы-испарители ВРУ работают в режиме естественной циркуляции, соответственно, в них имеется сложная взаимосвязь тепловых и гидравлических характеристик процесса парообразования. Теплоотдача со стороны кипящей жидкости определяется скоростью циркуляции, которая, в свою очередь, может быть найдена из гидравлического расчета при

известных значениях тепловых потоков и геометрических размеров поверхности теплообмена, являющихся целевой функцией оптимизационной задачи. Кроме того, процесс кипения реализуется одновременно с процессом конденсации, что накладывает ограничения на соотношения тепловых потоков и температурных напоров обоих процессов. Таким образом, модель должна строиться на базе системы уравнений, описывающих циркуляцию кипящей жидкости и процессы теплоотдачи с обеих сторон теплопередающей поверхности.

Представленная модель, схема которой приведена на рисунке, включает в себя наиболее характерные случаи, встречающиеся при проектировании и эксплуатации конденсаторов-испарителей. Расчетная методика основана на использовании принципа последовательных приближений.

В качестве входных факторов используются: величина общей тепловой нагрузки; давление на стороне кипения; давление на стороне конденсации; концентрация испаряющихся паров по O<sub>2</sub>; концентрация конденсата по N<sub>2</sub>; высота, наружный и внутренний диаметры труб.

Блок предварительно выбираемых параметров включает в себя определение температур кипения и конденсации рабочих сред с учетом примесей [1], а также необходимую для запуска гидравлического расчета предварительную оценку величин располагаемого температурного напора и среднего по активной поверхности греющей секции удельного теплового потока со стороны кипящей жидкости.



Расчетная схема модели конденсатора-испарителя ВРУ

Целью гидравлического расчета является определение скорости циркуляции, протяженности экономайзерной зоны, давлений и температур в характерных сечениях канала. Для расчета используется традиционная схема [2–3] контура с естественной циркуляцией жидкости.

Задачей теплового расчета является уточнение значения плотности теплового потока на активном участке трубы по результатам гидравлического расчета, а также уточнение располагаемого температурного напора с учетом гидростатической и концентрационной температурной депрессии. Модуль расчета конденсации использует модель теплоотдачи при конденсации однокомпонентного пара на вертикальной стенке при ламинарном течении пленки конденсата. Модуль расчета кипения основан на модели теплоотдачи к двухфазному потоку в трубе [4–5].

Гидравлический и тепловой расчеты повторяются в той же последовательности, если предварительные и расчетные значения плотности теплового потока отличаются более чем на 5 %. Точность расчета, как правило, оказывается достаточной после второго приближения.

Выходными параметрами являются площадь поверхности теплообмена, диаметр центральной цирку-

ляционной трубы, количество и разбивка труб в трубной решетке и диаметр кожуха аппарата.

Применение предлагаемой математической модели позволит объективно рассмотреть и сопоставить множество различных конструктивных вариантов конденсатора-испарителя и выбрать наиболее приемлемый, а также ограничить масштабы физического эксперимента проверкой адекватности модели и определением численных значений коэффициентов, которые не могут быть получены аналитическим путем.

#### Библиографические ссылки

1. Наринский Г. Б. Ректификация воздуха. М. : Машиностроение, 1978. 248 с.
2. Григорьев В. А., Крохин Ю. И. Тепло- и массообменные аппараты криогенной техники. М. : Энергоиздат, 1982. 312 с.
3. Епифанова В. И., Аксельрод Л. С. Разделение воздуха методом глубокого охлаждения. М. : Машиностроение, 1973. 468 с.
4. Веркин Б. И. Криогенная техника. Киев : Наукова думка, 1985. 184 с.
5. Архаров А. М. Криогенные системы. М. : Машиностроение, 1999. 720 с.



### References

1. Narinskiy G. B. *Rektifikatsiya vozdukha* [Air rectification]. Moscow, Mashinostroenie publ., 1978. 248 p.
2. Grigor'ev V. A., Krokhin Yu. I. *Teplo- i massoobmennye apparaty kriogennoy tekhniki* [Heat and mass transfer devices of cryogenic equipment]. Moscow, Energoizdat publ., 1982. 312 p.
3. Epifanova V. I., Aksel'rod L. S. *Razdelenie vozdukha metodom glubokogo okhlazhdeniya* [Air separation

by method of deep cooling]. Moscow, Mashinostroenie publ., 1973. 468 p.

4. Verkin B. I. *Kriogennaya tekhnika* [Cryogenic equipment]. Kiev, Naukova dumka publ., 1985. 184 p.

5. Arkharov A. M. *Kriogennye sistemy* [Cryogenic systems]. Moscow, Mashinostroenie publ., 1999. 720 p.

© Черненко Д. В., Черненко В. В., 2016

УДК 658.26; 621.165.1

## ТЕПЛОМАССОБМЕННЫЕ ПРОЦЕССЫ В КОНСТРУКЦИЯХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ, ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК И СИСТЕМ ЖИЗНЕОБЕСПЕЧЕНИЯ

Е. В. Черненко, А. А. Ходенков, А. Г. Лоскутова

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: jincherry@mail.ru

*Рассмотрены примеры и приведены принципиальные схемы тепловых технических систем. Представлен подход к математическому моделированию таких систем.*

*Ключевые слова: паротурбинные установки, математическое моделирование.*

## METHODS AND OBJECTIVES TO DEVELOP MATHEMATICAL MODELS OF THERMAL POWER PLANTS

E. V. Chernenko, A. A. Hodenkov, A. G. Loskutova

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: jincherry@mail.ru

*The paper proposes examples and the concepts of thermal engineering systems. An approach to the mathematical modeling of such systems is presented.*

*Keywords: steam-turbine plants, mathematical modeling.*

Современный этап развития техники требует перехода к оптимизации проектируемых тепловых технических систем (ТТС) с целью повышения их эффективности, сокращения энергозатрат и капитальных вложений. Между тем, на основе математической модели тепловой технической системы становится возможным решение широкого спектра задач, включая и оптимизацию. В настоящей работе предпринята попытка разработки подхода к моделированию ТТС, работающих по замкнутому контуру.

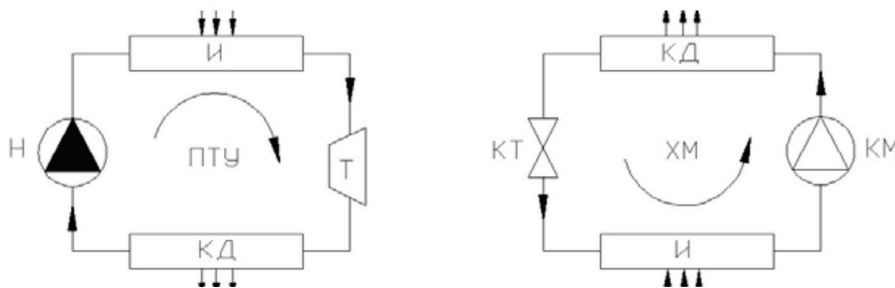
Достаточно широко рассмотрены вопросы проектирования и расчётной оптимизации отдельных процессов в машинах и аппаратах, такие как интенсификация теплообмена, повышение эффективности работы компрессоров, насосов и т. д. Но общая задача моделирования теплоэнергетической системы как сложной системы взаимосвязанных элементов в достаточной степени еще не решена [1].

В рамках данной работы под тепловой технической системой понимается любая техническая систе-

ма, основным процессом в которой будет обмен тепловыми потоками и энергией между элементами системы и с окружающей средой. Это широкий класс систем, включающий в себя холодильные машины, паро- и газотурбинные установки, двигатели внутреннего сгорания и т. д. Ввиду такого разнообразия ограничимся рассмотрением систем с замкнутым циклом: рабочее тело циркулирует внутри такой системы без обмена массой с окружающей средой.

Работу такой системы можно изобразить на диаграмме замкнутой линией. Форма цикла зависит от процессов, протекающих в элементах системы, – по этому признаку можно различить цикл Карно, Ренкина, Калины и т. д. Различают также прямой или обратный циклы.

Наиболее простой и самый распространенный – цикл Карно, прямой и обратный (см. рисунок). Цикл состоит из четырех процессов, с помощью него можно описать значительную часть простых моделей теплоэнергетических систем.



Структурные модели ТТС (прямой и обратный цикл):

ПТУ – паротурбинная установка; ХМ – холодильная машина; И – испаритель; КД – конденсатор; Т – турбина; КМ – компрессор; Н – насос; КТ – капиллярная трубка; стрелками обозначено направление потоков вещества и энергии

Структура цикла обуславливает наличие четырех составных элементов системы:

- два теплообменника (испаритель, конденсатор);
- нагнетатель (насос, компрессор);
- сопротивление (капилляр, турбина).

В качестве примера прямого цикла можно рассматривать паротурбинную установку. ПТУ имеет в своем составе испаритель, турбину, конденсатор и насос. Обмен тепловыми потоками происходит на испарителе – от источника тепла к рабочему телу, и на конденсаторе – от рабочего тела к холодильнику. Турбина производит техническую работу, забираемую из системы.

В качестве примера обратного цикла можно рассматривать холодильную установку.

Холодильная машина имеет в своем составе испаритель, компрессор, конденсатор и капиллярную трубку. Обмен тепловыми потоками происходит на испарителе – от охлаждаемого продукта к рабочему телу и на конденсаторе – от рабочего тела в окружающую среду. На привод компрессора затрачивается работа. Общие закономерности в технических системах преобразования тепла, которые можно выделить на уровне протекающих в них процессов, позволяют говорить о единой математической модели ТТС.

Решение задач проектирования целесообразно вести с использованием математических моделей [2–5]. Создание математических моделей теплоэнергетических установок, работающих по прямым и обратным циклам, является перспективным направлением в современных исследованиях. Модель позволяет рассчитать основные параметры процесса при известных граничных условиях по конструкции и окружающей среде, получить их изменение при варьировании входных данных, оценить влияние различных факторов на работу установки.

### Библиографические ссылки

1. Теплосиловые системы: Оптимизационные исследования / А. М. Клер, Н. П. Деканова, Э. А. Тюрина и др. Новосибирск : Наука. Сиб. отд-ние, 2005. 236 с.
2. Тарасик В. П. Математическое моделирование технических систем : учебник для вузов. Минск : ДизайнПРО, 2004. 640 с.
3. Хубка В. Теория технических систем : пер. с нем. М., 1987. 208 с.
4. Воронин А. В. Моделирование технических систем : учеб. пособие. Томск : Изд-во Томск. политехнич. ун-та, 2013. – 130 с.
5. Делков А. В., Ходенков А. А., Шевченко Ю. Н. Сравнение прямого и обратного цикла в системах терморегулирования космических аппаратов негерметичного исполнения // Вестник СибГАУ. 2014. № 4 (56). С. 154–159.

### References

1. Kler A. M., Dekanova N. P., Tyurina E. A. *Teplosilovyye sistemy: Optimizatsionny'e issledovaniya* [Thermal power system: Optimization studies] Novosibirsk, Nauka. Sib. otd-nie publ., 2005. 236 p.
2. Tarasik V. P. *Matematicheskoye modelirovaniye tekhnicheskikh system* [Mathematical modeling of technical systems]. Minsk, DizaynPRO publ., 2004. 640 p.
3. Hubka V. *Teoriya tekhnicheskikh system* [Theory of technical systems]. 1987. 208 p.
4. Voronin A. V. *Modelirovaniye tekhnicheskikh sistem* [Modelling of Technical Systems], Tomsk, Tomsk. politexnich. un-ta publ., 2013. 130 p.
5. Delkov A. V., Xodenkov A. A., Shevchenko Yu. N. [Comparison of direct and reverse cycle systems, thermal control of spacecraft leaking execution] // *Vestnik SibSAU*. 2014. № 4 (56). P. 154–159 (In Russ.)

© Черненко Е. В., Ходенков А. А., Лоскутова А. Г., 2016

УДК 655.3.022.11

## МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ И АНАЛИЗ ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ В КОНДЕНСАТОРЕ СИСТЕМЫ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ

А. А. Ходенков, Д. А. Топоев, М. А. Ермаков, В. С. Белозеров, А. В. Делков

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева

Россия, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31.

E-mail: delkov-mx01@mail.ru

*Рассмотрен термодинамический процесс, протекающий в конденсаторе системы терморегулирования, изучены особенности работы конденсатора, влияющие на его расчеты. Результаты экспериментальных исследований сведены в график и приведены в материалах работы.*

*Ключевые слова: конденсатор, тепловой процесс, эксперимент.*

## MATHEMATICAL MODELLING AND ANALYSIS OF HEAT TRANSFER PROCESS IN THE CONDENSER THERMAL CONTROL SYSTEM

A. A. Hodenkov, D. A. Topoev, M. A. Ermakov, V. S. Belozеров, A. V. Delkov

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev

31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russia.

E-mail: delkov-mx01@mail.ru

*In that work has been describe thermodynamical process which proceeds in condenser of system of temperature control. The features of the capacitor, complicating its calculation, are described. The data of experimental research are presented.*

*Keywords: capacitor, thermal process, experiment.*

На данном этапе развития космических аппаратов необходима оптимизация их систем терморегулирования. Требуется переход к оптимизации проектируемых систем с целью повышения их энергоэффективности, сокращение капитальных затрат. Данную задачу возможно разрешить с применением достоверных моделей тепловых процессов в элементах системы терморегулирования [1; 3–5].

В данной работе рассматриваются термодинамические процессы в одном из основных элементов активной системы терморегулирования – конденсаторе.

Степень эффективность конденсатора определяется степенью интенсивности теплообмена и площадью распространения фазового перехода [2]. Оценка эффективности обычно производится на этапе проекторочного расчета. В настоящее время вопрос достоверного расчета таких систем остается открытым. Это обусловлено особенностями работы:

- изменение свойств сред в зависимости от степени фазового перехода по длине канала (рис. 1);
- наличие различных режимов течения в трубах теплообменного аппарата;
- изменение скорости, числа Рейнольдса и коэффициента теплоотдачи по длине фазового перехода.

В данном исследовании ставится задача унифицировать расчетный аппарат для создания универсальных алгоритмов, подходящих для произвольного конденсатора, позволяющих существенно повысить энер-

гоэффективность и снизить массогабаритные и стоимостные параметры.

Была проведена серия экспериментальных исследований с целью определения длины фазового перехода и коэффициентов теплоотдачи. Для проведения этой серии экспериментов собрана холодильная установка, работающая по обратному циклу, размещенная в климатической камере объемом 10 м<sup>3</sup>.

В эксперименте измерялась температура по длине конденсатора.

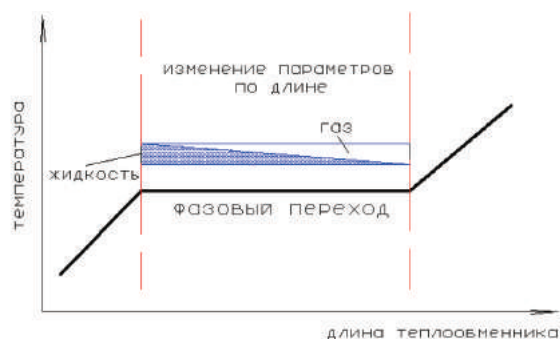


Рис. 1. График течения при фазовом переходе в конденсаторе

На основе проведенных экспериментов по температурному полю (рис. 2) двухфазного тепло-

обменка можно определить длину фазового перехода без разрыва первого рода.



Рис. 2. Двухфазный теплообменник (температурное поле)

Обработка экспериментальных данных будет служить основой верификации алгоритма расчета и проектирования системы терморегулирования космических аппаратов. На основе алгоритма планируется создать эффективный инструмент оптимизации подобных систем.

#### Библиографические ссылки

1. Гуцин В. Н. Системы терморегулирования // Основы устройства космических аппаратов : учебник для вузов. М. : Машиностроение, 2003. С. 197–216.

2. Данилова Г. Н., Богданов С. Н., Иванов О. П. и др. Теплообменные аппараты холодильных установок / под ред. Г. Н. Даниловой. 2-е изд., перераб. и доп. Л. : Машиностроение. Ленингр. отд-ние, 1986. 303 с.

3. Чубарь А. В., Пастушенко О. В., Колчанов И. П. Перспективы улучшения характеристик испытательного стенда для контроля герметичности систем космических аппаратов связи // J. of Siberian Federal University. Engineering and Technologies. 2014. № 7. С. 811–820.

4. Технологические особенности снижения критических газовых нагрузок на этапе тепловacuумной отработки космического аппарата и его составляющих / И. П. Колчанов, М. М. Михнев, А. В. Делков,

А. А. Кишкин // Актуальные проблемы авиации и космонавтики : тезисы X Всерос. науч.-практ. конф. творческой молодежи. В 2 т. Т. 1. 2014. С. 71–72.

5. Самарский А. А., Вабищевич П. Н. Численные методы решения обратных задач математической физики М. : Эдиториал УРСС, 2004. С. 289–318.

#### References

1. Guscin V. N. Sistemy termoregulirovaniya. Osnovy ustrojstva kosmicheskikh apparatov (Thermal control systems. Basic devices of spacecrafts). M. : Mechanical Engineering, 2003. 272 p.

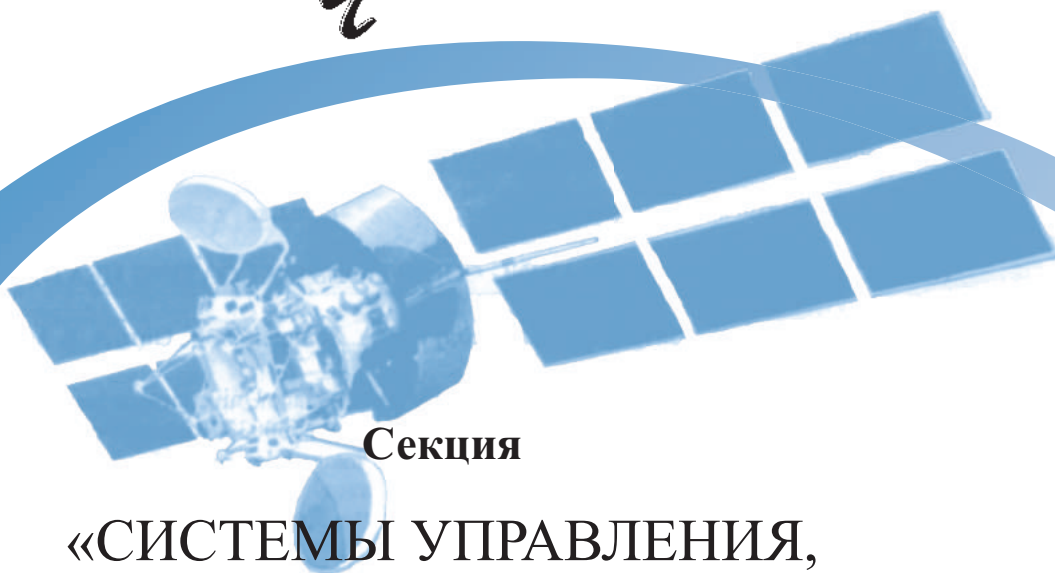
2. Danilova G. N., Bogdanov S. N., Ivanov O. P. Teploobmennye apparaty holodil'nyh ustanovok (Heat exchangers of refrigeration systems). Leningrad : Mechanical Engineering. Leningrad Branch, 1986. 303 p.

3. Chubar' A. V., Pastushenko O. V., Kolchanov I. P. Perspektivy uluchsheniya kharakteristik ispytatelnogo stenda dlya kontrolya germetichnosti sistem kosmicheskikh apparatov svyazi [Prospects for improving the characteristics of the test bench for leak test systems, communications satellites] // Journal of Siberian Federal University. Engineering and Technologies. 2014. № 7. P. 811–820.

4. Tekhnologicheskie osobennosti snizheniya kritichnykh gazovykh nagruzok na etape teplovacuumnoy otrabotki kosmicheskogo apparata i ego sostavlyayushchikh [Technological features reduce the load on the critical gas phase thermal vacuum mining spacecraft and its components] / I. P. Kolchanov, M. M. Mikhnev, A. V. Delkov, A. A. Kishkin // Aktual'nye problemy aviatsii i kosmonavтики: tezisy X Vseros. nauch.-prakt. konf. tvorcheskoy molodezhi: v 2 t. 2014. Vol. 1. P. 71–72.

5. Samarskiy A. A., Vabishchevich P. N. Chislennyye metody resheniya obratnykh zadach matematicheskoy fiziki [Numerical methods for solving inverse problems of mathematical physics]. M. : Editorial URSS, 2004. P. 289–318.

© Ходенков А. А., Топоев Д. А., Ермаков М. А., Белозеров В. С., Делков А. В., 2016



**Секция**

**«СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ,  
КОСМИЧЕСКАЯ НАВИГАЦИЯ И СВЯЗЬ»**

## ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СВЕРХШИРОКОПОЛОСНЫХ СИГНАЛОВ В КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМАХ СВЯЗИ И НАВИГАЦИИ

Д. И. Анисимов<sup>1,2</sup>, Р. О. Асланян<sup>1,2</sup>, А. В. Кузовников<sup>1,3</sup>

<sup>1</sup>АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва»  
Российская Федерация, 662972, г. Железнодорожск Красноярского края, ул. Ленина, 52

<sup>2</sup>Сибирский федеральный университет

Российская Федерация, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79

<sup>3</sup>Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

E-mail: denanis@inbox.ru

*Исследована возможность использования сверхширокополосных сигналов в космических системах связи (КСС) и навигации. Рассмотрены вопросы космических систем связи, такие как информативность, скорость и объем передаваемой информации в зависимости от отношения «сигнал/ шум».*

*Ключевые слова: космические системы связи, сверхширокополосные сигналы, генератор псевдослучайной последовательности.*

## USING ULTRA-BROADBAND SIGNALS IN SPACE COMMUNICATION SYSTEMS

D. I. Anisimov<sup>1,2</sup>, R. O. Aslanyan<sup>1,2</sup>, A. V. Kuzovnikov<sup>1,3</sup>

<sup>1</sup>JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems  
52, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation

<sup>2</sup>Siberian Federal University

79, Svobodnyi Av., Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation

<sup>3</sup>Reshetnev Siberian State Aerospace University

31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation

E-mail: denanis@inbox.ru

*The paper presents the possibility of using ultra-broadband signals in communication systems. It considers problems of communication systems such as informational content, speed and the quantity of the information transfer depending on the signal/noise ratio.*

*Keywords: Space communication systems, ultra-broadband signals, generator of pseudorandom sequence.*

Большинство реальных систем передачи информации работают в условиях разнообразных комплексных воздействий (аддитивные шумы, детерминированные помехи и многое другое) [1]. Это отрицательно влияет на достоверность заданной информации. Обеспечение достоверности передаваемой информации является одним из основных условий бесперебойной работы каналов КСС [1].

Важным показателем эффективной работы систем связи являются объем и скорость передаваемой информации, которые зависят от ширины энергетического спектра. Поэтому одним из путей улучшения этих показателей является расширение спектров информационных сигналов или увеличение времени обмена информацией [3].

В связи с постоянным увеличением информационных потоков проблема повышения достоверности, а также скорости и объема передаваемой информации в КСС и навигации становится всё более актуальной. Это и определило быстрое развитие в последние годы технологий, использующих сверхширокополосные сигналы (СШПС) [2]. Системы связи с СШПС могут

быть более эффективными в рассматриваемых задачах. В данной работе исследуется возможность использования СШПС в КСС с целью повышения достоверности принимаемой информации.

Информационный сигнал, формируемый в передатчике, подвергается кодированию, модуляции и преобразованию к сверхширокополосной модели путём наложения псевдослучайной последовательности [3].

Один из возможных вариантов структурных схем передачи и обработки информации между наземным и бортовым сегментами КСС приведен на рис. 1.

На перемножитель  $I$  поступает информационный сигнал  $S(t)$ , который перемножается с псевдослучайной последовательностью, поступающей с ГПСП. На следующем этапе полученный сигнал перемножается с выходным сигналом генератора несущей частоты и передается в канал связи. На приёмной стороне после усиления, обработки оптимальным фильтром, а также детектирования сигнал поступает на блок, где принимается решение о наличии в нём информационной составляющей.

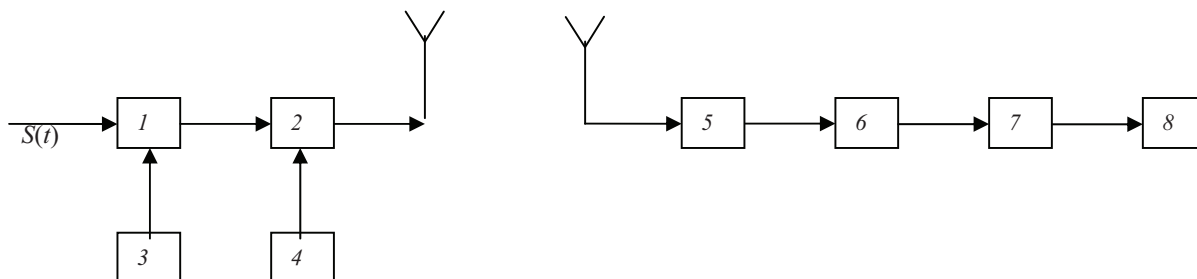


Рис. 1. Структурная схема передачи и обработки информации:  
 1, 2 – перемножители; 3 – генератор псевдослучайной последовательности (ГПСЦ); 4 – генератор несущей частоты;  
 5 – усилитель; 6 – оптимальный фильтр; 7 – детектор; 8 – решающее устройство

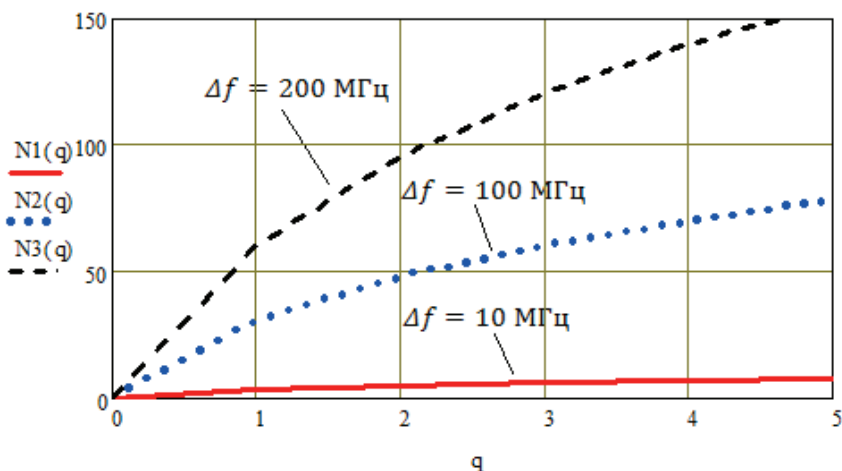


Рис. 2. Зависимость объема передаваемой информации от отношения «сигнал/ шум»

После преобразования в канале связи (рис. 1) информация, заложенная в сигнале, может искажаться, что недопустимо в КСС.

Системы связи, применяемые СШП технологии, основаны на использовании формулы Шеннона [3], показывающей зависимость объема и скорости передаваемой информации от отношения «сигнал/ шум», а также ширины спектра сигнала. Данную зависимость можно представить в следующем виде:

$$N = \Delta f \cdot \log(1 + q), \quad (1)$$

где  $\Delta f$  – ширина спектра сигнала;  $q$  – отношение «сигнал/ шум».

В соответствии с (1) на рис. 2 приведён график зависимости объема передаваемой информации от отношения «сигнал/ шум» при разных значениях  $\Delta f$ .

Анализируя графики, приведённые на рис. 2, можно сделать вывод, что с увеличением отношения «сигнал/ шум» ( $q$ ) повышается возможность передачи большего объема информации, что указывает на эффективность использования СШПС в КСС.

Одной из проблем использования СШПС в КСС является сложность измерения их параметров, в частности коротких временных интервалов (ВИ). Одним из возможных решений этой проблемы является использование нового способа оценки ВИ [4], основанного на применении весовой обработки измеряемых параметров.

### Библиографические ссылки

1. Радзиевский В. Г., Трифонов П. А. Обработка сверхширокополосных сигналов и помех. М. : Радиотехника, 2009. 288 с.
2. Левин Б. Р. Теоритические основы статистической радиотехники. Кн. 1. М. : Сов. радио, 1969. 752 с.
3. Скляр Б. Цифровая связь. Теоретические основы и практическое применение : пер. с англ. 2-е изд., испр. М. : Вильямс, 2003. 1104 с.
4. Патюков В. Г., Шатров В. А., Рябушкин С. А. Способ цифрового измерения временных интервалов. Патент России. БИ № 25 от 10.09.2015.

### References

1. Radzievskii V. G., Trifonov P. A. Processing of ultra-wideband signals and noise. M. : Radio engineering, 2009. 288 p.
2. Levin B.R. Theoretically statistical bases of radio engineering. M. : Soviet radio, 1969. 752 p.
3. Sklar B. Digital communication. Theoretical bases and practical application. M. : Wilams Publishing House, 2003. 1104 p.
4. Krat S., Khristich V., Sharov A., Shlyakhtin M., Filatov A. [Large solar radiation simulators for thermal vacuum tests on non-container spacecraft]. M. : Fotonika Publ., 2014. Vol. 2. P. 12–19. (In Russ.).

© Анисимов Д. И., Асланян Р. О.,  
 Кузовников А. В., 2016

УДК 621.396.931

## ТЕНДЕНЦИИ РАЗВИТИЯ МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ РЕТРАНСЛЯЦИИ «ЛУЧ»

Ю. С. Бессмертная, А. В. Кузовников, Ю. Г. Выгонский

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва»  
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52  
E-mail: ulcha04@yandex.ru

*Описывается проектный облик модернизированной многофункциональной космической системы ретрансляции «Луч» с космическими аппаратами типа «Луч-5М» – отечественная система нового поколения для информационного обмена с низкоорбитальными космическими аппаратами.*

*Ключевые слова: многофункциональная космическая система ретрансляции, системы связи и передачи данных, система «Луч».*

## TENDENCIES TO DEVELOP OF MULTIFUNCTIONAL RETRANSMISSION OF SPACE SYSTEM “LUCH”

J. S. Bessmertnaya, A. V. Kyzovnikov, Y. G. Vygonkiy

JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems  
52, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation  
E-mail: ulcha04@yandex.ru

*This article describes a designed view of multifunctional retransmission space system “Luch” developed at ISS-Reshetnev Company. This system includes satellites type “Luch-5M” and it is a domestic satellite systems for retransmitting information from and to Low Earth Orbit.*

*Keywords: multifunctional retransmission space system, communication and data transmission systems, “Luch” system.*

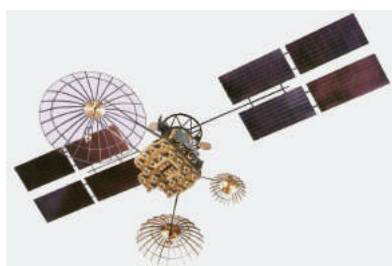
В 1985 году в СССР началась разработка первого поколения спутниковой системы ретрансляции информации «Луч». Основными задачами системы «Луч» являлись:

- 1) обеспечение двусторонней широкополосной связи с подвижными космическими, наземными и морскими объектами;
- 2) обмен ТВ новостями и программами между телецентрами;
- 3) проведение телемостов, телеконференций и репортажей [3].

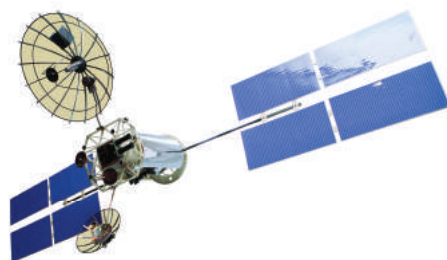
Система состояла из космических аппаратов «Альтаир» и «Гелиос», представленных на рис. 1. Аппараты были запущены на орбиту в период с 1985

по 1995 гг. Проектируемый срок активного существования КА типа «Альтаир» составлял 3 года, а КА типа «Гелиос» 5 лет [1].

После выхода из строя последнего из спутников «Гелиос» возникла необходимость разработки системы, которая отвечала бы современным требованиям ретрансляции и была основана на новых спутниковых платформах. Разработка многофункциональной космической системы ретрансляции (МКСР) «Луч-5» была включена в Федеральную космическую программу России на 2006–2015 годы. Система включает геостационарные спутники-ретрансляторы «Луч-5А», «Луч-5Б» и «Луч-5В».



а



б

Рис. 1. Спутник-ретранслятор:  
а – «Альтаир»; б – «Гелиос»



Орбитальная группировка МКСР «Луч» состоит из трех КА: «Луч-5А», «Луч-5Б» и «Луч-5В», расположенных на геостационарной орбите, через которые происходит информационный обмен между космическими и земными абонентами, с одной стороны, и со связанными с ними центральными земными станциями, с другой [2]. Проектируемый срок активного существования КА типа «Луч-5» – 10 лет.

Космические аппараты были запущены:

- «Луч-5А» – 11 декабря 2011 года;
- «Луч-5Б» – 3 ноября 2012 года;
- «Луч-5В» – 28 апреля 2014 года.

Поэтому расчетный срок окончания работы системы – 2021–2024 годы.

В соответствии с новой редакцией Федеральной космической программы предусмотрено дальнейшее развитие и модернизация МКСР «Луч-5М». При проектировании системы должен быть решен ряд задач, в том числе:

- 1) выполнен анализ и систематизация перспективных требований в части бортового ретрансляционного комплекса;
- 2) проведено исследование возможностей выполнения требований потенциальных пользователей к составу и качеству услуг связи и ретрансляции;
- 3) проведены исследования в части снижения стоимости, повышения качества услуг связи и увеличения связного ресурса [4];
- 4) выполнена разработка предложений в части расширения видов услуг, представляемых космическими системами связи и ретрансляции в интересах различных пользователей [5].



Рис. 2. Общий вид КА «Луч-5М»

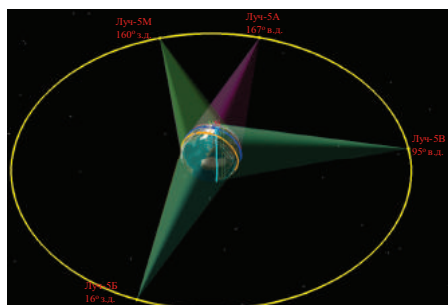


Рис. 3. Зоны радиовидимости МКСР «Луч»

Внешний вид проектируемого КА «Луч-5М» представлен на рис. 2; на рис. 3 показаны зоны радиовидимости четырех КА, которые полностью покрывают Землю, тем самым гарантируют постоянный обмен

информацией между земными станциями и КА в прямом и обратном направлении.

### Библиографические ссылки

1. Громов К. В., Выгонский Ю. Г., Роскин С. М., Кузовников А. В., Мухин В. А. Организация сквозного тракта телемостов с использованием многофункциональной космической системы ретрансляции «Луч» // Вестник СибГАУ. Специальный выпуск. № 6 (52). Красноярск, 2013. С. 191–196.
2. Маринин И., Лисов И. «Луч-5А» – аппарат многофункциональной системы ретрансляции // Новости космонавтики. 2003. № 12 (251). С. 50–51.
3. Патент 2503127 РФ, МПК Н04В. Многофункциональная космическая система ретрансляции для информационного обмена с космическими и наземными абонентами / Ю. Г. Выгонский, В. И. Лавров, С. П. Матвеев, В. А. Мухин, П. Я. Сивирин (РФ). № 2011152148/07; заявл. 20.12.11; опубл. 27.12.13, Бюл. № 36.
4. Патент 2412547 РФ, МПК Н04В. Способ построения глобальной спутниковой системы ретрансляции информации между низкоорбитальными космическими аппаратами и наземными приемопередающими станциями с использованием спутников-ретрансляторов на геостационарной орбите / В. А. Мухин (РФ). № 2009118225/09 ; заявл. 13.05.09 ; опубл. 20.02.11, Бюл. № 5.
5. Выгонский Ю. Г., Мухин В. А. и др. Многофункциональная космическая система ретрансляции для информационного обмена с космическими и наземными абонентами. Патент № 2503127 Рос. Федерация, рег. № 2011152148, заявл. 20.12.11 ; опубл. 27.12.13, Бюл. № 36.

### References

1. Gromov K. V., Vygonkiy Y. G., Roskin S. M., Kyzovnikov A. V., Mukhin V. A. Organizaciya skvoznoho trakta telemostov s ispolzovaniem mnogofunkcionalnoy kosmicheskoy sistemy retranslyacii "Luch" (Organization through path videoconferences using multifunctional space system relay "Ray") // Vestnik SibGAU. 2013. № 6 (52). P. 191–196.
2. Marinin I., Lisov I. «Luch-5A» – apparat mnogofunkcional'noj sistemy retranslyacii // Novosti kosmonavtiki. 2003. № 12 (251). P. 50–51.
3. Patent 2503127 RF, MPK N04V. Mnogofunkcional'naja kosmicheskaja sistema retranslyacii dlja informacionnogo obmena s kosmicheskimi i nazemnymi abonentami. / Ju. G. Vygonkiy, V. I. Lavrov, S. P. Matveenko, V. A. Muhin, P. Ja. Sivirin (RF). № 2011152148/07; zajavl. 20.12.11; opubl. 27.12.13, Bjul. № 36.
4. Patent 2412547 RF, MPK N04V. Spособ postroenija global'noj sputnikovoj sistemy retranslyacii informacii mezhdju nizkoorbital'nymi kosmicheskimi apparatami i nazemnymi priemoperedajushimi stancijami s ispolzovaniem sputnikov-retranslyatorov na geostacionarnoj orbite / V. A. Muhin (RF). № 2009118225/09; zajavl. 13.05.09; opubl. 20.02.11, Bjul. № 5.

5. Vygonский Y. G., Mukhin V. A. Многофункциональная космическая Система ретрансляции для информационного обмена с космическими наземными абонентами. (Multifunctional space system for relaying information exchange with space and terrestrial

subscribers). Patent № 2503127 Ros. Federaciya, reg. № 2011152148, заявл. 20.12.11; opubl. 27.12.13, Bul. № 36.

© Бессмертная Ю. С., Кузовников А. В., Выгонский Ю. Г., 2016

УДК 530.1

## ФРАКТАЛЬНОЕ СЖАТИЕ СИГНАЛОВ В МНОГОПОЗИЦИОННЫХ СПУТНИКОВЫХ СИСТЕМАХ X-SAR ЕВРОПЕЙСКОГО КОСМИЧЕСКОГО АГЕНТСТВА

А. Ф. Богданов, Н. А. Потемкин

Томский государственный университет систем управления и радиоэлектроники  
Российская Федерация, 634050, г. Томск, просп. Ленина, 40  
E-mail: Fbog1995@mail.ru

*Современные компьютеры весьма интенсивно применяют графику. Операционные системы с интерфейсом оконного типа используют картинки, например, для отображения директорий или папок. Некоторые совершаемые системой действия, например загрузка и пересылка файлов, также отображаются графически. Многие программы и приложения предлагают пользователю графический интерфейс (GUI), который значительно упрощает работу пользователя и позволяет легко интерпретировать полученные результаты. Компьютерная графика используется во многих областях повседневной деятельности при переводе сложных массивов данных в графическое представление.*

*Ключевые слова: фракталы; сжатие; фрактальный алгоритм; X-SAR.*

## FRactal Compression Signals in Multiposition Satellite Systems X-SAR ESA

A. F. Bogdanov, N. A. Potemkin

Tomsk State University of Control Systems and Radioelectronics  
40, Lenina Av., Tomsk, 634050, Russian Federation  
E-mail: Fbog1995@mail.ru

*Modern computers apply graphic intensively. Operating systems with the interface of window type use images, for example, to display the directories or folders. Some of the system functions, such as downloading and file transfer are also displayed graphically. Many Apps offer a graphical user interface (GUI), which simplifies the user experience and makes it easy to interpret the results. Computer graphics is used in many areas of daily activities in the translation of complex data sets in a graphical representation.*

*Keywords: Fractals; compression; fractal algorithm; X-SAR.*

**Введение.** Фрактал (лат. *fractus* – дроблёный, сломанный, разбитый) – геометрическая фигура, обладающая свойством самоподобия, то есть составленная из нескольких частей, каждая из которых подобна всей фигуре целиком [4]. Является самоподобной или приближённо самоподобной. Обладает дробной метрической размерностью или метрической размерностью, превосходящей топологическую. Многие объекты в природе обладают фрактальными свойствами, например, побережья, облака, кроны деревьев, снежинки, кровеносная система и система альвеол человека или животных [3].

Фракталы, особенно на плоскости, популярны благодаря сочетанию красоты с простотой построения при помощи компьютера. Первые примеры самоподобных множеств с необычными свойствами появились в XIX веке (например, множество Кантора). Термин «фрактал» был введён Бенуа Мандельбротом

в 1975 году и получил широкую популярность с выходом в 1977 году его книги «Фрактальная геометрия природы» [2].

Далее рассмотрим сжатие изображений со спутника X-SAR.

На рис. 1 представлено первоначальное изображение со спутника размером 435 Кб и разрешением 473×314 пикселей.

Далее (рис. 2) представлено это же изображение после обработки, время, потраченное на сжатие  $t = 6$  с, размер файла = 11 Кб, коэффициент сжатия = 40.

Как видно из рис. 1–2, при сжатии появляются сильные потери текстовой информации, её невозможно прочитать, хотя всё изображение в целом остаётся узнаваемым.

Ниже представлен график зависимости размера изображения от коэффициента сжатия (рис. 3). Использование сжатия с потерями предоставляет воз-

можно за счет потерь регулировать качество изображений. Коэффициенты сжатия у фрактальных алгоритмов варьируются в пределах 2–2000 раз [1]. Причем большие коэффициенты достигаются на реальных изображениях, что нетипично для предст-

вующих алгоритмов. Кроме того, при разархивации изображение можно масштабировать. Уникальная особенность этого алгоритма заключается в том, что увеличенное изображение не дробится на квадраты.

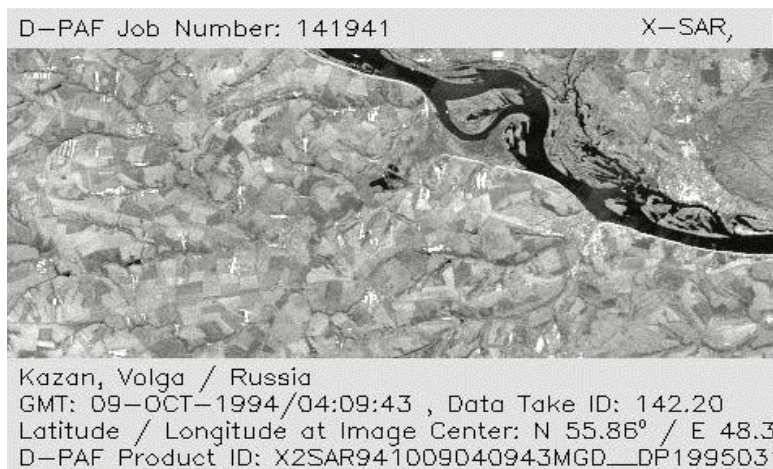


Рис. 1. Первоначальное изображение со спутника

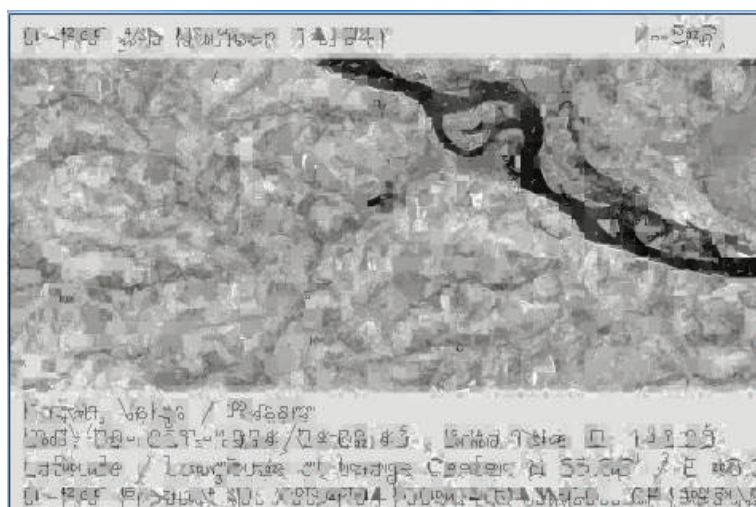


Рис. 2. Обработанное изображение со спутника

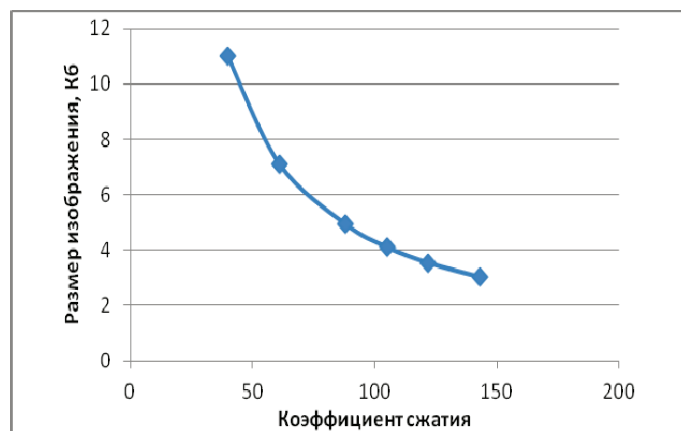


Рис. 3. Зависимость размера изображения от коэффициента сжатия

Во фрактальном сжатии используется принципиально новая идея – не близость цветов в локальной области, а подобие разных по размеру областей изображения. Это, безусловно, наиболее прогрессивный подход на сегодняшний день. Алгоритм ориентирован на полноцветные изображения и изображения в градациях серого цвета.

Недостатком этого алгоритма является потребность в больших вычислительных мощностях при архивации.

Фактически это первый существенно несимметричный алгоритм. Причем если у всех предшествующих алгоритмов коэффициент симметричности (отношение времени архивации ко времени разархивации) не превышает 3, то у фрактального алгоритма он колеблется от 1 000 до 10 000.

#### Библиографические ссылки

1. Ватолин Д., Смирнов М. Методы сжатия данных: Сжатие изображений. URL: [http://www.compression.ru/book/part2/part2\\_3.htm](http://www.compression.ru/book/part2/part2_3.htm).

2. Уэлстид С. Фракталы и вейвлеты для сжатия изображений в действии. М. : Триумф, 2003. 360 с.

3. Шарабайко М. Реализация алгоритма фрактального сжатия для цветных изображений. URL: <http://www.fic.bos.ru/solutions/FractalCodecYV24.php>.

4. Свободная энциклопедия Википедия, Фрактал. URL: <http://ru.wikipedia.org/wiki/Фрактал>.

#### References

1. Vatin D., Smirnov M. Data compression methods: Compress images. URL: [http://www.compression.ru/book/part2/part2\\_3.htm](http://www.compression.ru/book/part2/part2_3.htm).

2. Uelstid S. Fractals and wavelets for image compression in action. M. : Publisher TRIUMPH, 2003. 360 p.

3. Sharabayko M. The implementation of the algorithm of fractal compression for color images. URL: <http://www.fic.bos.ru/solutions/FractalCodecYV24.php>.

4. The free encyclopedia Wikipedia, fractal. URL: <http://ru.wikipedia.org/wiki/Фрактал>.

© Богданов А. Ф., Потемкин Н. А., 2016

УДК 621.396.67

### МИКРОПОЛОСКОВАЯ КВАЗИОПТИЧЕСКАЯ ФАЗИРОВАННАЯ АНТЕННАЯ РЕШЕТКА Ku-ДИАПАЗОНА НА ОСНОВЕ ПОДРЕШЕТКИ ОТРАЖАТЕЛЬНОГО ТИПА

А. А. Былов

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва  
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52  
E-mail: AlexeyBylov1986@ya.ru

*Разработана структура квазиоптической фазированной антенной решетки на основе подрешетки отражательного типа в печатном исполнении. Кратко описаны преимущества и конструктивный синтез планарных отражательных антенных решеток. Приведены рассчитанные посредством электродинамического моделирования в САПР CST MWS электрические и направленные характеристики разработанной антенной системы.*

*Ключевые слова: фазированная антенная решетка, ячейка Флоке, диаграмма направленности, облучатель, квазиоптическая антенна, фазовращатель.*

### MICROSTRIP QUASI-OPTICAL PHASED ARRAY ANTENNA OF Ku-BAND BASED ON SUBARRAY REFLECTIVE TYPE

A. A. Bylov

JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems  
52, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation  
E-mail: AlexeyBylov1986@ya.ru

*The object of this paper is to develop quasi-optical phased array antenna of Ku-band. This antenna is based on the antenna reflectarray. The benefits and the constructive synthesis of the planar antenna reflectarrays are described briefly. The resulting radio characteristics of designed antenna reflectarray are calculated in the CAD CST MWS and they are given in closing part of the article.*

*Keywords: phased antenna array, Floquet cell, directivity pattern, antenna feed, quasi-optical antenna, phase shifter.*

Современные фазированные антенные решетки (ФАР) являются многофункциональными антенными системами и находят все более широкое применение в

различных областях науки и техники. Однако для создания остронаправленного излучения традиционная ФАР должна иметь большое количество излу-

телей, что неминуемо ведет к высокому уровню потерь энергии в системе возбуждения и удорожанию антенной системы в связи с применением высокоэффективных усилителей, компенсирующих потери энергии.

ФАР с оптическим питанием (квазиоптические антенны) позволяют избавиться от данных недостатков. Такие системы, особенно в печатном исполнении, привлекают внимание разработчиков простотой конструкции, малым уровнем потерь энергии из-за отсутствия фидерного тракта питания, низкой стоимостью. Особенно привлекательными становятся планарные отражательные антенные решетки (ОАР), которые удобны тем, что имеют малый вес и могут быть конформными, что позволяет располагать их конструкцию, например, в обшивке либо на наружной поверхности космических, летательных аппаратов, не нарушая их аэродинамических свойств.

В ОАР функции излучателя и фазовращателя объединены в одном элементе. Такая ОАР по-другому еще называется спирафазной [1].

Важным шагом в построении спирафазной ОАР является выбор отражательного элемента. Можно выделить следующие главные критерии, которые влияют на выбор конфигурации данного элемента: фаза отраженной электромагнитной волны, рабочая полоса частот, ширина ДН.

Зависимость фазы отраженной электромагнитной волны от геометрических размеров отражательного элемента должна быть определена максимально точно. Распространенным методом расчета является использование модели бесконечной эквивалентной волноводной ячейки – ячейки Флоке [2–3]. Расчет фазовых характеристик в данном случае проведен с помощью САПР CST MWS. Интервал между соседними элементами ОАР выбран из условия отсутствия дифракционных лепестков в диаграмме направленности [4–5].

Структура разработанной спирафазной ОАР в печатном исполнении, выступающей в качестве подрешетки с коническим облучателем, изображена на рис. 1.

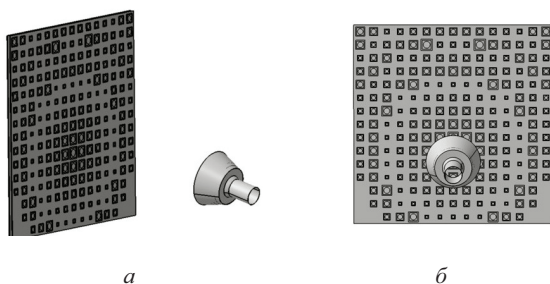


Рис. 1. Конфигурация спирафазной подрешетки: а – изометрический вид; б – вид в плоскости рефлектора

В качестве материала использован диэлектрик Rogers 4003. Направленные свойства рассчитанной подрешетки в частотном диапазоне от 13 до 15 ГГц приведены на рис. 2.

Общий вид квазиоптической ФАР на основе вышеприведенной спирафазной подрешетки показан на рис. 3.

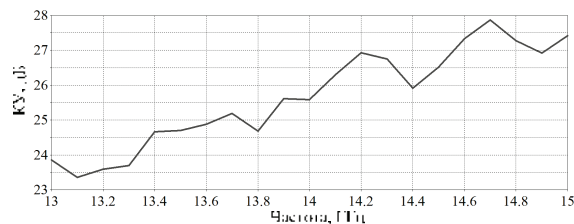


Рис. 2. Максимальный коэффициент усиления (КУ)

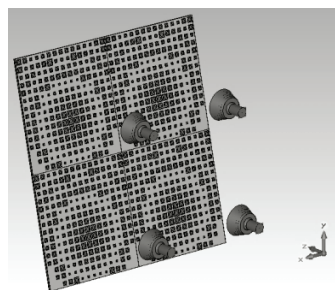


Рис. 3. Общий вид квазиоптической ФАР

Диаграмма направленности спроектированной ФАР с оптическим питанием на частоте 13 ГГц приведена на рис. 4.

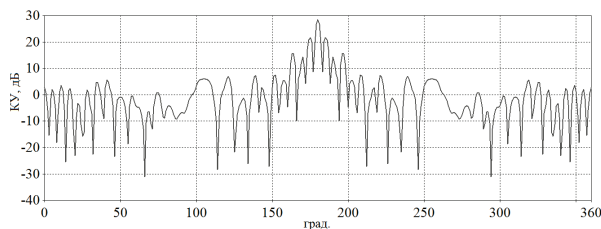


Рис. 4. ДН в Е-плоскости

Как правило, с ростом частоты сечение облучателя уменьшается обратно пропорционально. На высоких частотах возникает проблема ограничения передающей мощности сигнала в облучателе из-за возможности возникновения пробоя. Предложенная ФАР позволяет эту проблему решить за счет применения четырех конических облучателей, суммарная мощность в пространстве которых подымет энергетику радиолинии. Согласно рис. 4 максимальный коэффициент усиления составляет не менее 29 дБ. В некоторых случаях такие ФАР способны по своим направленным свойствам и массогабаритным показателям составить конкуренцию параболическим зеркальным антеннам (ПЗА).

#### Библиографические ссылки

1. Обуховец В. А., Касьянов А. О. Микрополосковые отражательные антенные решетки. Методы проектирования и численное моделирование. М.: Радиотехника, 2006. 240 с.
2. Feng-Chi E. Tsai, Bialkowski M. E. Designing a 161-element ku-Band microstrip reflectarray of variable

size patches using an equivalent unit cell waveguide approach//IEEE transactions on antennas and propagation. 2003. Vol. 51, № 10. P. 2953–2962.

3. Vardaxoglou J. Frequency selective surfaces. A John Wiley & Sons, New Jersey. 1997. 284 p.

4. Huang J., Encinar A. Reflectarray antennas. A John Wiley & Sons, New Jersey. 2007. 216 p.

5. Разработка и исследование отражательной антенной решетки для сетей дуплексной спутниковой связи / Е. А. Литинская, С. В. Поленга, Ю. П. Саломатов // Доклады ТУСУРА. Томск, 2011. № 2. С. 214–218.

#### References

1. Obuhovec V. A., Kas'janov A. O. Mikropoloskovye otrazhatel'nye antennye reshetki. Metody proektirovaniya i chislennoe modelirovanie [Microstrip reflective arrays.

Methods of designing and numerical modeling]. Moscow, Radiotekhnika publ., 2006. 240 p.

2. Feng-Chi E. Tsai, Bialkowski M. E. Designing a 161-element Ku-band microstrip reflectarray of variable size patches using an equivalent unit cell waveguide approach//IEEE transactions on antennas and propagation, 2003. Vol. 51, № 10. P. 2953–2962.

3. Vardaxoglou J. Frequency selective surfaces. A John Wiley & Sons, New Jersey. 1997. 284 p.

4. Huang J., Encinar A. Reflectarray antennas. A John Wiley & Sons, New Jersey. 2007. 216 p.

5. Litinskaya E. A., Polenga S. V., Salomatov Y. P. [Influence of cells parameters on the characteristics of reflect array] // Doklady TUSURa [TUSUR resulting]. Tomsk, 2011. № 2. P. 214 – 218 (In Russ.).

© Былов А. А., 2016

УДК 621.396.946

### ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ ОТЕЧЕСТВЕННОЙ СПУТНИКОВОЙ СИСТЕМЫ ВЫСОКОСКОРОСТНОГО ДОСТУПА К СЕТИ ИНТЕРНЕТ С МАЛЫМИ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ НА НЕГЕОСТАЦИОНАРНОЙ ОРБИТЕ

М. В. Валов, В. В. Головков\*, И. С. Тарлецкий, И. И. Зимин, С. Н. Леонов

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва  
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52  
\*E-mail: golovkov.vladimir@gmail.com

*Проведены исследования перспективной отечественной системы спутниковой связи на базе орбитальной группировки малых космических аппаратов на средней круговой орбите, рассмотрены различные конфигурации малых космических аппаратов и средств выведения.*

*Ключевые слова: система спутниковой связи, космический аппарат, орбитальная группировка, средняя круговая орбита.*

### FUTURE DEVELOPMENT OF DOMESTIC SATELLITE SYSTEM OF HIGH-SPEED INTERNET ACCESS WITH SMALL NON-GEOSYNCHRONOUS SPACECRAFT

M. V. Valov, V. V. Golovkov\*, I. S. Tarleckiy, I. I. Zimin, S. N. Leonov

JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems  
52, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation  
\*E-mail: golovkov.vladimir@gmail.com

*This research is about perspective of the domestic satellite communication systems based on the constellation of small satellites on medium circular orbit; it considers various configurations of small satellites and launch vehicles.*

*Keywords: personal satellite communications, middle circular orbit, small spacecraft, launch vehicles spacecraft.*

**Основные принципы построения системы.** В настоящее время в мире наблюдается тенденция развития спутниковых телекоммуникационных систем с малыми космическими аппаратами на низких или средневысотных круговых орбитах.

Примером таких систем могут служить американские системы o3b и OneWeb, европейская система Megaconstellation.

Основными преимуществами данных систем перед геостационарными системами связи являются лучшая энергетика радиолиний и меньшие задержки сигнала, а также возможность обслуживания полярных районов Земли. Поэтому актуальным является создание отечественной телекоммуникационной системы на базе орбитальной группировки (ОГ) из малых космических аппаратов, функционирующих на низких или

средневысотных круговых орбитах. На основе анализа эффективной представляется возможность использования в системе Ка-диапазона частот. Использование Ка-диапазона частот повышает пропускную способность системы, в том числе за счёт большего доступного частотного ресурса, а также упрощает вопросы международного радиочастотного обеспечения [1].

**Построение орбитальной группировки, оптимизированной для обслуживания территории Российской Федерации.** Для построения орбитальной группировки выбрана средняя круговая орбита высотой 8 070 км, с учётом таких факторов, как срок активного существования КА на орбите, возможности средств выведения космических аппаратов, а также число КА,

необходимое для обслуживания территории Российской Федерации [2].

**Анализ вариантов построения орбитальной группировки.** Проведено компьютерное моделирование различных орбитальных группировок с одинаковым типом орбиты (8 070 км, круговая), но различными числом орбитальных плоскостей и числом КА в каждой плоскости.

Варианты построения ОГ представлены в табл. 1.

Наибольший интерес представляют варианты построения ОГ с одной орбитальной плоскостью, так как это позволит вывести на орбиту одним запуском сразу всю орбитальную группировку (запуск КА на круговую орбиту одной РН возможен только в одну орбитальную плоскость) [3].

Таблица 1

Варианты построения ОГ

Показатель	Вариант 1	Вариант 2	Вариант 3	Вариант 4	Вариант 5
Общее число КА	12	5	10	8	12
Число орбитальных плоскостей	3	1	2	1	1
Число КА в плоскости	4	5	5	8	12

Таблица 2

Сравнительная характеристика КА

Характеристика	Значение	Значение	Значение
Платформа	НТ-500	НТ-400	НТ-100
Масса КА, кг	470	290	190
Масса ПН, кг	122	110	70
Средневитковая мощность СЭП для полезной нагрузки, Вт	700	172	80
Конструктивное исполнение	Негерметичное	Негерметичное	Негерметичное
Система ориентации и стабилизации	Трехосная активная	Трехосная активная	Трехосная активная
Срок активного существования, лет	10	10	10
Средство выведения	РН «Союз-2» этапа 1а, 1б	РН «Союз-2» этапа 1а, 1б	«Союз-2» этапа 1а, 1б
Разгонный блок	Фрегат	Фрегат	Фрегат



Вид блоков из КА в стартовом положении в ЗПГ РН (НТ-500, НТ-400, НТ-100)

Для данных вариантов проработано построение КА на базе перспективных платформ малого класса разработки АО «ИСС». Основным требованием была возможность совместного запуска всех КА одной РН «Союз-2», что задавало соответствующие ограничения на массу и габариты спутников [4–5]. Сравнительные характеристики КА представлены в табл. 2.

Вид блоков из КА в стартовом положении в ЗПГ РН представлен на рисунке.

**Выводы.** В результате проведенных исследований был предложен облик малых космических аппаратов на средней круговой орбите для построения перспективной системы спутниковой связи в интересах Российской Федерации. Космические аппараты разрабатывались с учетом существующих отечественных средств выведения и возможности запуска с космодрома Плесецк. Проведенные исследования подтверждают реализуемость перспективной системы спутниковой связи, планируются дальнейшие работы по уточнению облика системы с целью оптимизации ее параметров.

#### Библиографические ссылки

1. Спутниковые системы связи и вещания : справочно-аналитическое издание. М. : Радиотехника, 2008. № 1. 384 с.
2. Головков В. В., Есипенко А. А., Кузовников А. В. Система спутниковой связи на низких орбитах для обеспечения высокоскоростной передачи данных // Научно-технические технологии. 2016. № 7. С. 19–21
3. Кузовников А. В., Косенко В. Е., Головков В. В., Леонов С. Н., Зимин И. И. Предложения по созданию многоспутниковой системы связи на низких орбитах с учетом имеющихся средств группового выведения.

4. Блинов В. Н., Иванов Н. Н., Сеченов Ю. Н., Шалай В. В. Малые космические аппараты. Миниспутники. Унифицированные космические платформы для малых космических аппаратов : справ. пособие. Омск : Изд-во ОмГТУ, 2010. 348 с.

5. Малые космические аппараты информационно-обеспечения / под ред. В. Ф. Фатеева. М. : Радиотехника. 2010. 320 с.

#### References

1. Sputnikovye sistemy svyazi i veshchaniya (spravochno-analiticheskoe izdanie). M. : Radiotekhnika, 2008. № 1. 384 p.
2. Golovkov V. V., Esipenko A. A., Kuzovnikov A. V. Sistema sputnikovoy svyazi na nizkikh orbitakh dlya obespecheniya vysokoskorostnoy peredachi dannykh // Naukoemkie tekhnologii. 2016. № 7. P. 19–21
3. Kuzovnikov A. V., Kosenko V. E., Golovkov V. V., Leonov S. N., Zimin I. I. Predlozheniya po sozdaniyu mnogosputnikovoy sistemy svyazi na nizkikh orbitakh s uchetom imeyushchikhsya sredstv gruppovogo vyvedeniya.
4. Blinov V. N., Ivanov N. N., Sechenov Yu. N., Shalay V. V. Malye kosmicheskie apparaty. Minisputniki. Unifitsirovannye kosmicheskie platformy dlya malykh kosmicheskikh apparatov : sprav. posobie. Omsk : Izd-vo OmGTU, 2010. 348 p.
5. Malye kosmicheskie apparaty informatsionnogo obespecheniya / pod red. V. F. Fateeva. M. : Radiotekhnika, 2010. 320 p.

© Валов М. В., Головков В. В., Тарлецкий И. С., Зимин И. И., Леонов С. Н., 2016

УДК 621.396.6

### УСТРОЙСТВО СТАБИЛИЗАЦИИ РАБОЧЕЙ ТОЧКИ ЭЛЕКТРООПТИЧЕСКОГО МОДУЛЯТОРА ИНТЕНСИВНОСТИ ДЛЯ АППАРАТУРЫ НАВИГАЦИИ И СВЯЗИ

В. В. Владимиров<sup>1</sup>, М. Ю. Реушев<sup>2,3</sup>, С. Л. Никитин<sup>2,3</sup>

<sup>1</sup>Красноярский научный центр Сибирского отделения РАН  
Российская Федерация, 660036, г. Красноярск, Академгородок, 50

<sup>2</sup>ООО НПФ «Электрон»

Российская Федерация, 660036, г. Красноярск, Академгородок, 50

<sup>3</sup>Сибирский федеральный университет

Российская Федерация, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79

E-mail: reuqem@mail.ru

*Разработан волоконный электрооптический модулятор интенсивности с устройством стабилизации рабочей точки его передаточной функции на основе пропорционально-интегрального регулятора. Результаты исследований направлены на повышение помехоустойчивости систем связи с использованием ВОЛС.*

*Ключевые слова:* волоконный электрооптический модулятор интенсивности, передаточная функция, волоконно-оптические линии связи.



## STABILIZATION DEVICE OF OPERATION POINT IN ELECTRO-OPTIC MODULATOR WITH INTENSITY FOR NAVIGATION AND COMMUNICATION EQUIPMENT

V. V. Vladimirov<sup>1</sup>, M. Yu. Reushev<sup>2,3</sup>, S. L. Nikitin<sup>2,3</sup>

<sup>1</sup>Krasnoyarsk Scientific Center of the Siberian Branch of the RAS  
50, Akademgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russian Federation

<sup>2</sup>ООО НПО «Electron»

50, Akademgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russian Federation

<sup>3</sup>Siberian Federal University

79, Svobodny Av., Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation

E-mail: reuqem@mail.ru

*The research describes the designed fiber electrooptical modulator intensity stabilization device with its operating point based on the transfer function of the PI controller. The results of research are aimed at improving the interference immunity of communication systems using fiber optic links.*

*Keywords: optical intensity electro-optic modulator, the transfer function of fiber-optic communication lines.*

В настоящее время реализуемые и разрабатываемые проекты модернизации системы ГЛОНАСС в основном сконцентрированы на повышении стабильности бортовых и наземных стандартов частоты, синхронизации бортовых стандартов частоты по наземному эталону, уточнении модели движения космических аппаратов (КА) по орбите, повышении качества приёмопередающей аппаратуры и ряда других [1].

Известно, что на качество передачи ВЧ и СВЧ сигналов при помощи волноводов и коаксиальных кабелей отрицательно влияют как внешние электромагнитные помехи (ЭП) (англ. – EMI), так и климатические условия. В этом случае одномодовые волоконно-оптические приёмопередающие устройства (ВОПП) имеют значительные преимущества над радиочастотными (РЧ) кабелями и волноводами при передаче РЧ сигналов в широком диапазоне частот [2].

Основными преимуществами волоконно-оптических линий передачи являются:

- малые затухания сигнала ( $\leq 0,2$  дБ/км);
- высокая пропускная способность (частота модуляции более 12 ГГц);
- невысокая стоимость;
- вес оптических кабелей значительно меньше по сравнению с радиочастотными (медными) кабелями;
- низкое влияние электромагнитных и климатических помех;
- небольшие мощности оптоволоконного передатчика ( $\leq 5$  мВт).

Функциональная схема волоконно-оптической линии связи устроена следующим образом.

Модуль передатчика преобразует РЧ сигнал в модулированное излучение лазера. Излучение лазера проходит через волоконно-оптический кабель (ВОК) и поступает на фотодиодный модуль оптического приемника. Фотодиодный модуль оптического приемника конвертирует модулированное излучение лазера обратно в РЧ сигнал. После конвертации РЧ сигнал поступает на вход РЧ усилителя, который является одновременно и устройством согласования импедансов фотодиодного модуля (обычно это источник тока с сопротивлением порядка 2 кОм) с его выходом (как правило – 50 Ом).

В качестве источников излучения для волоконно-оптических линий связи (ВОЛС) наибольшее распространение получили полупроводниковые лазеры (ППЛ). Обычно в ППЛ осуществляется прямая модуляция (током накачки). С ростом частоты модуляции 1 ГГц и выше прямая модуляция становится неэффективной. Начиная с 2005 года в высокоскоростных передатчиках ВОЛС используют внешние модуляторы (ВМ). Обычно применяются электрооптические модуляторы (ЭОМ) на основе интерферометра Маха-Цендера (ИМЦ), использующие электрооптический эффект Погкельса в кристаллической структуре из LiNbO<sub>3</sub>. Передаточная функция (ПФ) (зависимость выходной интенсивности на выходе ИМЦ от набегающей в плечах ИМЦ разности фаз  $\varphi$ ) пропорциональна  $\cos \varphi$  (рис. 1). Рабочей точке (РТ) соответствует то положение на ПФ, где наблюдается постоянная разность фаз (рис. 2). При равной оптической длине плеч ИМЦ РТ находится в максимуме ПФ, что соответствует нулевой разности фаз. Такое положение РТ соответствует максимуму ПФ, но вызывает искажение передаваемого сигнала.

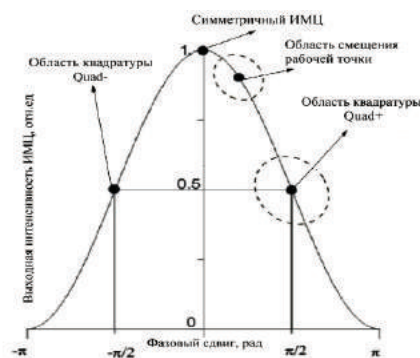


Рис. 1. Передаточная функция ИМЦ

Линейная область ПФ соответствует точкам Quad– и Quad+ и называется «квadrатурой» ПФ для ИМЦ. Смещение РТ в область квадратуры в ИМЦ осуществляется дополнительной парой электродов, на которые подается напряжение от устройства контроля рабочей точки (КРТ). В лаборатории оптических технологий отдела радиотехники и электроники при КНЦ

СО РАН было создано устройство КРТ для ЭОМ MXAN-LN-20 фирмы Photline technologies (USA). Структурная схема КРТ представлена на рис. 3.

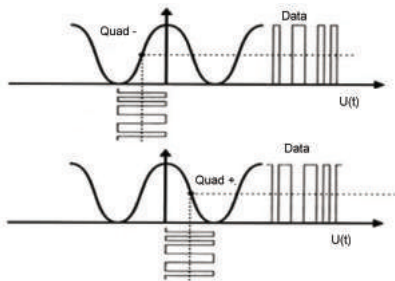


Рис. 2. Рабочие точки ИМЦ

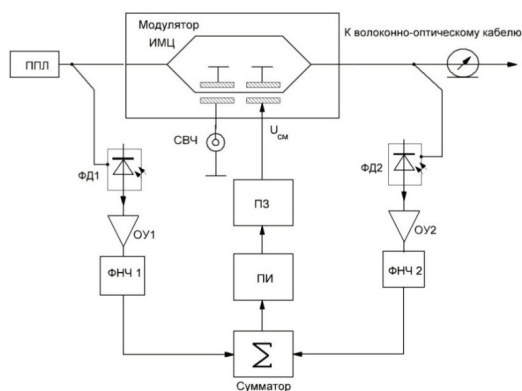


Рис. 3. Структурная схема КРТ

ППЛ – LDI-1550-DFB-1.25G-20/80 (ООО «Lasers-Com», Беларусь; модулятор ИМЦ – ЭОМ MXAN-LN-20;  $U_{см}$  – напряжение смещения; ФД 1, ФД 2 – фотодиоды; ФНЧ 1, 2 – фильтры низкой частоты; ОУ1, ОУ2 – операционные усилители;  $\Sigma$  – сумматор сигналов; ПИ – пропорционально-интегральный регулятор; ПЗ – переключатель зон Quad (+) или Quad (-).

При помощи оптических ответвителей часть излучения на входе и выходе ИМЦ подается на фотодиоды ФД 1, 2. Напряжение с фотодиодов усиливается, проходит через фильтры низкой частоты и поступает

на сумматор. На выходе сумматора формируется ошибка отклонения от заданного значения РТ и далее поступает на ПИ-регулятор. ПИ-регулятор – пропорциональный регулятор с интегральной составляющей, используемой для устранения статической ошибки. Интегральная часть является накопительной и позволяет учесть в данный момент времени предыдущую историю изменения входной величины. Если ИМЦ не испытывает внешних возмущений (температура, давление, влажность), постоянное смещение на выходе ПЗ стабилизируется, П-составляющая будет равняться нулю, а интегральная составляющая обеспечит  $U_{см}$ , при котором сигнал на выходе ИМЦ будет линейным, т. е. находится в квадратуре ИМЦ.

В ходе испытаний устройства КРТ в качестве фотоприемного модуля использовался приемник OZ 450 (USA) с ЭОМ MXAN-LN-20 фирмы Photline technologies (USA). Были проведены исследования стабильности передачи сигнала опорной частоты 100 МГц от стандарта частоты Ч1-75 по волоконно-оптическому кабелю длиной 500 м. Суточные измерения величины среднеквадратичного двухвыборочного отклонения (СКДО) составляли значения порядка  $10^{-15}$ , что свидетельствует о качественной работе предложенного устройства.

#### Библиографические ссылки

1. Перов А. И., Харисова В. Н. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования. 3-е изд., перераб. М. : Радиотехника, 2005. 688 с.
2. Бутусов М. М., Верник С. М., Балкин С. Л., Бутусов М. М. Волоконно-оптические системы передачи : учебник. М. : Радио и связь, 2007. 416 с.

#### References

1. Perov A. I. *GLONASS. Principy postroeniya i funkcionirovaniya* [GLONASS. The principles of construction and operation]. M. : Radiotekhnika, 2005. 688 p.
2. Butusov M. M. *Volokonno-opticheskie sistemy peredachi* [Fiber-optic transmission system]. M. : Radio i svjaz', 2007. 416 p.

© Владимир В. В., Реушев М. Ю., Никитин С. Л., 2016

УДК 678

### ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ОСОБЕННОСТИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ АНТЕННЫХ РЕФЛЕКТОРОВ ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ ДЛЯ НАЗЕМНЫХ СИСТЕМ СВЯЗИ\*

А. Ю. Власов, К. А. Пасечник, И. В. Обверткин, М. А. Титов, И. В. Уваев\*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

\*E-mail: uvaev@sibsau.ru

*Проводится сравнение технологий изготовления рефлекторов для наземных систем связи С, Х, Ки и Ка из полимерных композиционных материалов. Предлагается для использования ламинатная и многослойная структуры.*

*Ключевые слова: антенный рефлектор, полимерные композитные материалы, углепластик.*

\*Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации (соглашение от 5.06.2014 г. № 14.577.21.0076, уникальный идентификатор проекта RFMEFI57714X0076).

## TECHNOLOGICAL FEATURES OF MANUFACTURING ANTENNA REFLECTOR OF POLYMER COMPOSITE MATERIALS FOR GROUND COMMUNICATION SYSTEMS

A. Yu. Vlasov, K. A. Pasechnik, I. V. Obvertkin, M. A. Titov, I. V. Uvaev\*

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
\*E-mail: uvaev@sibsau.ru

*The research compares two reflectors' manufacturing technologies for terrestrial communications systems C, X, Ku and Ka from polymeric composite materials. It proposes to use laminate and multilayer structure.*

*Keywords: antenna reflector, polymer composite materials, carbon fiber.*

Технологическое исполнение антенных рефлекторов напрямую влияет на конечные радиотехнические и технические характеристики современных комплексов связи. В ходе проведенных прикладных научных исследований были разработаны конструкции и изготовлены антенные рефлекторы для наземных комплексов связи. В ходе работ особое внимание уделялось конструктивным особенностям и техническим характеристикам изделий, таким как габаритные размеры, масса, прочность, жесткость, мобильность устройств, а также необходимость поддержания работоспособности рефлекторов в наиболее востребованных С, Х, Ku и Ka частотных диапазонах.

Исходя из обеспечения мобильности были разработаны как цельные, так и состоящие из сегментов антенные рефлекторы, при этом были реализованы различные технологические способы их изготовления.

Для большинства изготовленных антенных рефлекторов была выбрана трехслойная структура в связи с тем, что она обеспечивает лучшее соотношение геометрических, прочностных и массогабаритных характеристик. Такой рефлектор состоит из углепластиковой обшивки рабочей и тыльной сторон, изготовленных методом вакуумной инфузии, и пенного наполнителя, находящегося между ними. Лицевая или фронтальная обшивка рефлектора состоит из трех слоев: два слоя углеродной ткани и один слой стеклоткани. Слои ткани ориентированы под углами  $0^\circ$ ,  $45^\circ$ ,  $-45^\circ$  соответственно. Количество слоев выбиралось исходя из толщины оболочки, определенной массогабаритными параметрами. Так как при укладке используется нечетное количество слоев, то была выбрана чередующая перекрестная схема армирования, использование которой теоретически приводит к нулевому короблению при ортодоксальной ориентации слоев. Кроме того, используемая схема армирования обладает высокой технологичностью и обеспечивает требуемую анизотропию свойств материала [1].

В ходе работ были изготовлены серии опытных образцов:

- 1) рефлектор параболический цельный С-диапазона диаметром 600 мм;
- 2) рефлектор параболический цельный Х-диапазона диаметром 500 мм;
- 3) рефлектор параболический 4-сегментный симметричный С, Х-диапазона диаметром 1 500 мм;
- 4) трехслойный офсетный цельный рефлектор Ku Ka-частотного диапазона размером  $1\ 250 \times 1\ 395$  мм;

5) трехслойный офсетный 6-сегментный рефлектор с переменной толщиной стенки Ku, Ka-частотного диапазона  $1\ 250 \times 1\ 395$  мм;

6) трехслойный офсетный 6-сегментный рефлектор с переменной толщиной стенки Ku, Ka-частотного диапазона  $500 \times 558$  мм.

Антенный рефлектор, имеющий ламинатную структуру, представляет собой оболочку вращения, изготовленную методом RTM (Resin Transfer Moulding). Выбор технологии обусловлен высоким качеством изделий, которое сравнимо с качеством изделий, получаемых автоклавным методом, но при этом требует меньше материальных затрат. Кроме того, технология RTM имеет наименьшее время технологического цикла среди безавтоклавных процессов [2]. Оболочка рефлектора состоит из девяти слоев: два слоя углеродной ткани и семь слоев стеклоткани. Слои ткани ориентированы под углами  $0^\circ$ ,  $135^\circ$ ,  $67^\circ$ ,  $45^\circ$ ,  $112^\circ$ ,  $90^\circ$ ,  $22^\circ$ ,  $157^\circ$ ,  $0^\circ$  соответственно. Данная ориентация позволяет добиться минимального среднеквадратичного отклонения поверхности рефлектора от теоретической геометрии изделия, а также удовлетворяет требованиям минимальной массы изделия в заданной системе нагрузок. В данном случае теоретическое нулевое коробление обеспечивается за счет интегральной компенсации термоупругих моментов, создаваемых каждым монослоем [1]. При выполнении данной работы были изготовлены следующие серии опытных образцов:

- 1) рефлектор параболический 6-сегментный симметричный С, Х-диапазона диаметром 600 мм;
- 2) ламинатный цельный рефлектор Ku, Ka-частотного диапазона с диаметром 450 мм.

Далее были проведены исследования геометрии изготовленных рефлекторов при помощи координатно-измерительной машины Romer Absolute Arm 7520SE и установлено соответствие опытных образцов исходным 3D-моделям.

В ходе проекта было установлено, что выбранные технологии производства антенных рефлекторов из ПКМ позволяют производить антенные рефлекторы, обеспечивающие работоспособность в выбранных частотных диапазонах при деструктивных воздействиях окружающей среды.

Работа выполнена в рамках реализации федеральной целевой программы «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014–2020

годы», соглашение № 14.577.21.0076 (уникальный идентификатор проекта RFMEFI57714X0076).

#### Библиографические ссылки

1. Семенова Е. Г. Основы моделирования и диагностики антенных устройств бортовых комплексов. СПб. : Политехника, 2003. 186 с.
2. Трофимов Н. Н., Канович М. З. Основы создания полимерных композитов. М. : Наука, 1999. 539 с.

#### References

1. Semenova E. G. Osnovy modelirovaniya i diagnostiki antennykh ustroystv bortovykh kompleksov. SPb. : Politehnika, 2003. 186 p.
2. Trofimov N. N., Kanovich M. Z. Osnovy sozdaniya polimernykh kompozitov. M. : Nauka, 1999. 539 s.

© Власов А. Ю., Пасечник К. А., Обверткин И. В., Титов М. А., Уваев И. В., 2016

УДК 629.7.05

### ИМИТАТОР СИГНАЛОВ ДЛЯ УГЛОМЕРНЫХ ГНСС-ПРИЕМНИКОВ НА ОСНОВЕ СОВРЕМЕННЫХ МОДУЛЬНЫХ РАДИОИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ ПРИБОРОВ\*

А. Б. Гладышев, Д. Д. Дмитриев, Н. С. Кремез, Е. Е. Гарин

Сибирский федеральный университет  
Российская федерация, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79  
E-mail: a-glonass@yandex.ru

*Предложен вариант построения имитатора для испытания угломерных ГНСС-приемников, применяемых на воздушных объектах, низкоорбитальных и геостационарных космических аппаратах.*

*Ключевые слова: имитатор сигналов, ГНСС-приемник, векторный генератор сигналов.*

### SIMULATOR OF SIGNALS BASED ON MODULAR INSTRUMENTATION TO TEST GNSS RECEIVERS, WHICH MEASURE THE ANGULAR POSITION OF THE OBJECT

A. Gladyshev, D. Dmitriev, N. Kremez, E. Garin

Siberian Federal University  
79, Svobodny Av., 660041 Krasnoyarsk, Russia  
E-mail: a-glonass@yandex.ru

*A variant of the construction of the simulator to test goniometric GNSS receivers used on overhead objects, low-orbiting and geostationary spacecraft.*

*Keywords: simulator signals, GNSS receiver, a vector signal generator.*

На сегодняшний день одним из наиболее перспективных направлений расширения функциональных возможностей СРНС является реализация функции определения пространственной ориентации объекта. При этом вопросам повышения точностных характеристик определения пространственной ориентации уделяется все большее внимание.

Это обусловлено тем, что радиоугломерная аппаратура устанавливается не только на различные наземные объекты, но и на самолеты, вертолеты, корабли, а также на низкоорбитальные и геостационарные космические аппараты (КА).

Внедрение угломерной навигационной аппаратуры в отличие от обычной предъявляет определенные требования к контрольно-измерительной аппаратуре, необходимой для отладки и проведения испытаний. Основной составной частью такой контрольно-

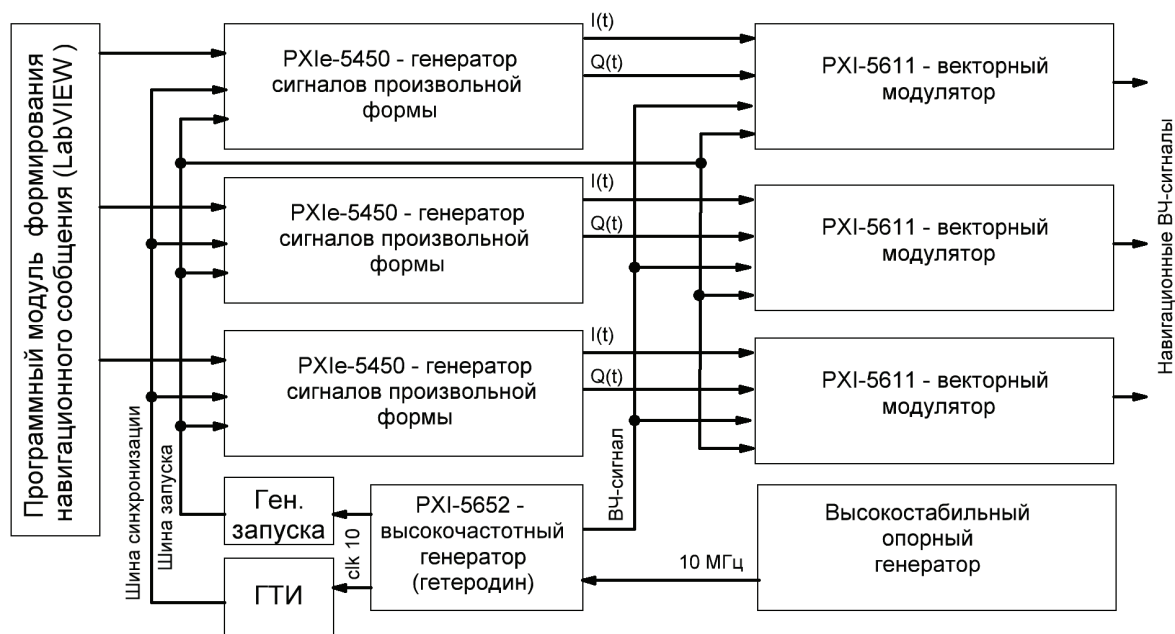
измерительной аппаратуры являются специальные имитаторы радионавигационных сигналов (ИРНС).

В этом случае ИРНС должны быть многоканальным источником когерентных и фазостабильных навигационных сигналов.

Так как при проведении испытаний навигационные сигналы обычно подаются на входы МШУ навигационного приемника, то количество каналов ИРНС должно соответствовать количеству угломерных каналов приемника.

Наиболее существенной проблемой при создании ИРНС для угломерной навигационной аппаратуры является требование по обеспечению высокой точности формирования задержек навигационного сигнала на различных выходах (порядка 1...5 пс) [1] и возможности управления фазовыми соотношениями между этими сигналами.

\* Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации (соглашение № 14.578.21.0116, уникальный идентификатор проекта RFMEFI57815X0116).



Структурная схема ИРНС, построенная на основе модульных приборов платформы National Instruments

Для удовлетворения этих требований предлагается при построении ИРНС использовать возможности современных модульных многоканальных векторных генераторов для построения ИРНС [2; 3].

На рисунке представлена структурная схема ИРНС на основе модульных приборов платформы National Instruments.

В данной схеме для обеспечения имитации когерентных и фазостабильных навигационных сигналов на разных выходах ИРНС применены следующие методы:

- применение высокостабильного опорного генератора для формирования тактовых импульсов, синхронизирующих все цифровые элементы модульных приборов;
- использование общего запуска для генераторов сигналов произвольной формы, формирующегося из сигнала опорного генератора и иницилирующего начало модулирующего сигнала;
- использование для формирования навигационных сигналов на различных входах общего гетеродинного сигнала с ВЧ-генератора, синхронизированного по сигналам высокостабильного опорного генератора.

Согласно [4] потенциальное значение разности фаз между каналами такого ИРНС будет составлять  $\pm 0,1$  градуса, а точности формирования задержек навигационного сигнала на различных выходах – до 0,17 пс.

Построенная по такому же принципу ИРНС на модульных приборах платформы Keysight Technologies согласно [5] будет иметь значение разности фаз между каналами порядка  $\pm 1$  градуса, а точность формирования задержек навигационного сигнала на различных выходах – порядка 1 пс.

Таким образом, потенциальные возможности современных модульных радиоизмерительных приборов позволяют создавать на их базе ИРНС для испытания угломерных ГНСС-приемников.

#### Библиографические ссылки

1. Красненко С. С., Пичкалев А. В., Гребенников А. В. Проблемы создания имитаторов сигналов для космических угломерных радионавигационных приемников // Решетневские чтения : материалы Междунар. науч. конф. / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2014. Ч. 1. С. 185–187.
2. Красненко С. С., Пичкалев А. В., Недорезов Д. А., Лапин А. Ю., Непомнящий О. В. Способы реализации имитаторов радионавигационных сигналов // Вестник СибГАУ. 2014. Вып. 1 (53). С. 30–34.
3. Dmitriev D. D., Gladishev A. B., Tyapkin V. N., Fateev Yu. L. Hardware-Software Complex for Studying the Characteristics of GNSS Receiver // 2016 International Siberian Conference on Control and Communications, SIBCON 2016. – National Research University "Higher School of Economics" Moscow; Russian Federation. May 12–14, 2016. Proceedings 7491665.
4. Генераторы сигналов модульные многоканальные NI PXIe-5673E. Описание типа средства измерений // Приложение к свидетельству № 53106 об утверждении типа средств измерений.
5. Чумадин А. Методы формирования и анализа сверхширокополосных сигналов на базе оборудования Keysight Technologies // Современная электроника. 2015. № 3. С. 52–54.

#### References

1. Krasnenko S. S., Pichkalev A. V., Grebennikov A. V. Problems of designing signal simulators for space goniometric radio navigating receivers // Reshetnevskie chteniya: materialy Mezhdunar. nauch. konf. ; Sib. gos. aerokosmich. un-t. Krasnoyarsk, 2014. Ch. 1. P. 185–187.
2. Krasnenko S. S., Pichkalev A. V., Nedorezov D. A., Lapin A. Yu., Nepomnyashchiy O. V. Methods of realizations of satellite radionavigation system simulators // Vestnik SibGAU. 2014. Vol. 1 (53). P. 30–34.

3. Dmitriev D. D. Gladishev A. B., Tyapkin V. N., Fateev Yu. L. Hardware-Software Complex for Studying the Characteristics of GNSS Receiver // 2016 International Siberian Conference on Control and Communications, SIBCON 2016. – National Research University "Higher School of Economics" Moscow; Russian Federation. May 12–14, 2016. Proceedings 7491665.

4. Signal generators modular multi-channel NI PXIe-5673E. Description of the measuring instruments // Annex

to the certificate № 53106 type approval of measuring instruments.

5. Chumadin A. Metody formirovaniya i analiza sverkhshirokopolosnykh signalov na baze oborudovaniya Keysight Technologies. // Sovremennaya elektronika. 2015. № 3. P. 52–54.

© Гладышев А. Б., Дмитриев Д. Д., Крёмез Н. С., Гарин Е. Е., 2016

УДК 004.722.45

## РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ ЧАСТОТНОГО ПЛАНИРОВАНИЯ

М. С. Демичев, К. Э. Гаипов

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: maks15krs@gmail.com

*Содержится краткое описание алгоритма получения математической модели распределения частотного ресурса в виде системы линейных уравнений, решение которой позволяет распределить выделенный частотный диапазон между каналами спутниковой Mesh-сети.*

*Ключевые слова: частотное планирование, mesh-сеть.*

## SOLUTION OF FREQUENCY PLANNING PROBLEM

M. S. Demichev, K. E. Gaipov

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: maks15krs@gmail.com

*The research briefly describes an algorithm for obtaining a mathematical model of the frequency resource allocation in the form of a system of linear equations whose solution allows to distribute an allocated frequency band between channels of Satellite Mesh-Network.*

*Keywords: frequency planning, mesh-network.*

**Введение.** Построение современных спутниковых сетей связи, как правило, не подразумевает межспутниковой передачи данных, так как основной задачей спутника связи является ретрансляция полученного сигнала от одной наземной станции к другой, на которых происходит маршрутизация информационных потоков. Очевидно, что с развитием технологий процесс маршрутизации и коммутации лучше вынести на спутник связи, тем самым сократится время доставки информации между источником и адресатом. Ещё одним преимуществом при взаимодействии спутников между собой является использование тех частотных диапазонов, которые невозможно использовать для связи спутник–наземная станция в силу особенностей распространения радиоволн через различные слои атмосферы и изменяющихся погодных условий. Подобного рода взаимодействия также могут возникать при отправке на орбиту роя наноспутников, которые должны взаимодействовать между собой. Естественным ограничением при организации такой спутниковой Mesh-сети является частотный диапазон, в котором совместно должны работать все спутники, и мощность передатчика, используемого для взаимодействия между спутниками. В связи с этим, предла-

гается алгоритм получения математической модели распределения частотного ресурса при ограниченной мощности передатчика и произвольном расположении спутников в пространстве.

Особенностью предлагаемого алгоритма является его возможность работать с сетями, содержащими большое число Mesh-станций, так как позволяет разбить исходную сеть на своего рода кластеры, которые анализируются базовым алгоритмом распределения частотного ресурса. Применение же базового алгоритма без кластеризации приводит к резкому увеличению числа операций для получения конечной системы уравнений.

**Постановка задачи.** Пусть даны  $S$  спутников и их координаты расположения в пространстве, зона действия передатчика каждого спутника или мощность излучения и диаграмма направленности, а также совместно используемый частотный диапазон  $F$ .

В данном алгоритме предполагается, что число связей у каждого спутника будет таким, сколько спутников находится в зоне его действия, ограничение на число передатчиков в данном алгоритме не предусмотрено и является дальнейшим развитием данного алгоритма.

**Ход решения.** Таким образом, пусть у каждого спутника будет  $T_S$  передатчиков, тогда общее число передатчиков составит:

$$T = \sum_S T_S. \quad (1)$$

Предлагаемый алгоритм позволяет определить передатчики, которые будут работать на одной частоте, таким образом, всю совокупность передатчиков  $T$  можно будет разбить на  $N$  групп, передатчики, находящиеся в одной группе будут работать в некотором частотном диапазоне  $\Delta f_N$  таким, что

$$F = \sum_N \Delta f_N. \quad (2)$$

Если обозначить за  $\Delta f_{ijn}$  частоту передатчика, где  $i \in (1...S)$  – номер передающего спутника;  $j \in (1...S)$  – номер принимающего спутника;  $n \in (1...N)$  – номер группы, в которую входит этот частотный диапазон, то исходя из сказанного все  $\Delta f_{ij}$ , имеющие одинаковый индекс  $n$ , равны между собой и равны соответственно  $\Delta f_N$ . В результате можно получить следующую систему линейных уравнений:

$$\begin{cases} F = \sum_N \Delta f_N, \\ \Delta f_{ijn} = \Delta f_N. \end{cases} \quad (3)$$

Решением системы будет такое распределение частотных каналов для каждого передатчика, при котором будет обеспечиваться безинтерференционное взаимодействие спутников между собой с одновременным переиспользованием выделенного частотного диапазона.

Приведём краткое словесное описание алгоритма. Исходя из исходных данных построим табличную топологию сети, которую назовём матрицей приема-передачи. Оптимизируем матрицу приема-передачи на предмет исключения изолированных радиостанций. Матрицу приема-передачи разобьём на подматрицы. Из каждой подматрицы составим подматрицы одночастотных сигналов, которой описывают, какой сигнал может быть на одной частоте с другим сигна-

лом. Но эта матрица показывает комбинацию сигналов из двух элементов. Далее применяем алгоритм поиска одночастотных сигналов в каждой подматрице одночастотных сигналов, найденные связки сигналов назовём «комбинации сигналов», каждая «комбинации», составленные из одночастотных сигналов, записываем в общий список комбинаций сигналов. В списке комбинаций сигналов ищем связующие комбинации, в результате поиска получаем список одночастотных сигналов, в который входят и отдельные сигналы. В списке одночастотных сигналов отображаются как отдельные сигналы, которые будут иметь индивидуальные полосы частот, так и сигналы, которые будут располагаться на одних и тех же частотах, что и является решением задачи.

**Вывод.** Предлагаемый алгоритм позволяет определить частотный план спутниковой Mesh-сети с произвольной топологией и большой размерностью, так как позволяет разбить исходную Mesh-сеть на совокупность более простых сетей, анализ которых можно провести, используя базовый алгоритм из [1]. Получив систему уравнений (3) и выбирая различные варианты значений  $\Delta f_N$  и исходя из различных критериев эффективности, можно получать различные варианты соединений спутников, тем самым синтезируя требуемую топологию под конкретную задачу.

#### Библиографическая ссылка

1. Демичев М. С. Решение задачи частотного планирования mesh-сетей // Научное сообщество студентов XXI столетия. Технические науки : сб. ст. по мат. XLIV междунар. студ. науч.-практ. конф.

#### Reference

1. Demichev, M. S. Solution of the problem of frequency planning mesh networks // Scientific community of students XXI century. Engineering SCIENCE: collection of articles on the Mat. XLIV Intern. stud. scientific.-pract. conf.

© Демичев М. С., Гаипов К. Э., 2016

УДК 621.396

### АДАПТИВНЫЕ АНТЕННЫЕ РЕШЕТКИ С ЦИФРОВЫМ ФОРМИРОВАНИЕМ ЛУЧА\*

Д. Д. Дмитриев<sup>1</sup>, И. Н. Карцан<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Сибирский федеральный университет

Российская Федерация, 660041, Красноярск, просп. Свободный, 79

<sup>2</sup>Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М.Ф. Решетнева

Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. Красноярский рабочий, 31

E-mail: kartsan2003@mail.ru

*Рассматривается выбор конфигурации, состав и алгоритм управления адаптивной цифровой антенной решеткой.*

*Ключевые слова: адаптивная антенная решетка, помехоустойчивость, диаграмма направленности, командно-измерительный комплекс.*

\*Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации (соглашение от 03.10.2016 г. № 14.577.21.0220, уникальный идентификатор проекта RFMEFI57716X0220).

ADAPTIVE ARRAY ANTENNA DIGITAL BEAMFORMING <sup>1</sup>D. D. Dmitriev<sup>1</sup>, I. N. Kartsan<sup>2</sup><sup>1</sup>Siberian federal university

79, Svobodny Av., Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation

<sup>2</sup>Reshetnev Siberian State Aerospace University

31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation

E-mail: kartsan2003@mail.ru

*We consider the choice of the configuration, structure and control algorithm for adaptive digital antenna array.**Keywords: adaptive antenna array, noise immunity, radiation pattern, command-measuring complex.*

В настоящее время адаптивные цифровые антенные решетки (ЦАР) применяются в основном в радиолокации. Первая в России следящая антенна с электронным сканированием для радиолокационной станции была разработана под руководством Ю. Я. Юрова в 1955 году. Гибкость применения ЦАР, отсутствие механических приводов вращения, практически мгновенное перенацеливание лучей, возможность построения многолучевых антенн обуславливает высокую востребованность ЦАР не только в радиолокации, но и в системах навигации и связи. Однако применение антенных решеток в радиолокации имеет свои особенности. Очень важная область применения адаптивных антенных решеток – цифровые системы связи. Имеется целый ряд публикаций, посвященных созданию систем 5G, где адаптивная многолучевая антенна может значительно увеличить пропускную способность каналов связи. Многие исследователи рассматривают возможность использования адаптивных антенных решеток в навигационных приемниках. В этом случае акцент делается на способность подавлять помехи и направлять луч диаграммы направленности на навигационные космические аппараты [1–3].

Отечественные исследователи также обращают внимание на проблему цифрового формирования диаграммы направленности. Кроме того, как в России, так и за рубежом акцент делается на построение бортовых радиолокационных станций, систем связи с возможностью подавления помех.

Тенденции в развитии и реализации цифровых антенных решеток следующие:

1. Разработка и внедрение новых методов построения адаптивных ЦАР с большим количеством модулей и габаритными размерами апертуры.

2. Обеспечение в ЦАР пространственной фильтрации помех и адаптации к помеховой обстановке.

3. Разработка способов управления независимым движением отдельных лучей в многоканальных ЦАР.

4. Применение алгоритмов автоматического поиска, захвата и сопровождения объектов для стабильного и гарантированного обеспечения обмена информацией.

5. Создание и совершенствование радиотехнических элементов новых типов и методов, позволяющих ослабить взаимовлияние элементов ЦАР.

Несмотря на огромный массив публикаций по теме адаптивных антенных решеток с цифровым фор-

мированием луча, очень мало конкретных публикаций об их использовании в командно-измерительных системах управления космическими аппаратами, которые имеют свои особенности. Прежде всего, это требования по одновременному сопровождению нескольких спутников, возможности определения навигационных параметров по принимаемому сигналу, высокоточной синхронизации всех систем.

При поиске путей создания адаптивной антенной решетки с цифровым диаграммообразованием и управления лучами для обмена командно-телеметрической информацией с космическими аппаратами необходимо учитывать несколько особенностей таких систем. Антенная система должна иметь диаграмму направленности с несколькими каналами слежения за космическими аппаратами, а диаграмма направленности каждого канала, в свою очередь, должна обладать, насколько это возможно, узким главным лепестком. При этом боковые лепестки должны быть как можно меньшими для подавления помех, приходящих с направления, отличного от направления максимума диаграммы направленности. Задача устройства адаптивной обработки – сформировать провалы диаграммы направленности в направлении на источники помех. Вместе с тем прямой перенос методов адаптивной обработки из радиолокации невозможен, поскольку требует учета некоторых особенностей:

- в разрабатываемой адаптивной антенной решетке предполагается одновременный прием сигналов космических аппаратов, действующих с различных направлений, что потребует создания сложной многоканальной диаграммообразующей схемы, системы слежения за положением космических аппаратов и применения адаптивных алгоритмов в каждом канале приема;

- в командно-измерительных системах необходимо определять навигационные параметры космических аппаратов по принятому полезному сигналу, откуда вытекают требования по высокоточной калибровке приемных и передающих каналов адаптивной антенной решетки, обеспечивающие выравнивание группового времени запаздывания сигналов и определение взаимного положения элементов адаптивной антенной решетки.

Эти особенности накладывают определенные требования к техническим характеристикам, выбору конфигурации, составу и алгоритмам управления адаптивной цифровой антенной решетки.



Диаграмма направленности адаптивной антенной решетки определяется амплитудами и фазами возбуждения излучателей, и если обеспечить их независимое регулирование, то можно получить требуемую, в пределах принципиальной реализуемости, диаграмму направленности. При электронном регулировании можно управлять формой диаграммы направленности – направлением главного луча (или нескольких) и направлением провалов.

Вектор амплитудно-фазового распределения формирует система управления лучом по известным координатам космических аппаратов.

Для повышения помехоустойчивости командно-измерительного комплекса весовые коэффициенты расчета амплитудно-фазового распределения определяются адаптивно к изменению помеховой обстановки. Для этого в адаптивном процессоре вычисляется обратная корреляционная матрица помех, которая содержит всю информацию о пространственном положении постановщиков помех и уровне преднамеренных помех. Физическая реализация указанных требований к командно-измерительным системам возможна за счет применения систем цифрового диаграммообразования.

Цифровое формирование диаграммы направленности на базе аналогово-цифровых преобразователей и сигнальных процессоров позволяет повысить точность измерения благодаря идентичности по усилению приемных каналов, сформировать дополнительные диаграммы направленности антенны для решения задач компенсации помех в той же апертуре антенной решетки без установки дополнительных антенн и обеспечивает эффективное ослабление активных помех за счет высокой степени корреляции сигналов в основных и компенсирующих каналах. Обработка принятых сигналов осуществляется в цифровом виде на цифровых сигнальных процессорах и одноплатной ЭВМ с реализацией всех задач временной обработки сигналов, первичной и вторичной обработки информации и сопряжения с потребителями по стандартным цифровым каналам обмена.

### Библиографические ссылки

1. Adaptation algorithms for satellite communication systems equipped with hybrid reflector antennas / I. N. Kartsan, V. N. Tyapkin, D. D. Dmitriev, A. E. Goncharov, P. V. Zelenkov // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. Ser. "International Scientific and Research Conference on Topical Issues in Aeronautics and Astronautics (Dedicated to the 55th Anniversary from the Foundation of SibSAU)". 2015. С. 012010.

2. Метод синтеза амплитудно-фазового распределения гибридно-зеркальной антенны / В. И. Серенков, И. Н. Карцан, Д. Д. Дмитриев // Вестник СибГАУ. 2015. Т. 16, № 3. С. 664–669.

3. Spatial Filtering Algorithms in Adaptive Multi-Beam Hybrid Reflector Antennas / V. N. Tyapkin, I. N. Kartsan, D. D. Dmitriev, A. E. Goncharov // 2015 International Siberian Conference on Control and Communications (SIBCON). Proceedings.

### References

1. Adaptation algorithms for satellite communication systems equipped with hybrid reflector antennas / Kartsan I. N., Tyapkin V. N., Dmitriev D. D., Goncharov A. E., Zelenkov P. V. // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering Ser. "International Scientific and Research Conference on Topical Issues in Aeronautics and Astronautics (Dedicated to the 55th Anniversary from the Foundation of SibSAU)". 2015. P. 012010.

2. The synthesis method of amplitude-phase distribution of hybrid reflector antenna. V. I. Serenkov, I. N. Kartsan, D. D. Dmitriev. Bulletin of the Siberian State Aerospace University academician M. F. Reshetnev. 2015. Vol. 16, № 3. P. 664–669.

3. Spatial Filtering Algorithms in Adaptive Multi-Beam Hybrid Reflector Antennas / V. N. Tyapkin, I. N. Kartsan, D. D. Dmitriev, A. E. Goncharov // 2015 International Siberian Conference on Control and Communications (SIBCON). Proceedings.

© Дмитриев Д. Д., Карцан И. Н., 2016

УДК 621.317.08

## ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПРЕЦИЗИОННОЙ КАЛИБРОВКИ БОРТОВЫХ И НАЗЕМНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ И ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ СИСТЕМ КОСМИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА СИСТЕМЫ ГЛОНАСС

М. В. Ермолаев, Д. И. Марарескул, Е. В. Ислентьев

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва  
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск, ул. Ленина, 52  
e-mail: ermakc@iss-reshetnev.ru

*Приведены основные принципы обеспечения прецизионной калибровки бортовых информационно-навигационных комплексов и беззапросных измерительных средств НКУ ГЛОНАСС. Дано общее описание методик калибровки.*

*Ключевые слова: ГЛОНАСС, прецизионные измерения, имитатор навигационных сигналов, приемник навигационных сигналов, калибровка.*

## GLONASS ONBOARD AND GROUND NAVIGATION AND MEASURING SYSTEMS PROVIDING PRECISION CALIBRATION

M. V. Ermolaev, D. I. Marareskul, E. V. Islentev

JSC «Academican M. F. Reshetnev» Information Satellite Systems»  
52 Lenina Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsky Region, 662972, Russian Federation  
E-mail: ermakc@iss-reshetnev.ru

*The paper describes precise calibration general principles for GLONASS onboard informational-navigational complex and ground segment receivers. Calibration methods are described generally.*

*Keywords: GLONASS, precision measurements, signal simulator, ground segment receivers, calibration.*

Повышение точности определения навигационных параметров пользователей глобальной навигационной спутниковой системы (ГНСС) ГЛОНАСС является одной из важнейших задач её дальнейшего развития [1]. Проведённые АО «ИСС» совместно с кооперацией исследования показали, что одним из факторов, ограничивающих точность определения местоположения потребителя и привязки шкалы времени (ШВ) потребителя к ШВ UTC, является недостаточная точность калибровки бортовых информационно-навигационных комплексов (БИНК) и измерительных средств наземного комплекса управления (НКУ).

Прецизионная калибровка БИНК и БИС – это совокупность операций, выполняемых с целью определения и дальнейшего учёта систематических составляющих погрешностей формирования и измерения параметров навигационных сигналов в данной аппаратуре.

Обеспечение прецизионной калибровки БИНК и БИС требует решения следующих основных задач:

- 1) разработка и метрологическая аттестация методики измерения;
- 2) разработка средств измерений, реализующих данные методики, и проведения их испытаний с целью утверждения типа;
- 3) разработка технологии учёта и стабилизации систематических задержек навигационных сигналов в БИНК и БИС.

Измерение калибровочных поправок (систематических составляющих погрешностей формирования и измерения параметров навигационных сигналов) производится посредством статистической обработки измерений задержки навигационного сигнала на выходе высокочастотных трактов БИНК и статистической обработки погрешности измерения задержки навигационного сигнала БИС относительно сигналов метки времени и опорной частоты, формируемых источником шкалы времени.

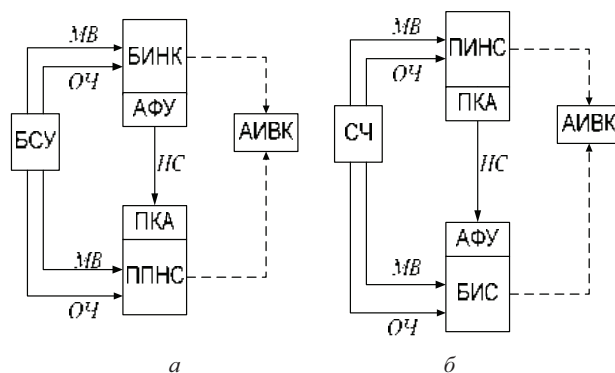
Для БИНК источником шкалы времени является бортовое синхронизирующее устройство (БСУ) [2], а для БИС – водородный стандарт частоты и времени [3].

Обобщённые структурные схемы калибровки БИНК и БИС представлены на рисунке соответственно.

При калибровке БИНК сигналы метки времени (МВ) и опорной частоты (ОЧ) от БСУ подаются на

вход БИНК и прецизионного приёмника навигационных сигналов (ППНС). Сформированный БИНК навигационный сигнал (НС) через антенно-фидерное устройство передается через эфир на вход прецизионной калиброванной антенны (ПКА) ППНС. При калибровке БИС сигналы МВ и ОЧ от стандарта частоты и времени (СЧ) подаются на вход БИС и вход прецизионного источника навигационных сигналов (ПИНС). Сформированный ПИНС имитируемый навигационный сигнал через ПКА передаётся на вход АФУ БИС. Управление БИНК, БИС, ППНС и ПИНС и обработка результатов измерений осуществляются автоматизированным измерительно-вычислительным комплексом (АИВК).

При проведении калибровки расстояние между АФУ БИНК (БИС) и ПКА должно быть известно (например, измерено высокоточным лазерным дальномером).



Структурная схема калибровки БИНС и БИС

ППНС является средством измерения, осуществляющим измерение задержки навигационного сигнала относительно поступающих сигналов МВ и ОЧ, а ПИНС является средством измерения, осуществляющим формирование навигационного сигнала с известной задержкой относительно поступающих сигналов МВ и ОЧ.

ПАНС представляет собой высокопроизводительный цифровой осциллограф с установленным на нём аттестованным программным обеспечением обработки навигационных сигналов.

Отличием ПАНС от ППНС является возможность проведения измерений с повышенными точностными

характеристиками при меньшей (в разы) скорости проведения измерений и повышенными требованиями к условиям функционирования. ПАНС является средством измерения параметров навигационных сигналов наивысшей точности, калибровка и поверка которого должна осуществляться с использованием государственных эталонов частоты и времени [4].

Таким образом, обеспечение калибровки бортовых и наземных навигационных и измерительных систем космического комплекса системы ГЛОНАСС требует использования комплекса средств измерений, в состав которого должны входить прецизионный анализатор, прецизионный имитатор и прецизионный приёмник навигационных сигналов.

Созданные на настоящий момент средства измерений [5] не обеспечивают формирование и обработку перспективных сигналов ГЛОНАСС с кодовым разделением, поэтому проведение разработки комплекса прецизионной калибровки навигационных и измерительных средств космического комплекса системы ГЛОНАСС является актуальной задачей, решение которой в настоящее время производится в АО «ИСС».

#### Библиографические ссылки

1. Агапов А. Обывательский взгляд на ГЛОНАСС // Межотраслевой журнал навигационных технологий «Вестник ГЛОНАСС». 2015. № 2 (24). С. 6–9.
2. Глобальная спутниковая навигационная система ГЛОНАСС / под ред. А. И. Перова, В. Н. Харисова. 4-е изд., перераб. и доп. М.: ИПРЖР, 2010. – 800 с.
3. ФЕИТ.461351.002РЭ. Изделие 14Ц161. Беззапросная измерительная система. Руководство по эксплуатации. Железногорск, 2007.

4. ГОСТ 8.750–2011. Государственная система обеспечения единства измерений. Государственная поверочная схема для координатно-временных средств измерений. М.: Стандартинформ, 2013.

5. Алёшечкин А. М., Ермолаев М. В., Марарескул Д. И. Метрологическое обеспечение спутниковой радионавигационной системы ГЛОНАСС // 67-я научно-техническая конференция, посвящённая Дню Радио. Труды конференции СПб.: СПбНТОРЭС, 2012.

#### References

1. Agapov A. Obyvatel'skij vzglyad na GLONASS // Mezhotraslevoj zhurnal navigatsionnyh tehnologij «Vestnik GLONASS», 2015, №2 (24). p. 6–9.
2. Global'naya sputnikovaya navigatsionnaya sistema GLONASS / Pod red. A.I. Perova, V.N. Harisova. Izd. 4-e, pererab. i dop. M.: IPRZHR, 2010. –800 s.
3. FEIT.461351.002RE. Izdelie 14C161. Bezzaprosnaya izmeritel'naya sistema. Rukovodstvo po ekspluatatsii. Zheleznogorsk, 2007.
4. GOST 8.750–2011. Gosudarstvennaya sistema obespecheniya edinstva izmerenij. Gosudarstvennaya poverochnaya shema dlya koordinatno-vremennyh sredstv izmerenij. – M.: Standartinform, 2013.
5. Alyoshechkin A. M., Ermolaev M. V., Marareskul D. I.. Metrologicheskoe obespechenie sputnikovoj radionavigacionnoj sistemy GLONASS. // 67-ya nauchno-tehnicheskaya konferentsiya, posvyashchyonnaya Dnyu Radio. Trudy konferentsii. Spb.: SPbNTORES, 2012.

© Ермолаев М. В., Марарескул Д. И., Ислентьев Е. В.

УДК 621.396.946

### ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ МНОГОЛУЧЕВОЙ ГИБРИДНО-ЗЕРКАЛЬНОЙ АНТЕННЫ\*

И. Н. Карцан<sup>1</sup>, Т. И. Карцан<sup>1</sup>, В. Н. Тяпкин<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М.Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. Красноярский рабочий, 31

<sup>2</sup>Сибирский федеральный университет  
Российская Федерация, 660041, Красноярск, просп. Свободный, 79  
E-mail: kartsan2003@mail.ru

*Предложен метод вычисления места точной фокусировки излучающего элемента на поверхности рефлектора, позволяющий создать контурную зону обслуживания.*

*Ключевые слова: диаграмма направленности, антенная решетка, амплитудно-фазовое распределение, гибридная зеркальная антенна.*

\*Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации (соглашение от 28.10.2014 г. № 14.577.21.0155, уникальный идентификатор проекта RFMEFI57714X0155).

## ASSESSING EFFICIENCY OF THE MULTIBEAM HYBRID AND MIRROR ANTENNA\*

I. N. Kartsan<sup>1</sup>, T. I. Kartsan<sup>1</sup>, V. N. Tyapkin<sup>2</sup><sup>1</sup>Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation<sup>2</sup>Siberian federal university  
79, Svobodny Av., Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation  
E-mail: kartsan2003@mail.ru

*The paper proposes a method of calculating the exact focus of the radiating element to the reflector surface, contour allows to create a service area.*

*Keywords: radiation pattern, the antenna array, the amplitude phase distribution, hybrid reflector antenna.*

Радиоприемная аппаратура спутниковой связи, как и другая радиоаппаратура, подвержена воздействию радиопомех естественного и искусственного происхождения. Поэтому уже в конце 1940-х годов в разных странах, в основном в СССР и США, начались углубленные исследования проблем защиты радиотехнических средств (РТС) от помех, не прекращающиеся и сейчас. В классических работах Ф. М. Вудворда, Д. Миддлтона, К. Хелстрема, В. А. Котельникова, В. И. Бунимовича, Л. А. Вайнштейна, В. Д. Зубакова, Г. П. Тартаковского, Л. С. Гуткина, Я. Д. Ширмана, С. Е. Фальковича, Ю. Г. Сосулина и многих других заложены теоретические основы и разработаны методы оптимальной обработки полезных сигналов на фоне помех различной природы. При всем многообразии этих методов все они базируются на использовании отличий (амплитудных, временных, частотных, угловых, поляризационных и т. д.) полезных и мешающих сигналов. Суть использования этих различий заключается в формировании минимумов (провалов) в угловых, поляризационных, частотных и т. п. характеристиках приемника в соответствующих направлениях на источники помех и максимумов в направлении на полезный сигнал. За счет этого компенсируется (подавляется) помеха и накапливается полезный сигнал с направления, отличного от помехового. Эти операции реализуются в системах угловой, поляризационной, частотной и т. п. селекции, различные виды которых широко представлены в литературе и реализованы на практике. Итоговый эффект такой обработки определяется уровнем и полнотой использования имеющихся различий, а также качеством учета каждого из них, зависящим от степени известности статистических характеристик сигналов и помех. Для реальных условий неполного знания и изменчивости этих характеристик во времени и пространстве в последние несколько десятилетий специалистами разных стран разработано множество методов и устройств адаптации к сигнально-помеховой обстановке, в той или иной мере преодолевающих трудности априорной неопределенности.

Однако накопленные к настоящему времени достижения теории в существующих средствах навигации и других радиотехнических средствах реализованы далеко не полностью. При достаточно большом разнообразии практически используемых систем защиты [1], большинство из них по структуре и (или) параметрам отличаются от теоретически оптимальных для соответствующих условий.

Развитие современной элементной базы позволяет применять новые методы адаптивной обработки с теоретически существенно более высокой эффективностью в сложной и динамичной помеховой обстановке, чем неадаптивные системы или классические корреляционные автокомпенсаторы, реализующие стохастические градиентные алгоритмы адаптации. Появилась реальная возможность создавать не только надежные, высокоточные, экономичные и малогабаритные цифровые эквиваленты существующих аналоговых систем защиты от помех, но и принципиально новые системы с теоретически существенно более высокой эффективностью.

Непрерывно возрастающие потребности абонентов к спектру и качеству услуг связи требуют постоянного наращивания ключевого параметра телекоммуникационных систем – скорости передачи информации. Решение этой проблемы уже становится невозможным только за счет использования частотного ресурса, поэтому ведущие производители систем спутниковой связи добиваются существенного расширения полосы пропускания канала связи за счет балансировки трафика в зависимости от нагрузки канала связи и формирования многолучевых диаграмм направленности.

Одним из основных элементов гибридно-зеркальной антенны (ГЗА), в значительной степени определяющем ее параметры, является групповой облучатель (ГО). В качестве ГО чаще всего используют малоэлементную антенную решетку рупоров или открытых концов волноводов. С целью получения максимально возможного уровня пересечения парциальных диаграмм направленности ГЗА элементы ГО необходимо размещать вплотную друг к другу. Это приводит к тому, что невозможно использовать традиционную схему питания волновода через его боковую стенку. Кроме того, усиливается связь между элементами решетки. Принцип построения облучающей решетки ГЗА по гексагональному типу и формирования многолучевой диаграммы направленности (ДН) по кластерному типу позволил решить указанную проблему и размещать рупоры облучателя на достаточном для их запитывания расстоянии друг от друга.

Кроме двумерных антенных облучающих решеток, рассматриваются и облучатели в виде линейной синфазной эквидистантной антенной решетки. Формирование адаптивной многолучевой ДН в ГЗА и управление ее угловым положением производится за счет

изменения амплитудно-фазового распределения (АФР) облучающей антенной решетки (АР) [2; 3]. В современной научной литературе рассматривается множество методов формирования АФР в зависимости от предъявляемых требований. Формирование узких лучей ДН может достигаться и за счет использования специальных форм отражателя. Многолучевая ДН формируется с использованием ГЗА с профилированным отражателем, который изготавливается путем введения деформации в параболическую отражательную поверхность. Таким образом, с использованием одного профилированного рефлектора и двух каналов создаются контурный луч с усилением 33,05 дБ и узкий луч с усилением 43,8 дБ. Подобный метод успешно применяется для создания покрытия зоны Андаманских островов контурным лучом и узким лучом с высоким коэффициентом усиления. Этот метод существенно снижает массогабаритные характеристики антенной системы, однако он применим только при малых зонах обслуживания.

Использование частотного ресурса с целью увеличения ширины полосы каналов передачи данных возможно при существенном увеличении рабочей частоты.

Наиболее перспективным способом для формирования многолучевых ДН в ГЗА в мировом научно-техническом сообществе считается кластерный способ [2; 3]. Такой способ позволяет формировать узкие лучи ДН в произвольном направлении в пределах зоны обслуживания, а также, управляя АФР в кластере, формировать провалы ДН в направлении на источник помех. При таком построении антенны на передний план выходит время адаптации, то есть время расчета АФР для конкретной помеховой обстановки. Для ускорения расчетов разработан метод расчета АФР с использованием предварительно вычисленных значений коэффициента усиления в определенных точках, что позволило добиться уменьшения времени адаптации к помеховой обстановке на 25 % относительно классических алгоритмов адаптации с учетом быстрогодействия современных фазовращателей. Подобный подход используют и за рубежом. Предлагается метод вычисления места точной фокусировки каждого излучающего элемента на поверхности рефлектора. Использование этого метода позволило

создать контурную зону обслуживания. Оптимизация амплитуды возбуждающих колебаний для каждого элемента производится таким образом, чтобы обеспечить флуктуации коэффициента усиления на границах зоны обслуживания менее 3 дБ.

#### Библиографические ссылки

1. Принципы построения системы адаптации к помеховой обстановке в узком парциальном одноградусном луче / Т. И. Карцан, Д. Д. Дмитриев, И. Н. Карцан, В. Н. Тяпкин // Решетневские чтения : материалы Междунар. науч.-практ. конф. Красноярск, 2015. Т. 1, № 19. С. 230–232.
2. Spatial Filtering Algorithms in Adaptive Multi-Beam Hybrid Reflector Antennas / V. N. Tyapkin, I. N. Kartsan, D. D. Dmitriev, A. E. Goncharov // 2015 International Siberian Conference on Control and Communications (SIBCON). Proceedings.
3. Spatial suppression of interference in hybrid reflector antennas / I. N. Kartsan, P. V. Zelenkov, V. N. Tyapkin, D. D. Dmitriev, A. E. Goncharov // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2016. Vol. 122. P. 012010. DOI:10.1088/1757-899X/122/1/012010.

#### References

1. Principles of adapting the system to the noise conditions in the narrow partial one-degree beam / T. I. Kartsan, D. D. Dmitriev, I. N. Kartsan, V. N. Tyapkin // Reshetnev Readings : materials Intern. scientific-practical. conf. Krasnoyarsk. 2015. Vol. 1, № 19. P. 230–232.
2. Spatial Filtering Algorithms in Adaptive Multi-Beam Hybrid Reflector Antennas / V. N. Tyapkin, I. N. Kartsan, D. D. Dmitriev, A. E. Goncharov // 2015 International Siberian Conference on Control and Communications (SIBCON). Proceedings.
3. Spatial suppression of interference in hybrid reflector antennas / I. N. Kartsan, P. V. Zelenkov, V. N. Tyapkin, D. D. Dmitriev, A. E. Goncharov // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2016. Vol. 122. P. 012010. DOI:10.1088/1757-899X/122/1/012010.

© Карцан И. Н., Карцан Т. И., Тяпкин В. Н., 2016

УДК 629.783

### ГЕНЕТИЧЕСКИЙ АЛГОРИТМ МНОГОКРИТЕРИАЛЬНОЙ УСЛОВНОЙ ОПТИМИЗАЦИИ БОРТОВОГО КОМПЛЕКСА УПРАВЛЕНИЯ

И. Н. Карцан

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. Красноярский рабочий, 31  
E-mail: kartsan2003@mail.ru

*Предложен подход проектирования и создания космических аппаратов с применением генетического алгоритма.*

*Ключевые слова: многокритериальность, бортовой комплекс управления, генетический алгоритм.*

## GENETIC ALGORITHMS OF MULTICRITERIA CONSTRAINED OPTIMIZATION-BOARD CONTROL

I. N. Kartsan

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: kartsan2003@mail.ru

*The paper presents an approach of designing and creating a spacecraft using a genetic algorithm.*

*Keywords: multicriteria, onboard control complex, genetic algorithm.*

При решении задачи многокритериальной условной оптимизации решения должны не просто попасть в множество Парето, а при этом еще и удовлетворять ограничениям, т. е. лежать в допустимой области. Поэтому результирующее множество Парето может измениться относительно решения безусловной задачи в зависимости от расположения допустимой области в поисковом пространстве. Наиболее важной системой оптимизации при проектировании и создании космических аппаратов является бортовой комплекс управления (БКУ).

Эволюционные алгоритмы испытывают значительные трудности при необходимости учета существенных ограничений на переменные параметры задачи и оптимизации нескольких противоречивых критериев, таких как уменьшение стоимости БКУ [1; 2], с одной стороны, и увеличения надежности [3], с другой. Проведенный анализ эффективности эволюционных алгоритмов на различных классах задач показал, что трудности, связанные с учетом ограничений и наличием нескольких критериев оптимизации, сопоставимы. Поэтому перспективным подходом является перевод ограничений в критерии и решение многокритериальной задачи безусловной оптимизации.

При постановке задач технического проектирования, распределения ресурсов необходимо накладывать на переменные известные ограничения. Поэтому учет только многокритериальной составляющей задачи не отражает картины выбора её оптимального решения.

В подобных задачах этот выбор может производиться только из некоторого подмножества пространства решений. Подмножество пространства решений обычно задается системой дополнительных ограничений, которая может состоять из ограничивающих равенств и ограничивающих неравенств.

Ограничения задачи формируют допустимую область, в которой должны находиться найденные решения.

В классических методах оптимизации в постановке условной задачи присутствует только одна целевая функция и несколько ограничений.

Для решения многокритериальной задачи условной оптимизации необходимо использовать подход, основанный на сведении условной задачи к безусловной. Поиск Парето-оптимальных решений осуществляется по схеме метода *VEGA* (*Vector Evaluated Genetic Algorithm*).

Решения задачи с ограничениями должны не только принадлежать множеству Парето, но и находиться в допустимой области. Поэтому к предложенному алгоритму дополнительно вводится процедура, позволяющая стягивать решения в допустимую область.

Чтобы стало возможным решение задачи условной оптимизации, каждое ограничение рассматривается как отдельная целевая функция, и поэтому изначально условная задача с несколькими целевыми функциями сводится к безусловной многокритериальной задаче оптимизации.

Преобразование исходной задачи условной многокритериальной оптимизации имеет следующий вид:

целевые функции исходной задачи –  $F(X) \rightarrow \text{opt}$ ,  
ограничения исходной задачи –  $G(X) \leq B$ ;

целевые функции преобразованной задачи –  $F(X) \rightarrow \text{opt}$ , ограничения преобразованной задачи –  $|G(X) - B| \rightarrow \text{opt}$ .

В первую очередь несколько итераций алгоритма решают исходную условную задачу, но без учета ограничений. Затем, чтобы получить большее число решений, принадлежащих допустимой области, поиск продолжается уже без учета целевых функций исходной задачи, а только по ограничениям.

Таким образом, поиск решений производится только по функциям-ограничениям, что приводит большую часть популяции в допустимую область, но с потерей качества решений по критериям оптимизации.

Генетический алгоритм (ГА) многокритериальной условной оптимизации программной архитектуры также основан на идеях метода *VEGA* с независимой селекцией Шаффера при многокритериальной оптимизации.

Отличие алгоритма от ГА безусловной оптимизации состоит в том, что в нем каждое ограничение рассматривается как дополнительный критерий оптимизации. Часть поколений алгоритм работает без учета дополнительных критериев оптимизации, а затем оставшаяся часть поколений алгоритм работает по двум критериям нарушения ограничения на  $S$ ,  $T_s$  и критериям нарушения ограничения  $RT_{ij}$ .

Входные параметры ГА следующие:

- размер популяции ( $N$ );
- вероятность скрещивания (*prob\_cross*);
- вид скрещивания (1, 2, 3 – точечное, равномерное);

- вероятность разрыва связанных генов ( $prob\_cross\_inter$ );
- вероятность мутации особи ( $prob\_mutate$ );
- вероятность мутации гена ( $prob\_mutate\_gen$ );
- критерии останова (максимальное время работы  $time\_ga$ , количество популяций без улучшения решения (стагнация)  $stagnancy$ , количество популяций  $pop\_count$ );
- процент популяций на обработку ограничений  $percent\_bound$ ;
- количество ограничений на время выполнения компонентов  $B$ .

Алгоритм реализуется последовательностью действий:

1. Генерация родительской популяции  $P$  размером  $N$  случайных особей.
2. Расчет критериев для всех особей популяции  $P$ .
3. Пропорциональная селекция  $N/2$  особей из  $P$  по критерию  $S$  в промежуточную популяцию  $P'$ .
4. Пропорциональная селекция  $N/2$  особей по критерию  $T_s$  в промежуточную популяцию  $P'$ .
5. Скрещивание с вероятностью  $prob\_cross$   $N/2$  случайно выбранных пар особей из промежуточной популяции  $P'$ . Формирование основной популяции  $P$  из  $N$  выбранных особей.
6. Выполнение оператора мутации с вероятностью  $prob\_mutate$  на каждой особи основной популяции  $P$  и по каждому гену особи с вероятностью  $prob\_mutate\_gen$ .
7. Расчет значений критериев оптимизации для всех особей популяции  $P$ .
8. Выбор из популяции  $P$  недоминируемых решений. Если в найденных ранее решениях есть решения, которые их доминируют, то  $stagnancy = stagnancy + 1$ .
9. Если сработал хотя бы один критерий останова, то остановка алгоритма.
10. Если номер популяции меньше либо равен  $percent\_bound * pop\_count$ , то переход на шаг 3.
11. Пропорциональная селекция  $N/(2 + Q)$  особей из  $P$  по критерию нарушения ограничения на  $S$  в промежуточную популяцию  $P'$ .
12. Пропорциональная селекция  $N/(2 + Q)$  особей по критерию нарушения ограничения на  $T_s$  в промежуточную популяцию  $P'$ .
13. Пропорциональная селекция  $N/(2 + Q)$  особей по каждому критерию нарушения ограничения на время выполнения компонента  $RT_{ij}$  в промежуточную популяцию  $P'$ .
14. Скрещивание с вероятностью  $prob\_cross$   $N/(2 + Q)$  случайно выбранных пар особей из промежуточной популяции  $P'$ . Формирование основной популяции  $P$  из  $N$  выбранных особей.

15. Выполнение оператора мутации с вероятностью  $prob\_mutate$  по каждой особи основной популяции  $P$  и каждому гену особи с вероятностью  $prob\_mutate\_gen$ .

16. Расчет критериев по ограничениям для всех особей популяции  $P$ .

17. Выбор из популяции  $P$  лучших решений по критериям ограничений. Если в найденных ранее решениях есть лучше, то  $stagnancy = stagnancy + 1$ .

18. Если сработал хотя бы один критерий останова, то остановка алгоритма, иначе переход на шаг 11.

Недоминируемые решения, полученные на каждой итерации, отбираются в множество Парето.

Решения множества Парето не могут быть предпочтены друг другу, поэтому после его формирования задача может считаться математически решенной.

### Библиографические ссылки

1. Терсков В. А., Шеенок Д. А., Карцан И. Н. Прогнозирование финансовых затрат на разработку бортового программного обеспечения // Актуальные вопросы современной техники и технологии : сб. докладов XVI Междунар. науч. конф. ; отв. ред. А. В. Горбенко. 2014. С. 18–25.
2. Карцан И. Н. Трудозатраты на разработку бортового программного обеспечения // Академическая наука – проблемы и достижения = Academic science – problems and achievements : сб. 2014. С. 137.
3. Терсков В. А., Шеенок Д. А., Карцан И. Н. Модель архитектуры программного обеспечения отказоустойчивых систем // Информационные технологии в экономике, образовании и бизнесе : материалы междунар. научно-практ. конф. 2014. С. 119–124.

### References

1. Terskov V. A., Sheenok D. A., Kartsan I. N. Prediction of financial expenses for the development of on-board software // Actual problems of modern techniques and technology. Proceedings of the XVI-th International Scientific Conference / ed. A. V. Gorbenko. 2014. p 18–25.
2. Kartsan I. N. Efforts to develop the on-board software // Academic science – Challenges and Achievements = Academic science – problems and achievements. 2014. P. 137.
3. Terskov V. A., Sheenok D. A., Kartsan I. N. Model Architecture software fault-tolerant systems // Information technology in the economy, education and business. Proceedings of the international scientific-practical conference. 2014. P. 119–124.

© Карцан И. Н., 2016

УДК 621.37

## РАЗРАБОТКА И ПРОЕКТИРОВАНИЕ НАЗЕМНОЙ ЧАСТИ АВАРИЙНОГО РАДИОМАЯКА СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО СПАСЕНИЯ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

С. А. Клешнина

Сибирский федеральный университет  
Российская Федерация, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79  
E-mail: sofya.antipckina@yandex.ru

*Описываются этапы разработки и проектирования устройства для приёма сигнала от БПЛА во время нештатной ситуации. Представлена реализация аварийного радиомаяка в программе Altium Designer. Составлена структурная схема наземного устройства.*

*Ключевые слова: БПЛА, система автоматического спасения, аварийный радиомаяк, приёмное устройство.*

### DESIGN AND DEVELOPMENT OF THE AERIAL PARTS OF EMERGENCY BEACONS SAS UAV

S. A. Kleshnina

Siberian Federal University  
79, Svobodnyi Av., Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation  
E-mail: sofya.antipckina@yandex.ru

*This article describes the stages of development and design of the device for receiving the signal from the UAV during the emergency. It presents an implementation of the emergency beacon in Altium Designer program. The paper demonstrates a block diagram of the device ground.*

*Keywords: UAV, automatic recovery system, emergency radio, beacon receiving device.*

В настоящее время широко развивается область беспилотных летательных аппаратов (БПЛА). Перед разработчиками БПЛА постоянно стоит задача повышения надёжности летательного аппарата (ЛА) и, соответственно, уменьшения вероятности потери борта. Один из способов решения задачи – внедрение системы автоматического спасения (САС) [1].

Разрабатываемое устройство входит в САС для беспилотных летательных аппаратов, которая благодаря использованию специализированных систем, позволяющих регистрировать телеметрическую информацию, способна приводить летательный аппарат

в точку посадки при отказах штатных навигационных систем и предпринимать меры для спасения борта во внештатных ситуациях [2]. Для обнаружения борта летательного аппарата после незапланированной посадки система автоматического спасения имеет аварийный (поисковый) радиомаяк, работающий на частоте 433 МГц, который при нештатной ситуации автоматически начинает циклически передавать сигнал о координатах на наземный комплекс управления [3]. На рис. 1 представлена 3D-модель печатного узла аварийного радиомаяка разработанного в программном обеспечении Altium Designer.

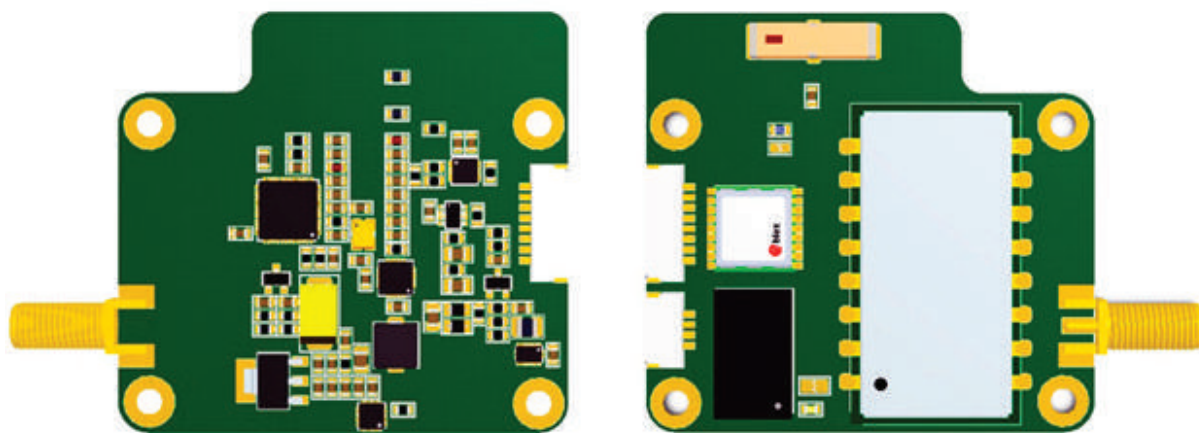


Рис. 1. 3D-модель печатного узла аварийного радиомаяка



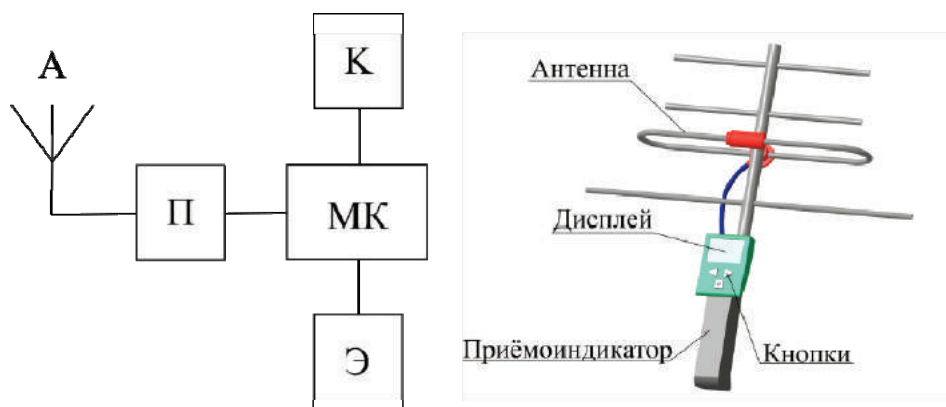


Рис. 2. Структурная схема устройства и его внешний вид:  
А – антенна; К – кнопки; МК – микроконтроллер; П – приёмник; Э – экран

Для приёма сигнала от ЛА разрабатывается приёмное устройство, в котором можно выделить основные блоки: микроконтроллер, приёмник, антенна, блок питания, монитор, кнопки. На рис. 2 представлена структурная схема устройства и его внешний вид.

Микроконтроллер [4] осуществляет приём данных от приёмника системы аварийной радиосвязи. На экран выводятся координаты местоположения БПЛА и шкала уровня полезного сигнала. На приёмнике имеются кнопки-переключатели частотных каналов приёмника и кнопка включения/ выключения устройства.

За счёт использования направленной антенны типа «волновой канал» возможно определить направление на источник сигнала. В результате удаётся осуществлять поиск ЛА при незапланированных посадках и при штатных посадках в сложных условиях.

Устройство принимает полный набор телеметрической информации от бортовой части САС и сохраняет информацию в энергонезависимой памяти. В случае потери сигнала удаётся оперативно произвести анализ последней полученной телеметрической информации.

В устройство встроены приёмник сигнала СРНС [5] и магнитный компас, что позволяет, зная собственные координаты и координаты ЛА, найти направление БПЛА.

#### Библиографические ссылки

1. Клешина С., Трегубов С. Формирование требований к конструкции аварийного радиомаяка САС БПЛА // Проспект Свободный – 2016 : материалы науч. конф. [Электронный ресурс] / отв. ред. А. Н. Тамаровская. Красноярск : Сиб. федер. ун-т, 2016.
2. Клешина С., Люманов Р., Сушков А. Разработка и проектирование системы автоматического спасения для беспилотных летательных аппаратов // Актуальные проблемы информационных технологий, электроники и радиотехники – 2015 : сб. научных статей Всерос. молодежной школы-семинара (ИТЭР–

2015). Таганрог : Изд-во НОЦ ЗИС КТ Южного федер. ун-та, 2015. С. 538.

3. Клешина С., Боев Н. Разработка и проектирование аварийного радиомаяка САС БПЛА // Проспект Свободный–2016 : материалы науч. конф. [Электронный ресурс] / отв. ред. А. Н. Тамаровская. Красноярск : Сиб. федер. ун-т, 2016.

4. Микроконтроллер [Электронный ресурс]. URL: <https://ru.wikipedia.org/wiki/Микроконтроллер> (дата обращения 10.09.2016).

5. СРНС [Электронный ресурс]. URL: <http://bizbook.online/logist/sputnikovyie-radionavigatsionnyie-sistemyi.html> (дата обращения 10.09.2016).

#### References

1. Kleshnina S, Tregub Formation of requirements to design emergency beacon SAS UAV // Free Prospect 2016: scientific materials. conf. [Electronic resource] / executive editor A. N Tamarovskaya. Electron. Dan. Krasnoyarsk : Sib. Federal University, 2016.
2. Kleshnina S., Lyumanov R., Sushkov A. Development and design of automatic recovery system for unmanned aerial vehicles. Collected articles Russian youth school seminar "Actual problems of Information Technology, Electronics and Radio Engineering – 2015" (ITER – 2015). Taganrog: Publishing Southern Federal University, 2015. P 538.
3. Kleshnina C, Bоеv N. Development and design of the emergency beacon SAS UAV // Free Prospect 2016: scientific materials. conf. [Electronic resource] / executive editor A. N Tamarovskaya. Electron. dan. Krasnoyarsk: Sib. Federal University, 2016.
4. Microcontroller [Electronic resource]. URL: [https://ru.wikipedia.org/wiki/ Microcontroller](https://ru.wikipedia.org/wiki/Microcontroller) (reference date 10/09/2016).
5. SRNS [Electronic resource]. URL: <http://bizbook.online/logist/sputnikovyie-radionavigatsionnyie-sistemyi.html> (reference date 10/09/2016).

© Клешина С. А., 2016

## СРАВНЕНИЕ СИСТЕМ АВТОМАТИЗИРОВАННЫХ ИСПЫТАНИЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

С. А. Ковалевич

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва»  
Российская Федерация, 662972, г. Железнодорожск Красноярского края, ул. Ленина, 52  
E-mail: contest\_arena@mail.ru

*Описаны общие принципы архитектуры систем автоматизированных испытаний. Приводится сравнение отечественных и зарубежных систем автоматизированных испытаний, построение предположений о дальнейшем направлении развития систем.*

*Ключевые слова: испытания космических аппаратов, системы автоматизированных испытаний, проблемно-ориентированные языки.*

## COMPARISON OF SPACECRAFT AUTOMATIC TEST SYSTEMS

S. A. Kovalevich

JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems  
52, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation  
E-mail: contest\_arena@mail.ru

*The research contains a description of automatic test systems architecture principles. Native and foreign automatic test systems are compared. The paper assumes spacecraft test systems development trends.*

*Keywords: spacecraft tests, automatic test systems, problem-oriented languages.*

Целью этапа испытаний является проверка функционирования как изделия в целом, так и отдельных его систем. Важность данного этапа состоит в том, что на нем контролируется правильность сборки изделия, проверяется логика функционирования его систем и компонентов. Проведение проверки заключается в выдаче управляющих воздействий на объект контроля (ОК) и анализе параметров, которые характеризуют состояние отдельных систем и всего аппарата в целом.

К настоящему моменту большинство отечественных и зарубежных систем автоматизированных испытаний космического аппарата и его частей имеют схожую трехуровневую архитектуру.

Нижний уровень включает в себя терминал телеметрии, сервера обработки команд управления и контрольно-проверочную аппаратуру, выполняющая все механические воздействия на ОК.

На промежуточном, вспомогательном уровне находятся база данных, используемых при подготовке и/или проведении испытаний, и сервер, обеспечивающий взаимодействие программной части системы с аппаратной.

Верхний уровень занимает набор программного обеспечения для подготовки данных испытаний, проведения испытаний и постобработки данных испытаний.

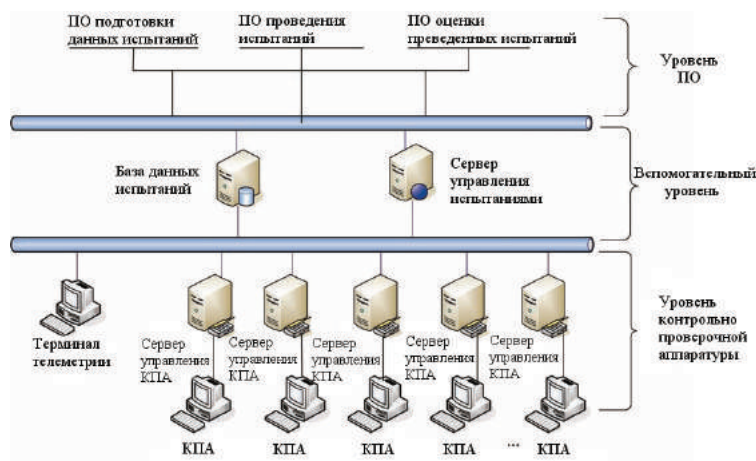
Формат входных данных, принцип взаимодействия между программами верхнего уровня и используемый в системе проблемно-ориентированный язык сильно различаются в сравниваемых системах. Были сравнены следующие системы (см. рисунок). Различия в

структуре и взаимодействии модулей во многом зависят от того, какой прикладной язык используется для описания алгоритма проведения испытаний, так как при разработке языка испытаний на начальном этапе производится формализация процесса проведения испытаний. Основу различия систем закладывает именно выбор базового элемента формализации, который представляет собой элементарное, логически законченное действие процесса функционирования [4]. Во всех сравненных системах на этапе проектирования языка проведения испытаний были выбраны разные базовые элементы (табл. 1, 2).

По результатам сравнения образцов алгоритма испытаний на языках Диполь-6, CATOL-PR и PLUTO можно сделать вывод, что от выбора базового элемента зависит размер блоков, из которых составляется алгоритм испытания, возможный уровень автоматизации подготовки данных испытаний, что, как следствие влияет на выбор аппаратной части системы.

Следовательно, при проектировании подобных систем необходимо помнить, что используемый прикладной язык испытаний во многом определяет: каким образом будет происходить процесс испытаний, как будет организована структура системы, какие вспомогательные программные/аппаратные модули потребуются для реализации поставленных задач.

Различия в формате хранения алгоритма испытаний не имеют существенного влияния на всю систему в целом. Однако этот аспект влияет на взаимодействие системы проведения автоматизированных испытаний с программным окружением [5].



Архитектура системы автоматизированных испытаний

Таблица 1

Сравниваемые системы автоматизированных испытаний КА

Страна	Название системы	Прикладной язык	Формат хранения
Россия	РАСКАТ	Диполь-6 [1]	Бинарный
Китай	CATOL	CATOL-PR [2]	XML-подобный
Бразилия	STEPS	PLUTO [3]	XML-подобный

Таблица 2

Базовый элемент формализации при разработке прикладных языков испытаний

Прикладной язык	Базовый элемент
Диполь-6	Действие испытания
CATOL-PR	Управляющее воздействие
PLUTO	Множество проверяемых параметров

Так, бинарный формат хранения алгоритмов испытаний обеспечивает защиту от изменения файла с использованием стороннего ПО, что также означает невозможность использования систем автоматизированного проектирования (САПР) без использования трансляторов. XML-подобные форматы, напротив, предоставляют свободу в использовании файлов сторонним ПО, но предполагают наличие дополнительных средств контроля за изменением данных во избежание случайного или умышленного их изменения.

Можно предположить, что близкое взаимодействие САПР и систем автоматизированных испытаний приведет к использованию для них общего формата файлов.

Библиографические ссылки

1. АСУИТО «РАСКАТ». Архитектурный проект. Ч. 2. Язык Диполь-6, 154.12700 – 01 93 02 / ФГУП НПО ПМ. Железногорск, 2006. С. 125.
2. Dan Y. U., Shilong M. A. Design and Implementation of Spacecraft Automatic Test Language // Chinese Journal of Aeronautics. 2011. P. 287–298.
3. Pereira T. D., Ferreira M. G. V., Kucinskis F. N. Using the PLUTO language on functional tests of a Brazilian Satellite’s On-Board Data Handling Computer, Brazilian National Institute for Space Research Jornal. 2012.

4. Солдатов А. В. Метод создания автоматизированных информационных систем на предметно-ориентированной платформе // Автоматизация и управление в машиностроении / МГТУ «СТАНКИН». М., 2004. № 22.

5. Липаев В. Проектирование программных средств. М. : Высш. шк., 1990. 303 с.

References

1. ASUITO «RASKAT». *Arkhitekturnyy proekt. Chast' 2. Yazyk DIPOL*" 6, 154.12700 – 01 93 02 / FGUP NPO PM. Zheleznogorsk, 2006. P.125.
2. Dan Y. U., Shilong M. A. Design and Implementation of Spacecraft Automatic Test Language // Chinese Journal of Aeronautics. 2011. P. 287–298.
3. Pereira T. D., Ferreira M. G. V., Kucinskis F. N., Using the PLUTO language on functional tests of a Brazilian Satellite’s On-Board Data Handling Computer, Brazilian National Institute for Space Research Jornal, 2012.
4. Soldatov A. V. *Metod sozdaniya avtomatizirovannykh informatsionnykh sistem na predmetno-orientirovannoy platforme* // Avtomatizatsiya i upravlenie v mashinostroyeni / MG TU “STANKIN”. 2004. № 22.
5. Lipaev V. *Proektirovanie programmykh sredstv*. M. : Vyssh. shk., 1990. 303 p.

## СИНТЕЗ СПУТНИКОВОЙ MESH-СЕТИ

С. С. Колесников<sup>1</sup>, К. Э. Гаипов<sup>2</sup><sup>1</sup>Сибирский федеральный университет

Российская Федерация, 660074, г. Красноярск, ул. Киренского, 28

<sup>2</sup>Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева

Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

E-mail: sergeykool37@gmail.com

*Предлагается подход к синтезу спутниковой mesh-сети, позволяющий при заданном частотном диапазоне определить необходимое число частотных каналов между спутниками, а также полосу частот каждого канала, обеспечивая при этом минимальное время задержки передачи данных.*

*Ключевые слова: спутниковая mesh-сеть, управление частотным ресурсом, синтез оптимальной топологии, управление трафиком.*

## SYNTHESIS OF SATELLITE MESH-NETWORK

S. S. Kolesnikov<sup>1</sup>, K. E. Gaipov<sup>2</sup><sup>1</sup>Siberian Federal University

28, Kirensky Street, Krasnoyarsk, 660074, Russian Federation

<sup>2</sup>Reshetnev Siberian State Aerospace University

31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation

E-mail: sergeykool37@gmail.com

*This article describes a method for the synthesis of satellite mesh-networks, allowing for a given frequency range to determine the required number of channels between the satellites and the frequency bandwidth of each channel, providing minimum data transmission time delay.*

*Keywords: satellite mesh network, control of frequency resource, optimal topologies, optimal topologies synthesis, traffic engineering.*

**Введение.** Современная организация спутниковой сети связи не предполагает передачи данных напрямую между спутниками, то есть если два абонента находятся в зоне действия разных спутников, то связь с ними возможна по каналу спутник абонента А – наземная станция – спутник абонента Б, даже в случае если спутники двух абонентов находятся в зоне прямой видимости. В связи с чем в данной статье предлагается метод, позволяющий определить оптимальную структуру каналов связи между спутниками, используя критерий минимального времени задержки. Такую организацию спутниковой сети можно отнести к классу mesh-сетей, для которых необходимо решить задачи управления радиочастотным спектром и управления каналным ресурсом, одновременно учитывая динамику изменения положений движущихся mesh-станций. Подобного рода задачи в основном решаются для наземных систем мобильной связи, привязываясь к одной из технологий радиодоступа, которой в основном является технология Wi-Fi [1–5]. В связи с особенностью работы данной технологии предлагаемые методы нельзя применить к спутниковым mesh-сетям, в связи с чем в данной статье предлагается подход к синтезу на основе спутниковой mesh-сети.

**Постановка задачи.** Пусть дано  $m$  узлов mesh-сети, которым выделяется диапазон частот  $\Delta F$ , источ-

ники и приемники трафика подсоединены к  $L$  узлам, где  $L \leq m$ . Каждый источник генерирует трафик для  $k$  приемников при том, что  $k \leq m$ . Задача заключается в определении необходимого числа радиоканалов между базовыми станциями, ширины частотного канала и в оптимальном распределении трафика по критерию минимального числа пакетов, находящихся на обслуживании.

Каждый спутник может содержать  $m-1$  приемопередающих модулей, которые имеют круговую диаграмму направленности. Таким образом, узел образует двусторонние каналы связи с устройствами, которые попадают в зону покрытия узла.

Заменяя каждый канал связи системой массового обслуживания, получаем топологию mesh-сети. После построения топологии необходимо определить маршруты от приёмника до получателя. Также определены в численном виде суммы потоков от узла получателя до узла приемника. Предложенная модель позволяет передавать один поток информации по нескольким маршрутам.

В качестве математической модели каналов связи mesh-сети используются системы массового обслуживания М/М/1.

Среднее число пакетов, находящихся на обслуживании, во всех системах будет определяться следующим образом:

$$F = \sum_{i=0}^n \frac{\lambda_i}{1 - \frac{\mu_i}{\lambda_i}}, \quad \lambda \geq 0, \quad \mu \geq 0, \quad (1)$$

где  $\lambda_i$  – интенсивность поступления пакетов на  $i$ -м канале связи, определяется по формуле (2),  $\mu_i$  – интенсивность обслуживания трафика на  $i$ -м канале связи;

$$\lambda_i = \sum_{a=1}^{b^i} \lambda_a, \quad (2)$$

где  $b^i$  – потоки, проходящие через  $i$ -й канал.

Под интенсивностью обслуживания понимается скорость передачи данных через каждый беспроводной канал связи: общее количество каналов связи в сети. Пусть скорость передачи определяется по формуле

$$\mu_i = \Delta f_i \log_2 N, \quad (3)$$

где  $\Delta f_i$  – ширина  $i$ -го канала связи ( $\Delta f \geq$ );  $N$  – индекс многопозиционного сигнала.

Зададим ограничения к целевой функции. Для того чтобы избежать интерференции в mesh-сети, необходимо выполнить следующее условие для  $k$  узла:

$$\sum \Delta f_{k,j} + \sum \Delta f_{j,m} \leq \Delta F, \quad (4)$$

где  $\Delta f_{k,j}$  – канал связи от  $k$ -го узла к  $j$ -му узлу,

$\sum \Delta f_{j,m}$  – канал связи от  $j$ -го узла к  $m$ -му узлу (включая узел  $k$ ).

Также необходимо, чтобы сумма всех потоков в канале не превышала скорости канала связи:

$$\sum \lambda_k \leq \Delta f_k \log_2 N, \quad (5)$$

где  $\lambda_k$  – поток, проходящий через  $k$ -й канал связи;

$\Delta f_k \log_2 N$  – скорость  $k$ -го канала связи.

Так как наикратчайших путей может быть несколько от  $K_{\text{передатчик}}$  до  $K_{\text{приемник}}$ , должно выполняться следующее условие:

$$\lambda_i = \sum_n \lambda_i^n, \quad (6)$$

где  $\lambda_i$  – суммарный поток между каждой парой приемник–передатчик.

**Заключение.** В данной статье предлагается подход к синтезу mesh-сетей, позволяющий при заданном частотном диапазоне определить необходимое число связей между спутниками, а также их ширину пропускания, обеспечивая при этом минимальное время задержки передачи данных. Таким образом, задача синтеза оптимальной топологии сведена к решению задачи нелинейного программирования, для решения которой подойдет большинство известных методов. Отметим, что задача решена для фиксированной топологии и фиксированной интенсивности поступления трафика в сеть, поэтому при изменении любого из этих параметров необходимо повторить предложенный алгоритм заново.

## Библиографические ссылки

1. Гаркуша С. В. Разработка модели согласованного решения задач распределения неперекрывающихся частотных каналов и потоковой маршрутизации в многоканальных многоинтерфейсных mesh-сетях стандарта IEEE 802.11 // Проблемы телекоммуникаций : электронное научное специализированное издание. 2014. С. 3–29.

2. Лемешко А. В. Модель структурной самоорганизации многоканальной mesh-сети стандарта IEEE 802.11 // Проблемы телекоммуникаций : электронное научное специализированное издание. 2010. № 1. С. 83–105.

3. Лемешко А. В. Разработка и анализ двухиндексной модели распределения каналов в многоканальной mesh-сети стандарта IEEE 802.11 // Проблемы телекоммуникаций : электронное научное специализированное издание. 2011. С. 38–60.

4. Гаркуша С. В. Модель сбалансированного распределения подканалов в mesh-сети, использующей технологию WiMAX // Инфокоммуникационные системы. 2013. С. 135–140.

5. Хоров Е. М. Выбор периода резервирования канала в самоорганизующихся беспроводных сетях // Информационные процессы. Т. 15. Передача информации в компьютерных сетях. 2015. № 1. С. 78–88.

## References

1. Garkusha S. Razrabotka modeli soglasovannogo resheniya zadach raspredeleniya neperekryvayuschihya chastotnih kanalov i potokovoi marshrutizacii v mnogokanalnih mnogointerfeisnih mesh-setyah standarta IEEE 802.11 [Development model agreed solution of non-overlapping frequency channels, tasks and stream routing in multichannel multihomed mesh-network standard IEEE 802.11] // Electronic scientific specialized edition – the magazine "Problems of Telecommunications". 2014. P. 3–29.

2. Lemeshko A. V. Model strukturoi samoorganizacii mnogokanalnoi mesh-seti standarta IEEE 802.11 [Structural model of self-organizing multi-channel mesh-network of IEEE] 802.11 // Electronic scientific specialized edition – the magazine "Problems of Telecommunications". 2010. № 1. P. 83–105.

3. Lemeshko A. V. Razrabotka i analiz dvuhindeksnoi modeli raspredeleniya kanalov v mnogokanalnoi mesh-seti standarta IEEE 802.11 [Development and analysis of two-index channel distribution model in a multi-mesh-network of IEEE 802.11] // Electronic scientific specialized edition – the magazine "Problems of Telecommunications". 2011. P. 38–60.

4. Garkusha S. V. Model sbalansirovannogo raspredeleniya podkanalov v mesh-seti, ispolzuyuschei tehnologiyu WiMAX [Model a balanced distribution of sub-channels in the mesh-network using WiMAX technology] // Info-communication system. 2013. P. 135–140.

5. Chorov E. M. Vior perioda rezervirovaniya kanala v samoorganizuyuschihya besprovodnih setyah [Select a channel reservation period in the self-organizing wireless networks] // Information Processes. Vol. 15 Transmission of information on computer networks. 2015. № 1. P. 78–88.

## ПРЕДЕЛЬНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЮСТИРОВКИ КОСМИЧЕСКИХ КРУПНОГАБАРИТНЫХ АНТЕНН

Н. А. Колядин<sup>1</sup>, К. Е. Мухомор<sup>1\*</sup>, А. В. Кузовников<sup>2</sup>, А. Л. Дерябин<sup>2</sup>, П. В. Семкин<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Научно-исследовательский институт радиотехнических систем  
Томского государственного университета систем управления и радиоэлектроники  
Российская Федерация, 634050, г. Томск, просп. Ленина, 40  
<sup>2</sup>АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва»  
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52  
E-mail: \*mukhomorke@main.tusur.ru

*Рассмотрен вопрос проведения юстировки крупногабаритных антенных систем, расположенных на космических аппаратах различного назначения. Обоснована необходимость проведения юстировки и проверки параметров антенн по имеющимся источникам (реперам). Оценен бюджет погрешностей определения направления на репер.*

*Ключевые слова: юстировка антенн, погрешности наведения, крупногабаритная трансформируемая антенна, поверхность рефлектора.*

## LIMITED CHARACTERISTICS GUIDANCE OF SPACE LARGE ANTENNAS

N. A. Kolyadin<sup>1</sup>, K. E. Mukhomor<sup>1\*</sup>, A. V. Kuzovnikov<sup>2</sup>, A. L. Deryabin<sup>2</sup>, P. V. Semkin<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Scientific Research Institute of Tomsk State University of Control Systems and Radioelectronics  
40, Lenina Av., Tomsk, 634050, Russian Federation  
<sup>2</sup>JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems  
52, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation  
E-mail: \*mukhomorke@main.tusur.ru

*The article considers the alignment of large antenna systems located on the spacecraft of different purposes. The research substantiates the necessity of adjusting and testing antennas parameters from the available sources (reference points). It presents budget errors in determining the direction to the reference source.*

*Keywords: alignment of the antennas, pointing errors, large flexible antenna, reflector shape.*

Создание крупногабаритных антенн (КГА) является явной тенденцией в освоении космоса [1]. Антенны предлагается использовать для средств подвижной связи корреспондентов, находящихся на Земле и вблизи неё, из-за их высокого коэффициента усиления.

Технические и технологические проблемы разработки и изготовления таких антенн частично освещены в работах [2; 3].

Возможности практического использования крупногабаритных антенн определяются точностью воспроизводства характеристик антенн при размещении космического аппарата (КА) на позиции [3].

Проблемы ориентации и наведения антенн на корреспондента обсуждаются в работах [4; 5]. Предполагается, что система наведения КГА должна включать в себя систему измерения поверхности рефлектора оптического типа. Естественным предложением является алгоритм оценки радиотехнических характеристик (РТХ) антенны по измеренной поверхности рефлектора путем пересчета измеренной поверхности в форму диаграммы направленности (ДН) [6].

Окончательная проверка РТХ проводится при юстировке антенн, что возможно только на орбите [5].

В ходе юстировки устраняются систематические погрешности. При юстировке антенна направляется на источник радиоизлучения (репер), после сканирования антенны по двум координатам вблизи направления на репер определяется положение максимума ДН в системе координат космического аппарата, для формирования юстировочных поправок. Голографическая схема получения РТХ антенн [7] на основе оценки амплитудно-фазового распределения в раскрыве рефлектора позволяет рассчитать форму диаграммы направленности и оценить форму рефлектора.

Сканирование антенны значительно усложняет и удорожает процедуру юстировки. Поэтому выбирают иной признак направления ДН, по которому возможно определить появление искажений в форме поверхности рефлектора. Облучатели обычно расположены в виде кластеров, что позволяет на их базе организовать пеленгатор амплитудного типа, используя угловое положение равносигнального направления (РСН) в качестве индикатора отклонения ДН.

Указанный признак является более точным и чувствительным из-за большей крутизны поверхности диаграммы направленности в области пересечения лучей кластера.

Точность определения линии РСН является предельной характеристикой юстировки КГА. В таблице приведены факторы, влияющие на точность определения РСН.

**Библиографические ссылки**

1. Лопатин А. В., Рутковская М. А. Обзор конструкций современных трансформируемых космических антенн. Ч. 2 // Вестник СибГАУ. 2007. № 3 (16).
2. Пат. №2 250 519 С1 Российская Федерация. Развертываемый крупногабаритный рефлектор космического аппарата / Тестоедов Н. А., Халиманович В. И., Шипилов Г. В., Акчуринов В. П. Заявитель и правообладатель АО «ИСС» имени академика Решетнёва», № 2007122219/11 ; заявл. 13.06.2007 ; опубл. 27.03.2009, Бюл. № 9. 19 с.
3. Евдокимов А. С., Буянов Ю. И., Пономарев С. В., Шипилов Г. В., Халиманович В. И. Совместный расчет механических и электродинамических характеристик зонтичных рефлекторов // Вестник СибГАУ. 2010. № (2).
4. Якимов Е. Н., Раевский В. А., Лукьяненко М. В. Синтез системы управления ориентацией космического аппарата на высокоэллиптической орбите // Вестник СибГАУ. 2013. № 3(49). С. 153–159.
5. Алексеенко А. А., Бикеев Е. В., Дорофеев М. О., Лукьяненко М. В., Матыленко М. Г. Система наведения крупногабаритной трансформируемой антенны // Вестник СибГАУ. 2014. № 1(53). С. 104–109.
6. Пат. № 2541206 С2, Российская Федерация, Способ определения радиотехнических характеристик крупногабаритных антенн для космических аппаратов без их непосредственных измерений / Кузовников А. В., Лавров В. И., Сомов В. Г., Крюков И. Г. Заявитель и правообладатель АО «ИСС» имени академика Решетнёва» №2013110143/08 ; заявл. 06.03.2013 ; опубл. 10.02.2016, Бюл. № 4, 14 с.

7. Калинин А. В. Радиоголография больших антенн // Вестник Нижегород. ун-та им. Лобачевского. 2011. № 5(3). С. 175–182.

**References**

1. Lopatin A. V., Rutkovskaya M. A. [ Overview of modern designs transformable space antennas (Part 2)] // *Vestnik SibGAU*. 2007. № 3.
2. Testoedov N. A., Khalimanovich V. I., Shipilov G. V., Akchurin V. P. *Razvertyvaemyy krupnogabaritnyy reflektor kosmicheskogo apparata*. [Deployable Reflector-size spacecraft] Patent RF № RU 02350519, 2009.
3. Evdokimov A. S., Buyanov Yu. I., Ponomarev S. V., Shipilov G. V., Khalimanovich V. I. [Joint calculation of mechanical and electromagnetic characteristics umbrella-type reflector] // *Vestnik SibGAU*. 2010. № 2.
4. Yakimov E. N., Raevskiy V. A., Luk'yanenko M. V. *Sintez sistemy upravleniya orientatsiey kosmicheskogo apparata na vysokoellipticheskoy orbite* // *Vestnik SibGAU*. 2013. № 3(49). P. 153–159.
5. Alekseenko A. A., Bikeev E. V., Dorofeev M. O., Luk'yanenko M. V., Matylenko M. G.. *Sistema navedeniya krupnogabaritnoy transformiruemoj antennoy* // *Vestnik SibGAU*. 2014. № 1(53). P.104–109.
6. Kuzovnikov A. V., Kryukov I. G., Lavrov V. I., Somov V. G. *Sposob opredeleniya radiotekhnicheskikh kharakteristik krupnogabaritnykh antenn dlya kosmicheskikh apparatov bez ikh neposredstvennykh izmereniy* [The method for determining the characteristics of large radio antennas for spacecraft without direct measurements], Patent RF № RU 0002541206 C2, 2016.
8. Kalinin A. V. [Large antennas radio holography] // *Vestnik Nizhegorodskogo universiteta im. Lobachevskogo*. 2011. № 5(3). P. 175–182.

© Колядин Н. А., Мухомор К. Е., Кузовников А. В., Дерябин А. Л., Семкин П. В., 2016

**Бюджет ошибок определения углового положения РСН**

№ п/п	Источник ошибок	Величина ошибки, СКО, угл. мин					
		Без репера		С репером			
		6 ГГц	12 ГГц	6 ГГц	12 ГГц		
1	Влияние отраженных от местности сигналов	0,086					
2	Тропосфера	0,34					
3	Составляющие неидентичности диаграмм антенн	Неидентичность ДН по амплитуде	0,078	0,021	0,004	0,001	
		Неидентичность приемных каналов	0,191	0,052	0,004	0,001	
4	Сумма медленно меняющихся компонент (неусредняемые)	0,852	0,375	0,939	0,498		
5	Шумы	Отношение С/Ш, дБ	20	0,588	0,269	0,588	0,269
			30	0,183	0,084	0,183	0,084
			40	0,059	0,027	0,059	0,027
6	Результирующая ошибка	Отношение С/Ш, дБ	20	1,067	0,474	0,965	0,515
			30	0,915	0,407	0,882	0,607
			40	0,846	0,371	0,948	0,798

УДК 621.396.663

**ХАРАКТЕРИСТИКИ ТОЧНОСТИ ФАЗОВОЙ ПЕЛЕНГАЦИИ В СПУТНИКОВЫХ СИСТЕМАХ**Н. А. Колядин<sup>1</sup>, К. Е. Мухомор<sup>1\*</sup>, А. В. Кузовников<sup>2</sup>, А. Л. Дерябин<sup>2</sup>, П. В. Семкин<sup>2</sup><sup>1</sup>Научно-исследовательский институт радиотехнических систем

Томского государственного университета систем управления и радиоэлектроники

Российская Федерация, 634050, г. Томск, пр. Ленина, 40

<sup>2</sup>АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва»

Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52

E-mail: \*mukhomorke@main.tusur.ru

*Освещен вопрос выявления незаконных пользователей спутниковых систем связи с использованием методов фазовой пеленгации на космических аппаратах с крупногабаритными антенными системами. Представлены ошибки фазового пеленгатора.*

*Ключевые слова: спутниковые системы связи, фазовый пеленгатор, крупногабаритные антенные системы.*

**ACCURACY CHARACTERISTICS OF PHASE DIRECTION-FINDING IN SATELLITE SYSTEMS**N. A. Kolyadin<sup>1</sup>, K. E. Mukhomor<sup>1\*</sup>, A. V. Kuzovnikov<sup>2</sup>, A. L. Deryabin<sup>2</sup>, P. V. Semkin<sup>2</sup><sup>1</sup>Scientific Research Institute of Tomsk State University of Control Systems and Radioelectronics

40, Lenina Av., Tomsk, 634050, Russian Federation

<sup>2</sup>JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems

52, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation

E-mail: \*mukhomorke@main.tusur.ru

*The article highlights the issue of identification of illegal users of satellite communication systems applying a phase direction finding techniques on spacecraft with large antenna systems. It provides an assessment of the phase error direction finder.*

*Keywords: satellite communication system, the phase finder, large antenna systems.*

Появление случаев незаконного использования трафика в космических системах связи показало необходимость применения радиопеленгации для определения местоположения незаконных пользователей [1; 2]. В указанных работах рассматривается фазовый метод пеленгования с борта космического аппарата (КА) на геостационарной орбите (ГСО) с помощью антенной решетки. Применение в этой решетке крупногабаритных антенн (КГА) связано с необходимостью достижения энергетического потенциала линии «КА – наземная станция» для надежной связи [1; 2].

Как правило, в КА ретрансляторах на ГСО используются две антенны, как в КА системы космической связи «Экспресс», что позволяет оценить только один угол прихода сигналов источника излучения, причем в плоскости расположения антенн. Видимо, поэтому в работах [1; 2] рассматриваются пеленгаторы, антенная система которых содержит дополнительную вторую пару антенных элементов, база которых расположена перпендикулярно базе первой пары. Всего в антенной решетке используется четыре антенных элемента. Однако согласно теории фазовых пеленгаторов с объемной или плоской решеткой для однозначного определения двух углов наиболее точным способом пеленгования, основанном на методе максимального правдоподобия, требуется не менее 5 антенных элементов [3]. Таким образом, проблема не-

однозначности измерений углов прихода четырехэлементной решеткой не исключается, но может быть решена с помощью какого-либо «ухищрения». Именно поэтому в работе [2] при пеленговании осуществляется вращение антенной решетки поперек её оптической оси, направленной в сторону источника излучения, что позволяет исключить ложные отсчеты углов прихода.

Необходимость вращения антенной решетки ухудшает эксплуатационные показатели ретрансляторов. Поэтому для КА на ГСО, имеющих ненулевой параметр – наклонение орбиты  $i$ , иногда определяют координаты незаконных пользователей с использованием эффектов при движении КА [4].

Точность пеленгования (после устранения грубых ошибок неоднозначности) зависит от проведения юстировки антенной системы пеленгатора, которая позволяет уменьшить или исключить постоянные смещения оценок. Оставшаяся флуктуационная часть ошибок пеленгования характеризует предельную точность фазового пеленгатора. Основные источники вклада во флуктуации разности фаз представлены ниже.

**Внешние ошибки измерения разности фаз, не зависящие от системы, возникают за счет:**

– отражения радиоволн от земной поверхности вблизи источника излучения;



– прохождения радиосигналов через тропосферу и ионосферу Земли.

В частности, экспериментально показано [5], что при отсутствии в радиусе 500 метров от источника излучения местных предметов пространственные стабильные искажения фазового фронта практически не зависят от положения передающей антенны и составляют несколько градусов. Присутствие в радиусе 500 метров от источника излучения местных предметов приводит к искажениям фазового фронта (среднеквадратическое отклонение (СКО)) до 1,5–7,5 градусов в главном лепестке, достигая 100 градусов в боковых и задних лепестках.

Экспериментально для длин волн 3 и 10 см установлено, что на трассах из-за флуктуационных тропосферных процессов возникают погрешности измерения (СКО) разности фаз до 7–14 градусов, содержащие следующие составляющие [5]:

– флуктуации фазового фронта на 2–5-минутных интервалах при разнесении точек приема на 25–100 длин волн, называемые «быстрыми», в зоне прямой видимости не превосходят 7 градусов (СКО);

– флуктуации средних значений этих разностей фаз на указанных пространственно-временных интервалах (называемые «медленными») в зоне прямой видимости вызывают погрешности измерения разности фаз в пределах 7–14 градусов (СКО).

**Инструментальные погрешности**, возникающие за счет неидентичности приемных каналов, внутренних шумов приемников и регистрирующей аппаратуры, деформации антенн, нелинейности и наличия люфтов в приводах антенн под воздействием факторов внешней среды, определяются принципами работы системы и её конструкцией.

Обычно принимаются меры по уменьшению инструментальной погрешности. В частности, для уменьшения неидентичности приемных каналов по фазовой задержке используют метод выравнивания электрической длины приемных каналов по контрольному сигналу, объединение приемных каналов по высокой или промежуточной частоте с использованием фазовых сдвигов, временной задержки или кодирования сигналов, что снижает фазовые погрешности приемной системы до 2 градусов.

Неточности изготовления антенн и механизмов, формирующих антенную систему, значительный перепад температур приводят к систематическим и случайным погрешностям. Систематические ошибки могут быть учтены при юстировке. Среднеквадратическая погрешность в фазовом пеленгаторе на основе КГА при конструктивных флуктуациях фазометрической базы на частотах 12–22 ГГц составит 3–4 градуса [3].

Известно, что для двухканальной системы при отсутствии фазовой расстройки и отношении «сигнал–шум»  $q$  на входе фазометра более 3, распределение разности фаз можно считать нормальным с нулевым средним значением и СКО, равным  $\sigma_\varphi = \sqrt{1/q}$ . При  $q = 100$  значения  $\sigma_\varphi$  лежат в диапазоне 5,7 градуса.

Неидеальность диаграммы направленности антенн вносит ошибку в размере 3,7 градуса. Погрешность за

счет неидентичности приемных каналов находится в диапазоне от 1 до 2 градусов. Результирующая среднеквадратическая погрешность измерения разности фаз соответствует диапазону значений от 10,3 до 18,7 градуса.

Таким образом, ожидаемая предельная погрешность (СКО) пеленгования фазовым методом составит  $1/34 \dots 1/19$  часть ширины луча диаграммы направленности, или в абсолютных единицах 0,31–0,56 угловых минут для диаметра антенн 8 м. На местности ошибка составит около 3,4–6,2 км в подспутниковой точке.

#### Библиографические ссылки

1. Сухотин В. В. Пеленгация в спутниковых системах // *Электронный журнал СФУ*. 2014. № 7(6). С. 655–659. (Сер. Техника и технологии).
2. Савин А. А., Тисленко В. И. Нелинейная фильтрация координат источника радиоизлучения на борту космического аппарата при наличии фазовой неоднозначности сигналов // XII Всерос. совещание по проблемам управления : сб. (ВСПУ–2014). (16–19 июня 2014, г. Москва) [Электронный ресурс] / ИПУ РАН. М., 2014. С. 3690–3698.
3. Денисов В. П., Дубинин Д. В. Фазовые пеленгаторы : монография. Томск : Томский гос. ун-т систем управления и радиоэлектроники, 2002. 251 с.
4. Сухотин В. В. Определение координат источников сигналов в системах спутниковой связи : дис. ... канд. техн. наук / Сиб. федер. ун-т. Красноярск, 2003.
5. Шарыгин Г. С., Полищук Ю. М. и др. Экспериментальное исследование структуры электромагнитного поля при распространении радиоволн сантиметрового диапазона над земной поверхностью. Томск : Изд-во ТГУ, 1970. 128 с.

#### References

1. Sukhotin V. V. [Direction finding in satellite systems] // *Elektronnyy zhurnal SFU, seriya Tekhnika i tekhnologii*. 2014. № 7(6). P. 655–659. (In Russ.)
2. Savin A. A., Tislenko V. I. [Nonlinear filtering radio source coordinates of the spacecraft in the presence of phase ambiguity signals] // *Sbornik XII Vserossiyskoe soveshchanie po problemam upravleniya (VSPU-2014)*. Moskva, 2014. P. 3690–3698. (In Russ.)
3. Denisov V. P., Dubinin D.V. *Fazovye pelengatory* [Phase direction finders]. Tomsk: TUSUR, 2002. 251 p.
4. Sukhotin V. V. *Opredelenie koordinat istochnikov signalov v sistemakh sputnikovoy svyazi* [Definition signal sources origin in satellite communication systems], Ph.D. thesis in Engineering Science, Sibirskiy federal'nyy universitet. Krasnoyarsk, 2003.
5. Sharygin G. S., Polishchuk Yu. M. *Ekspperimental'noe issledovanie struktury elektromagnitnogo polya pri rasprostranenii radiovoln santimetrovogo diapazona nad zemnoy poverkhnost'yu* [Experimental reserch of the structure of the electromagnetic field in the propagation of radio waves in the centimeter range above the earth's surface]. Tomsk: TGU, 1970. 128 p.

© Колядин Н. А., Мухомор К. Е., Кузовников А. В., Дерябин А. Л., Семкин П. В., 2016

УДК 621.376.4

## НЕИСКЛЮЧЕННАЯ ПОГРЕШНОСТЬ ОЦЕНКИ ЗАДЕРЖКИ ПРИ КАЛИБРОВКЕ ИМИТАТОРОВ НАВИГАЦИОННЫХ СИГНАЛОВ ПОСЛЕ УМЕНЬШЕНИЯ ВЛИЯНИЯ РАССОГЛАСОВАНИЯ

Н. М. Крат

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва»  
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52  
E-mail: \*nik54312007@yandex.ru

*Получено выражение для расчета неисключенной погрешности оценки задержки навигационного сигнала (НС) при калибровке имитаторов НС после уменьшении влияния рассогласования. Проведен его анализ и оценена возможность уменьшения ошибки от рассогласования с помощью векторного анализатора цепей.*

*Ключевые слова: имитатор навигационных сигналов, калибровка, оценка задержки сигнала, корреляционная обработка, систематическая ошибка, рассогласование, отраженный сигнал.*

## NON-EXCLUDED INACCURACY OF DELAY ESTIMATION AT NAVIGATION SIGNAL SIMULATORS' CALIBRATION AFTER MISMATCH INFLUENCE REDUCING

N. M. Krat

JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems  
52, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation  
E-mail: \*nik54312007@yandex.ru

*The article demonstrates an expression obtained for non-excluded inaccuracy of navigation signal delay estimation at navigation signal simulator calibration, after mismatch influence reducing. It analyses the ability of inaccuracy reducing with vector analyzer.*

*Keywords: navigation signal simulator, calibration, signal delay estimation, correlation processing, systematic inaccuracy, mismatch, reflected signal.*

При проведении испытаний аппаратуры радионавигации [1], применяемой для позиционирования космических аппаратов по сигналам глобальных навигационных спутниковых систем, оценке точностных характеристик беззапросных измерительных станций, входящих в контур эфемеридно-временного обеспечения системы ГЛОНАСС [2], используются имитаторы навигационных сигналов (НС). В некоторых случаях необходимо подтверждать значения систематической погрешности имитаторов на субнаносекундном уровне точности. При проведении измерений с применением имитаторов НС существует погрешность оценки задержки по коду НС, обусловленная отраженным сигналом, причиной которого является рассогласование в линии передачи высокочастотного НС. Значение этой погрешности, в зависимости от качества согласования и длины измерительного кабеля, может составлять сотни пикосекунд.

Выражение для расчета значения этой погрешности приведено в [3]. Данная погрешность является систематической и может быть рассчитана и минимизирована при калибровке имитаторов. Для этого значения параметров отражения предварительно должны быть оценены специальным прибором – векторным анализатором цепей (ВАЦ). Однако при расчете по этому выражению следует учитывать, что значения параметров отражения, входящих в него, будут известны с некоторой погрешностью. Следовательно,

необходимо оценить неисключенную погрешность оценки задержки по коду, вызванную неточным значением параметров отражения.

Выражение для расчета погрешности оценки задержки по коду имеет вид [3]

$$\Delta\tau = \Delta t \cdot |\Gamma| \cdot \cos(\varphi_{\text{ко}} - 2 \cdot \pi \cdot f_0 \cdot \Delta t), \quad (1)$$

где  $\Delta\tau$  – систематическая погрешность оценки задержки по коду;  $\Delta t$  – дополнительная задержка отраженного сигнала;  $|\Gamma|$  – модуль суммарного коэффициента отражения (КО) в линии передачи высокочастотного НС;  $\varphi_{\text{ко}}$  – фаза суммарного КО;  $f_0$  – несущая частота НС.

Чтобы рассчитать значение неисключенной систематической погрешности при расчете по (1), необходимо вычислить значения частных производных от  $\Delta\tau$  по параметрам отражения ( $\Delta t$ ,  $|\Gamma|$  и  $\varphi_{\text{ко}}$ ).

Само значение неисключенной погрешности рассчитывается как погрешность результата косвенных измерений [4]:

$$\sigma_{\text{ост}} = \frac{\partial \Delta\tau}{\partial \Delta t} \cdot \sigma_{\Delta t} + \frac{\partial \Delta\tau}{\partial |\Gamma|} \cdot \sigma_{|\Gamma|} + \frac{\partial \Delta\tau}{\partial \varphi_{\text{ко}}} \cdot \sigma_{\varphi_{\text{ко}}}, \quad (2)$$

где  $\sigma_{\text{ост}}$  – значение неисключенной систематической погрешности;  $\sigma_{\Delta t}$  – погрешность знания дополнительной задержки отраженного сигнала;  $\sigma_{|\Gamma|}$  – погрешность знания модуля суммарного КО;  $\sigma_{\varphi_{\text{ко}}}$  – погрешность знания фазы суммарного КО.

## Неисключенная погрешность при различных значениях параметров отражения

$ \Gamma $ , б/р	$\Delta t$ , нс	$\varphi_{\text{ко}}$ , °	$\sigma_{ \Gamma }$ , б/р	$\sigma_{\varphi_{\text{ко}}}$ , °	$\sigma_{\Delta t}$ , пс	$\Delta \tau$ , пс	$ \sigma_{\text{ост}} $ , пс
0,05	50	0	0,01	8	3,5	2 420	729
0,05	5		0,01	8		250	67,4
0,001	50		0,001	14		50	54,6
0,001	5		0,001	14		5	4,98

Частные производные рассчитываются согласно следующим выражениям:

$$\frac{\partial \Delta \tau}{\partial \Delta t} = |\Gamma| \cdot [\cos(\varphi_{\text{ко}} - 2\pi f_0 \Delta t) + 2\pi f_0 \Delta t \cdot \sin(\varphi_{\text{ко}} - 2\pi f_0 \Delta t)];$$

$$\frac{\partial \Delta \tau}{\partial |\Gamma|} = \Delta t \cdot \cos(\varphi_{\text{ко}} - 2\pi f_0 \Delta t);$$

$$\frac{\partial \Delta \tau}{\partial \varphi_{\text{ко}}} = -|\Gamma| \cdot \Delta t \cdot \sin(\varphi_{\text{ко}} - 2\pi f_0 \Delta t).$$

Результаты подстановки значений погрешностей определения параметров отражения ВАЦ «Обзор-304» [5] в (2) при разных значениях параметров отражения представлены в таблице (значение несущей частоты принято равным 1,6 ГГц).

Погрешность знания дополнительной задержки рассчитывалась через погрешность оценки фазы коэффициента передачи (1 градус), исходя из зависимости электрической длины кабеля и фазового набега в нем.

Анализируя данные таблицы, можно сделать следующие выводы:

– проведя дополнительные измерения с помощью ВАЦ, можно уменьшить систематическую погрешность в разы, при условии, что модуль КО велик (при этом значения модуля и фазы КО будут известны с малой погрешностью);

– в случае малых модулей КО такие измерения не позволят исключить погрешность, вызванную рассогласованием. Это связано с тем, что при уменьшении значения модуля КО точность определения его и фазы КО ВАЦ резко падает.

Таким образом, для проведения прецизионных (пикосекундных) калибровок имитаторов НС необходимо разработать специальные алгоритмы, с помощью которых можно будет более точно определять значения модуля и фазы коэффициента отражения.

## Библиографические ссылки

1. Двухсистемный навигационный приемник космического аппарата : пат. РФ 112401: МПК G01C21/24 / Zubavichus V. A., Balabanov A. Z., Komarov V. A. и др.
2. Глобальная спутниковая навигационная система ГЛОНАСС / под ред. В. Н. Харисова, А. И. Перова, В. А. Болдина. 4-е изд, перераб. и доп. М. : ИПРЖР, 2010. 800 с.
3. Крат Н. М., Савин А. А. Исследование влияния рассогласования в линии передачи высокочастотного навигационного сигнала при его имитации на оценку времени задержки // Современные проблемы радиоэлектроники : сб. науч. тр. Красноярск, 2016. С. 79–84.
4. Фридман А. Э. Основы метрологии. Современный курс. СПб. : НПО «Профессионал», 2008. 415 с.
5. Измерители комплексных коэффициентов передачи и отражения «Обзор-304», «Обзор-304/1». Технические характеристики. URL: [https://npktair.com/sites/default/files/vna304\\_sheet.pdf](https://npktair.com/sites/default/files/vna304_sheet.pdf) (дата обращения: 13.09.2016).

## References

1. Dvukhsistemnyy navigatsionnyy priemnik kosmicheskogo apparata : pat. RF 112401: MPK G01C21/24 / Zubavichus V. A., Balabanov A. Z., Komarov V. A. et al.
2. Global'naya sputnikovaya navigatsionnaya sistema GLONASS / pod red. V. N. Kharisova, A. I. Perova, V. A. Boldina. Izd 4-e, pererab. i dop. M. : IPRZhR, 2010. 800 h.
3. Krat N. M., Savin A. A. Issledovanie vliyaniya rassoglasovaniya v linii peredachi vysokochastotnogo navigatsionnogo signala pri ego imitatsii na otsenku vremeni zaderzhki // Sovremennyye problemy radioelektroniki: sb. nauch. Tr. g. Krasnoyarsk. 2016. P. 79–84.
4. Fridman A. E. Osnovy metrologii. Sovremennyy kurs. SPb. : NPO «Professional», 2008. 415 p.
5. Izmeriteli kompleksnykh koeffitsientov peredachi i otrazheniya «Obzor-304», «Obzor-304/1». Tekhnicheskie kharakteristiki. URL: [https://npktair.com/sites/default/files/vna304\\_sheet.pdf](https://npktair.com/sites/default/files/vna304_sheet.pdf) (data obrashcheniya: 13.09.2016).

© Крат Н. М., 2016

УДК 621.39:621.39.82

## АЛГОРИТМ АДАПТАЦИИ СИСТЕМЫ СПУТНИКОВОЙ СВЯЗИ С ИЗМЕНЯЕМЫМИ ФОРМИРУЮЩИМИ ПАРАМЕТРАМИ ВЕЙВЛЕТ-ФУНКЦИИ\*

А. В. Кузовников<sup>1</sup>, А. В. Черноусов<sup>1</sup>, В. Г. Сомов<sup>2</sup>

<sup>1</sup>АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва»

Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52

<sup>2</sup>Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева

Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

E-mail: avchernouosv@iss-reshetnev.ru

*Рассмотрено алгоритм адаптации системы спутниковой связи к изменяющейся помеховой обстановке. Алгоритм основан на свойстве вейвлет-функций менять свою длительность при изменении формирующих параметров. Приведены результаты моделирования работы алгоритма адаптации системы связи.*

*Ключевые слова: вейвлет-модулированный широкополосный сигнал, алгоритм адаптации, вейвлет-функция.*

## THE ALGORITHM OF ADAPTION OF SATELLITE COMMUNICATION SYSTEM BASED ON CHANGING OF WAVELET FUNCTION FORMING PARAMETERS\*

A. V. Kuzovnikov<sup>1</sup>, A. V. Chernousov<sup>1</sup>, V. G. Somov<sup>2</sup>

<sup>1</sup>JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems

52, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation

<sup>2</sup>Reshetnev Siberian State Aerospace University

31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation

E-mail: avchernouosv@iss-reshetnev.ru

*The article presents the review of algorithms of satellite communication system adaptation to changing interference conditions. The characteristic of wavelet function to change its length depending on forming parameters allows realizing mechanism of system adaptation. Also article shows the results of modeling of communication system adaptation algorithm.*

*Keywords: wavelet modulated wideband signal, algorithm of adaptation, wavelet function.*

В настоящее время современные системы спутниковой связи проектируются исходя из требования гарантированного 15-летнего срока активного существования [1]. Поэтому проектировщику необходимо учитывать нестабильный процесс изменения помеховой обстановки [2] и либо заранее закладывать значительный резерв по помехоустойчивости (что приводит к неэффективному использованию ресурсов космического аппарата (КА)), либо искать другие способы по противодействию изменяющемуся уровню помех.

Одним из способов решения возникающей задачи является разработка систем, способных изменять характеристики излучаемого сигнала, таким образом адаптироваться к текущей помеховой обстановке [3].

В работе рассмотрена система спутниковой связи, в которой широкополосный сигнал формируется посредством совместного использования псевдослучайных последовательностей (ПСП) и вейвлет-функций [4]. Алгоритм адаптации данной системы (представлен на рис. 1) основан на свойстве вейвлет-функций менять свою длительность при изменении формирующих параметров. Изменение длительности вейв-

лет-функции приводит к изменению ширины спектра формируемого сигнала, а следовательно, к изменению его помехоустойчивости [5].

На передающей стороне информационный сигнал расширяется при помощи ПСП, затем модулируется вейвлет-функцией. После модуляции полученный сигнал умножается на сигнал с несущей частотой и передается абонентам. Наличие решающего устройства позволяет принимать решение о том, какие значения параметров  $F_b$ ,  $F_c$  использовать при ухудшении помеховой обстановки. В соответствии с принятым решением вносятся изменения в генератор вейвлет-функции.

В приемнике сигнал, полученный из смеси высокочастотного сигнала с помехой или шумом в результате понижения частоты, поступает на вход блока корреляторов.

Один коррелятор перемножает входной сигнал и сигнал-прототип (опорный сигнал  $S_1(t)$ ), вычисляя коэффициент корреляции ( $R_1$ ). Второй коррелятор выполняет те же действия с сигналом, используя сигнал-прототип ( $-S_1(t)$ ).

\*Работа выполнена при финансовой поддержке фонда РФФИ (грант № 16-37-00045 мол\_а).

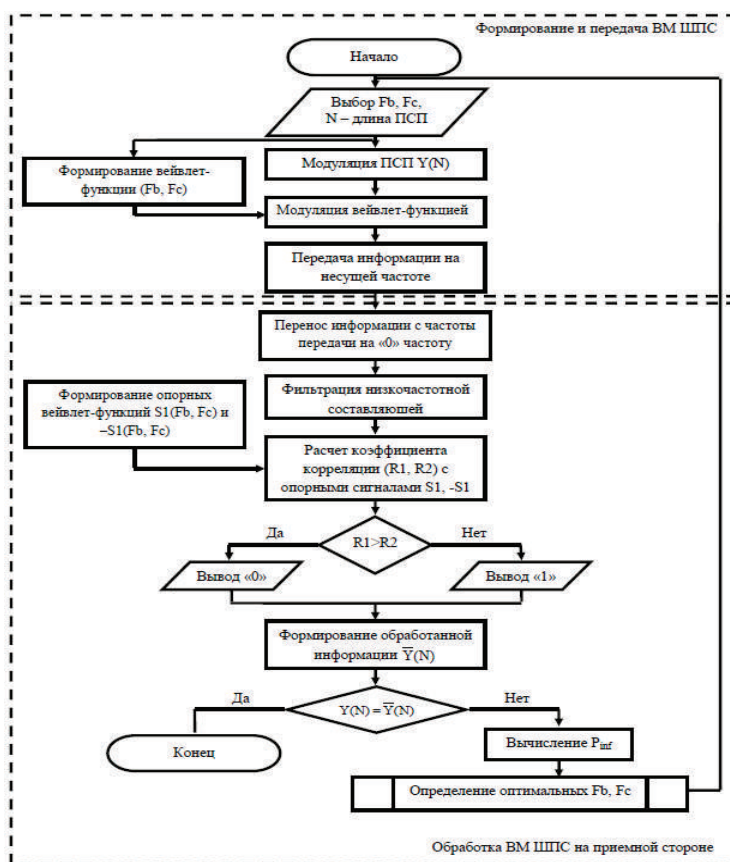


Рис. 1. Алгоритм адаптации системы связи с вейвлет-модулированным широкополосным сигналом (ВМ ШПС) к меняющейся помеховой обстановке



Рис. 2. Результат моделирования работы алгоритма адаптации системы связи

Затем решающее устройство (РУкорр) определяет наибольший коэффициент корреляции (наилучшее соответствие) и принимает решение о значении принятого бита. После того как значение принятого бита определено, сигнал, выделенный на фоне шумов или помех, поступает на вход решающего устройства, определяющего достоверность полученной информации (РУдост). В результате анализа вероятности ошибки в канале принимается решение о передаче принятой информации абоненту либо об отправке соответствующего сигнала по служебному каналу для изменения параметров модулирующей функции. Это приводит к повышению надежности при обработке информации.

Критерием для проверки достоверности принятого информационного сигнала и качества его обработки является вероятность правильного приема, которая рассчитывается по формуле

$$P_{inf} = M/N \cdot 100 \%, \tag{1}$$

где  $P_{inf}$  – вероятность битовой ошибки при приеме сигнала;  $M$  – количество верно принятых информационных бит;  $N$  – общее количество принятых информационных бит.

Результаты моделирования алгоритма работы системы обработки информации специального назначения с изменяемыми параметрами вейвлет-функции и обратной связью, при воздействии белого шума в канале отобразены на рис. 2.

**Библиографические ссылки**

1. Research report. 16th Satellite Communication & Broadcasting Markets Survey. Forecasts to 2018. Through & Beyond the Crisis // Euroconsult. 2009. P. 418.
2. Головкин В. В., Алексеев Р. А., Кузовников А. В. Обзорная статья, посвященная системам спутниковой связи и краткому анализу расчета энергетики несанкционированных радиосигналов на борту типового космического аппарата-ретранслятора // Международная IEEE-Сибирская конференция по управлению и связи SIBCON-2015. 2015. С. 45–50.
3. Дятлов А. П. Системы спутниковой связи с подвижными объектами : учеб. пособие. Таганрог : ТРТУ, 1997. 95 с.
4. Черноусов А. В., Кузовников А. В., Сомов В. Г. Исследование воздействия помех на широкополосный сигнал // Радиотехника. 2013. № 6. С. 85–88.
5. Черноусов А. В., Кузовников А. В., Сомов В. Г. Принципы организации адаптивной системы широкополосной связи с использованием вейвлет-модулирующих функций // Электросвязь. 2014. № 12. С. 12–15.

**References**

1. Research report. 16th Satellite Communication & Broadcasting Markets Survey. Forecasts to 2018. Through & Beyond the Crisis // Euroconsult. 2009. P. 418.
2. Golovkov V. V., Alekseev R. A., Kuzovnikov A. V. Obzornaja stat'ja, posvjashhennaja sistemam sputnikovoj svjazi i kratkomu analizu rascheta jenergetiki nesankcionirovannyh radiosignalov na bortu tipovogo kosmicheskogo apparata-retransljatora // Mezhdunarodnaja IEEE-Sibirskaja konferencija po upravleniju i svjazi SIBCON-2015. 2015. P. 45–50.
3. Djatlov A. P. Sistemy sputnikovoj svjazi s podvizhnymi ob#ektami: Uchebnoe posobie. Taganrog : TRTU, 1997. 95 p.
4. Chernousov A. V., Kuzovnikov A. V., Somov V. G. Issledovanie vozdejstvija pomeh na shirokopolosnyj signal // Radiotehnika. 2013. № 6. P. 85–88
5. Chernousov A. V., Kuzovnikov A. V., Somov V. G. Principy organizacii adaptivnoj sistemy shirokopolosnoj svjazi s ispol'zovaniem vejvlet-modulirujushhih funkcij // Jelektrosvjaz'. 2014. № 12. P. 12–15.

© Кузовников А. В., Черноусов А. В., Сомов В. Г., 2016

УДК 681.51

## МНОГОСВЯЗНАЯ СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С ОГРАНИЧЕНИЕМ НОРМАЛЬНОЙ ПЕРЕГРУЗКИ

Л. М. Неугодникова\*, В. И. Петунин

Уфимский государственный авиационный технический университет  
Российская Федерация, 450008, Республика Башкортостан, г. Уфа, ул. К. Маркса, 12  
E-mail: \*Grifon\_Love@mail.ru

*Рассматривается задача ограничения нормальной перегрузки при согласованном управлении движением летательного аппарата. Показано, что включение дополнительного контура обеспечивает необходимое ограничение и плавное переключение каналов.*

*Ключевые слова: многосвязные системы, ограничение нормальной перегрузки, селектор, летательный аппарат.*

## AIRCRAFT MOTION MULTIVARIABLE CONTROL SYSTEM WITH NORMAL OVERLOAD RESTRICTION

L. M. Neugodnikova\*, V. I. Petunin

Ufa State Aviation Technical University  
12, K. Marx Street, Ufa, The Republic of Bashkortostan, 450008, Russian Federation  
E-mail: \*Grifon\_Love@mail.ru

*The task of normal overload restriction during coordinated aircraft longitudinal motion control is considered. It is shown, that the extra contour addition provides the needful restriction and smooth channels switching. Simulation results are given.*

*Keywords: multivariable systems, normal overload restriction, selector, aircraft.*

Современные летательные аппараты (ЛА) представляют собой сложные системы, при управлении которыми необходимо учитывать взаимосвязанность регулируемых величин. При согласованном управлении несколькими параметрами движения ЛА с помо-

щью многосвязных систем автоматического управления (МСАУ) проблема ограничения опасных значений остается актуальной [1]. Одним из методов ее решения является включение в МСАУ дополнительного контура ограничения.

Рассмотрим синтез МСАУ продольным движением ЛА. Пусть требуется независимо управлять скоростью  $v$  и углом наклона траектории  $\theta$  с помощью тяги двигателя  $P$  и руля высоты  $\delta_v$  соответственно при ограничении нормальной перегрузки  $n_y$  (рис. 1).

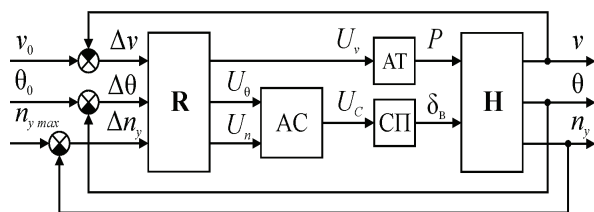


Рис. 1. Схема включения контура ограничения в МСАУ

Для этого проведем отдельно синтез канала 1–2 для управления  $v$  и  $\theta$  и канала 1–3 для управления  $v$  и  $n_y$ . Заданное значение скорости  $v_{зад}$  подается одновременно в оба канала. Заданное значение по углу наклона траектории  $\theta_{зад}$  подается в первый, а сигнал заданного максимального значения нормальной перегрузки  $n_{y\max}$  – во второй канал. Основным является канал 1–2, регулирующий параметры  $v$  и  $\theta$ , выходное значение  $n_y$  обрабатывается непрерывно. Блок регуляторов  $R$  выдает три сигнала: управляющий сигнал по скорости  $U_v$  поступает на автомат тяги АТ, а управляющие сигналы по углу наклона траектории  $U_\theta$  и управлению перегрузкой  $U_n$  – на селектор минимума АС, выходной сигнал которого  $U_c$  поступает на сервопривод руля высоты СП. При  $U_\theta > U_n$  АС подключает второй канал, регулирующий параметры  $v$  и  $n_y$ .

В общем виде уравнения системы регулирования МСАУ имеют вид

$$\mathbf{A} \cdot \mathbf{X} = \mathbf{B} \cdot \mathbf{U},$$

где  $\mathbf{A}$  – матрица коэффициентов объекта регулирования;  $\mathbf{X}$  – вектор-столбец регулируемых величин;  $\mathbf{B}$  – матрица коэффициентов управляющих воздействий;  $\mathbf{U}$  – вектор-столбец регулирующих воздействий, тогда передаточная матрица объекта регулирования будет иметь вид

$$\mathbf{H} = \mathbf{B} \cdot \mathbf{A}^{-1}.$$

Запишем передаточные матрицы объекта регулирования для согласованного управления  $v$  и  $\theta$  ( $H_{12}$ ) и управления  $v$  при ограничении  $n_y$  ( $H_{13}$ ) [2]:

$$\mathbf{H}_{12} = \begin{bmatrix} H_{11} & H_{12} \\ H_{21} & H_{22} \end{bmatrix}; \quad \mathbf{H}_{13} = \begin{bmatrix} H'_{11} & H_{13} \\ H_{31} & H_{33} \end{bmatrix}.$$

При этом передаточные функции автономных каналов связаны соотношениями

$$H'_{11} = H_{11}; \quad H_{13} = H_{12}; \\ H_{31} = H_{21} \frac{vp}{g}; \quad H_{33} = H_{22} \frac{vp}{g},$$

где  $p$  – оператор Лапласа;  $g$  – ускорение свободного падения; величины с индексом 11 обозначены штрихом для отличия от аналогичных обозначений в канале 1–2.

Используя подход, описанный в [3], запишем выражения для регуляторов канала 1–2:

$$R_{11} = W_v^* \left( \frac{H_{22}}{H_{11}H_{22} - H_{21}H_{12}} \right);$$

$$R_{12} = -R_{22} \frac{H_{12}}{H_{11}}; \quad R_{21} = -R_{11} \frac{H_{21}}{H_{22}};$$

$$R_{22} = W_\theta^* \left( \frac{H_{11}}{H_{11}H_{22} - H_{21}H_{12}} \right).$$

Тогда выражения для регуляторов канала 1–3 примут вид

$$R'_{11} = R_{11}; \quad R_{13} = -R_{33} \frac{H_{13}}{H'_{11}} = -R_{33} \frac{H_{12}}{H_{11}};$$

$$R_{31} = -R'_{11} \frac{H_{31}}{H_{33}} = -R'_{11} \frac{H_{21}}{H_{22}}; \quad R_{33} = R_{22} W_n^* \frac{g}{Vp},$$

где  $W_v^*$ ,  $W_\theta^*$ , и  $W_n^*$  – желаемые передаточные функции разомкнутых систем по скорости, углу наклона траектории и контуру ограничения перегрузки соответственно.

**Результаты моделирования.** Моделирование описанной МСАУ было проведено в системе MatLab [4]. На рис. 2 показаны графики переходных процессов, полученные при моделировании МСАУ для легкого самолета [5] при  $n_{y\max} = 2$ . Перерегулирование  $n_{y\max}$  не превышает 2 %, что вполне допустимо. Кроме переходных процессов по скорости  $v$  и углу наклона траектории  $\theta$  на рис. 2 показан сигнал включения селектора  $L$ .

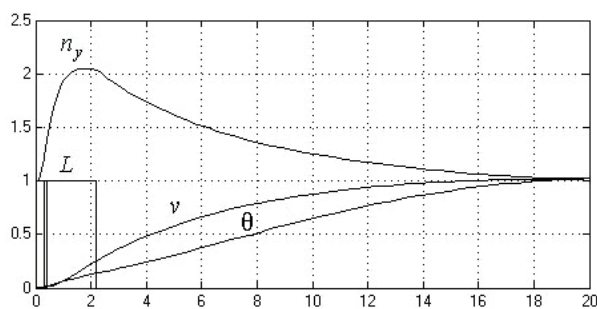


Рис. 2. Переходные процессы в МСАУ продольным движением ЛА

Эффективным средством управления движением ЛА являются МСАУ с ограничением параметров. Включение дополнительного контура ограничения с помощью алгебраического селектора позволяет ограничивать предельные значения параметров движения ЛА, сохраняя хорошее качество переходных процессов в системе, что подтверждается результатами моделирования.

### Библиографические ссылки

1. Петунин В. И. Синтез логико-динамических систем автоматического управления газотурбинными двигателями на основе согласования и адаптации каналов управления : дис. ... д-ра техн. наук. Уфа : УГАТУ, 2011. 332 с.
2. Динамика полета : учебник для студентов высших учебных заведений / А. В. Ефремов, В. Ф. Захар-

ченко, В. Н. Овчаренко и др. М. : Машиностроение, 2011. 776 с.

3. Гуськов Ю. П., Загайнов Г. И. Управление полетом самолетов : учебник для авиационных вузов. М. : Машиностроение, 1980. 213 с.

4 Albertos P., Antonio S. Multivariable Control Systems: An Engineering Approach. Advanced Textbooks in Control and Signal Processing, Springer-Verlag London, 2004.

5. ОАО «Уральский завод гражданской авиации» – самолеты Diamond Aircraft [Электронный ресурс] URL: <http://uwca.ru> (дата обращения 20.03.2015).

#### References

1. Petunin V. I. *Sintez logiko-dinamicheskikh sistem avtomaticheskogo upravleniya gazoturbinnymi dvigateljami na osnove soglasovaniya i adaptacii kanalov upravleniya* : dis.dokt. tehn. nauk [Gas-turbine engines

logic-dynamic automatic control systems synthesis based on control channels matching and adaptation] Ufa: USATU, 2011. 332 p. (In Russ.)

2. Efremov A. V., Zaharchenko V. F., Ovcharenko V. N. *Dinamika poleta: Uchebnik dlja studentov vysshih uchebnyh zavedenij* [Flight dynamics: Textbook for university students]. Moscow : Mashinostroenie publ., 2011. 776 p. (In Russ.)

3. Gus'kov Ju. P., Zagajnov G. I. Aircraft flight control: Textbook for university students. – Moscow, Mashinostroenie publ., 1980, 213 p. (In Russ.)

4 Albertos P., Antonio S. Multivariable Control Systems: An Engineering Approach. Advanced Textbooks in Control and Signal Processing, Springer-Verlag London, 2004.

5. Ural works of civil aviation – Diamond Aircrafts Available at: <http://uwca.ru> (accessed 20.03.2015).

© Неугодникова Л. М., Петунин В. И., 2016

УДК 621

### ИССЛЕДОВАНИЕ ЗАЩИЩЕННОЙ СИСТЕМЫ СПУТНИКОВОЙ СВЯЗИ НА БАЗЕ SYSTEMVIEW (SYSTEMVUE)

Д. М. Орлов, А. С. Кудряшов

Томский государственный университет систем управления и радиоэлектроники  
Российская Федерация, 634050, г. Томск, просп. Ленина, 40  
E-mail: [rts2\\_golikov@mail.ru](mailto:rts2_golikov@mail.ru)

*Главное преимущество спутниковой связи – возможность осуществлять связь в любой точке мира, даже в самых отдаленных от цивилизации местах. Для российских условий это особенно актуально, ведь в нашей стране телекоммуникационные сети развиты далеко не повсеместно.*

*Ключевые слова: передатчик, нисходящая линия связи, бортовой усилитель мощности, модуляция, соотношение сигнал/ шум.*

### RESERCH SECURE SATELLITE COMMUNICATION SYSTEM IN SYSTEMVIEW (SYSTEMVUE)

D. M. Orlov, A. S. Kudryashov

Tomsk State University of Control Systems and Radioelectronics  
40, Lenina Av., Tomsk, 634050, Russian Federation  
E-mail: [rts2\\_golikov@mail.ru](mailto:rts2_golikov@mail.ru)

*The main advantage of satellite communications is the ability to communicate anywhere in the world, even in the most remote from civilization places. For Russian conditions, it is especially important, because in our country telecommunication network development is not everywhere.*

*Keywords: the transmitter, the downlink, the onboard power amp, modulation, signal/ noise ratio.*

В ходе работы была построена полномасштабная модель нисходящей линии связи (НхЛС), в состав которой включены передатчик и антенная система БСА, трасса с учётом типовых значений затухания сигнала, антенна наземной станции, малошумящий усилитель приёмного устройства, полосовой фильтр и демодулятор сигнала с квадратурной ФМ2.

Моделирование проводилось в среде SystemVue 2011.03.

Построена модель формирования группового сигнала, распределённого между восемью частотными

каналами, каждый из которых содержит парциальный сигнал с квадратурной модуляцией ФМ2. Модели формирования каждого парциального сигнала одинаковы по структуре и отличаются лишь центральной частотой канала [1].

Модель приёмного устройства включает малошумящий усилитель с шумовой температурой  $T_{ш} = 300$  К, полосовой фильтр, полоса которого больше ширины спектра группового сигнала, полосовой фильтр одного парциального канала и демодулятор квадратурного сигнала ФМ2 этого канала.



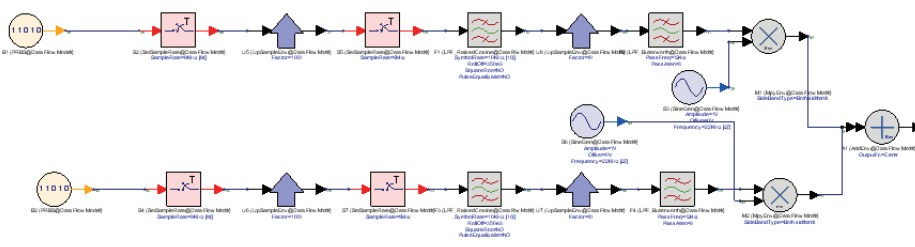


Рис. 1. Модель источника сигнала

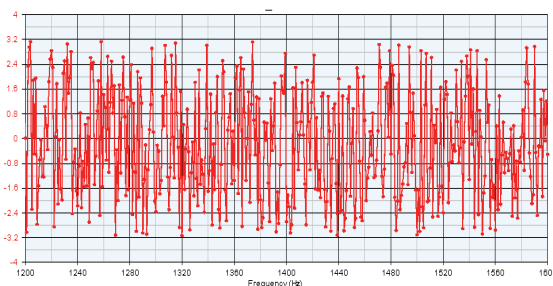


Рис. 2. Спектр ПСП на выходе дециматора

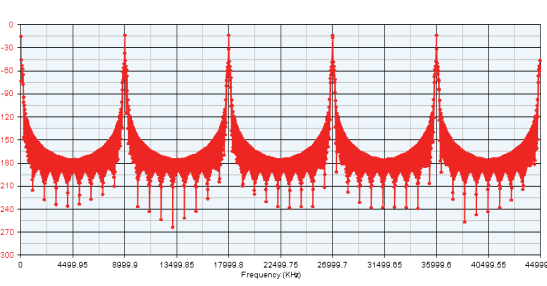


Рис. 3. Спектр на выходе элемента Hold

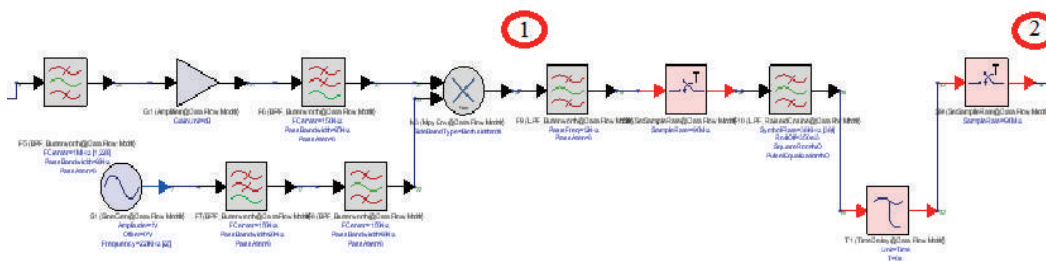


Рис. 4. Модель приёмного устройства

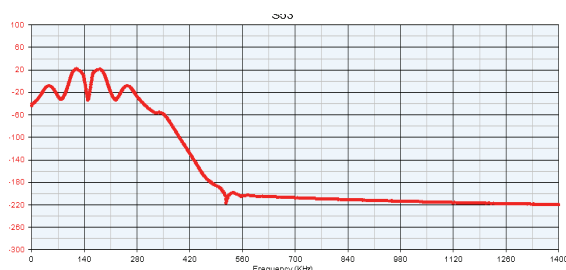


Рис. 5. Спектр сигнала на приёмном конце (точка 1)

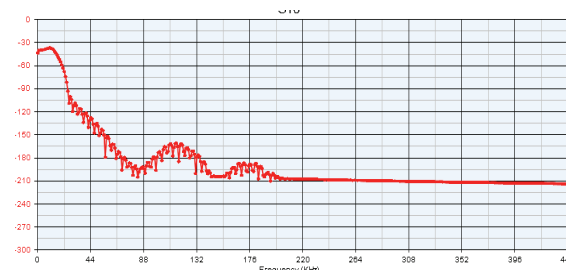


Рис. 6. Спектр сигнала на приёмном конце после фильтрации (точка 2)

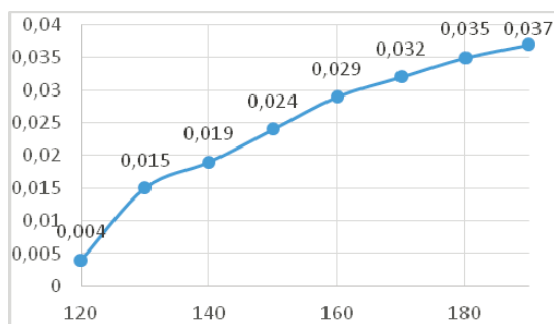


Рис. 7. Зависимость BER от коэффициента

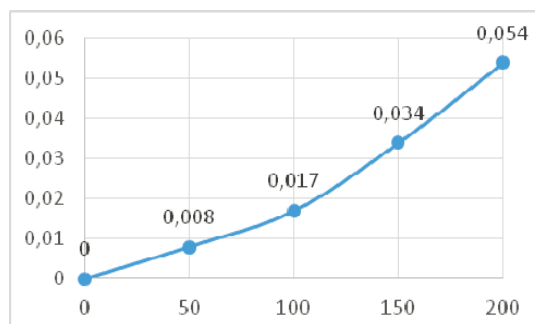


Рис. 8. Зависимость BER от потерь усиления на трассе

В модели симитированы системы фазовой автоподстройки частоты (ФАПЧ) и тактовой синхронизации (СТС), необходимые для нормального функционирования собственно демодулятора [2].

В точках 1 и 2 было произведено снятие сигнала и спектра.

Суммарное ослабление сигнала состоит из потерь мощности сигнала при распространении в свободном пространстве, потерь в антенно-фидерной системе на передающем конце трассы, селективных потерь в парах воды и кислороде, потерь на трассе дождя, неточного наведения передающей и принимающей антенны, поляризационных потерь [3; 4].

#### Библиографические ссылки

1. Зябликов С. Ю., Алыбин В. Г., Антонов Ю. Н., Зильберг М. Б., Сизяков А. Ю., Трофилев А. А. Оптимизация передатчика спутникового ретранслятора по критерию минимума вероятности ошибки демодуляции сигнала // Радиотехника. 2011. № 9.

2. Спилкер Дж. Цифровая спутниковая связь: пер. с англ. / под ред. В. В. Маркова. М. : Связь, 1979. 585 с.

3. Кантор Л. М. Спутниковые системы связи : справочник. М., 2002.

4. Справочник по радиолокации / под ред. М. Скольника. Нью-Йорк, 1970 ; пер. с англ. под общ. ред. К. Н. Трофимова. Т. 1. Основы радиолокации. под ред. Я. С. Ицхоки. М. : Сов. радио, 1976. 456 с.

#### References

1. Zyablikov S. Yu., Alybin V. G., Antonov Yu. N., Zil'berg M. B., Sizyakov A. Yu., Trofileev A. A. Optimizaciya peredatchika sputnikovogo retranslyatora po kriteriyu minimuma veroyatnosti oshibki demodulyacii signala // Radiotekhnika. 2011. №9.

2. Spilker Dzh. Cifrovaya sputnikovaya svyaz': Per. s angl. / pod red. V. V. Markova. M. : Svyaz', 1979. 585 p.

3. Kantor L. M. Sputnikovye sistemy svyazi. Spravochnik. M., 2002.

4. Spravochnik po radiolokacii / pod red. M. Skolnika. N'yu-Jork, 1970 ; per. s angl. pod obshchej red. K. N. Trofimova. Vol. 1. Osnovy radiolokacii. Pod red. Ya. S. Ickhoki. M. : Sov. Radio, 1976. 456 p.

© Орлов Д. М., Кудряшов А. С., 2016

УДК 621.373.12

## МЕТОД СНИЖЕНИЯ ТЕМПЕРАТУРНОЙ НЕСТАБИЛЬНОСТИ ТЕРМОСТАТИРОВАННОГО КВАРЦЕВОГО ГЕНЕРАТОРА

В. Ю. Саяпин, В. Ю. Лебедев, В. И. Тисленко

Научно-исследовательский институт радиотехнических систем  
Томский государственный университет систем управления и радиоэлектроники  
Российская Федерация, 634045, г. Томск, ул. Вершинина, 72  
E-mail: sayapinvy@main.tusur.ru

*Выполнены исследования по разработке математической модели вариации частоты кварцевого генератора, обусловленной температурной нестабильностью. Предложена полиномиальная модель вариации частоты, выполнена идентификация параметров модели и последующая верификация. Разработанная модель вариации частоты кварцевого генератора позволит снизить погрешность формирования бортовых шкал времени космических аппаратов и другого оборудования.*

*Ключевые слова: кварцевый генератор, температурная нестабильность частоты, полиномиальная модель.*

## THE METHOD OF REDUCING THERMAL INSTABILITY OF OVEN CONTROL CRYSTAL OSCILLATORS

V. Yu. Sayapin, V. Yu. Lebedev, V. I. Tislenko

Research Institute of radiosystem  
Tomsk State University Control Systems and Radioelectronics  
72, Vershinina St., Tomsk, 634045, Russian Federation  
E-mail: sayapinvy@main.tusur.ru

*The research presents the development of the mathematical model of a quartz oscillator frequency variation caused by temperature instability. The polynomial model of frequency variation is proposed, identification of model parameters and verification are made. The model of quartz oscillator frequency variation provides reducing the time scales inaccuracy of space vehicles.*

*Keywords: quartz oscillator, temperature instability of frequency, polynomial model.*

Генератор на основе кварцевого резонатора является одним из основных устройств, используемых для генерации опорной частоты. Повышаемые с каждым

годом требования к точности опорной частоты приводят к необходимости повышения стабильности кварцевого генератора. Основным фактором, влияющим

на нестабильность частоты генератора, является температура [1]. Популярным способом повышения стабильности частоты таких генераторов является термостабилизация. Стабильность кварцевых термостабилизированных генераторов может достигать  $10^{-8}$ – $10^{-7}$  (0,01–0,1 ppm) [2]. Дополнительного повышения температурной стабильности термостабилизированного кварцевого генератора можно добиться за счет введения дополнительной компенсирующей функции, связывающей остаточную нестабильность генератора и изменение его температуры.

В работе проведены исследования по разработке математической модели, описывающей связь между относительной нестабильностью частоты (ОНЧ) кварцевого генератора, управляемого напряжением (ГУН), и температурой корпуса генератора.

Был проведен следующий эксперимент: генератор, на корпусе которого располагался термометр, помещался в термокамеру. Температура термокамеры изменялась при помощи модуля управления камерой, и производилось измерение отклонения частоты генератора и фиксации показаний термометра.

Методика измерений стабильности частоты генератора основана на одновременной оцифровке выходных синусоидальных сигналов исследуемого генератора и опорного СЧ для оценки разности фаз между сигналами, пересчитываемой в нестабильность частоты [3]. Порядок измерения нестабильности состоял из следующего:

1. Температура в термокамере изменяется от 0 до 50 °С один раз в 20 минут с шагом 10 °С.

2. Раз в 2 секунды осциллограф записывает выборки сигналов  $S_1$  и  $S_2$  от ГУН и СЧ соответственно с частотой дискретизации 100 МГц и длительностью 5 мс.

3. На ЭВМ вычисляются преобразования Гильберта сигналов  $S_1$  и  $S_2$ , в результате которых формируются комплексные сигналы.

4. Вычисляется разность фаз между сигналами по формуле  $\Delta\varphi = \arg(\dot{S}_1 \cdot S_1^*)$ , где  $\arg$  – аргумент комплексного числа, \* – оператор комплексного сопряжения.

5. Вычисляется относительная нестабильность частоты по формуле  $\Delta f/f_0 = \partial(\Delta\varphi)/\partial t$ .

6. Фиксируется температура корпуса  $T_K$  в момент измерения.

7. Массив данных  $\Delta f/f_0$  и  $T_K$  сохраняется в память ЭВМ для последующей обработки.

Данные, полученные в результате измерений, приведены на рис 1.

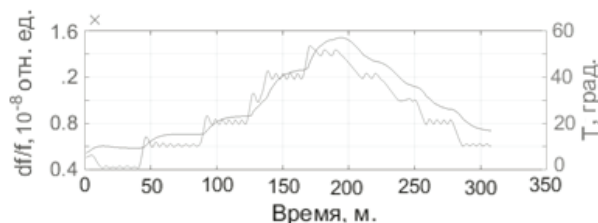


Рис. 1. Графики изменения ОНЧ ГУН и температуры корпуса

При создании модели температурной зависимости генератора требуется использовать температуру самого генератора ( $T_G$ ), а не температуру корпуса ( $T_K$ ). Предложено оценивать температуру генератора  $T_G$  путем использования скользящего среднего  $T_K$  с заданным значением окна  $N$ :

$$T_G(t) = \begin{cases} \frac{1}{t} \sum_{j=0}^t T_K(j-t_{\text{зад}}), & t < N + t_{\text{зад}} \\ \frac{1}{N} \sum_{j=t-N+1}^t T_K(j-t_{\text{зад}}), & t \geq N + t_{\text{зад}} \end{cases}$$

Взаимосвязь  $\Delta f/f$  и  $T_G$  представляется в виде полиномиальной функции [2]  $\Delta f/f_0 = \sum_{i=0}^r k_i T_{Gi}^i$ , где

$[k_1, k_2, \dots, k_r] = \mathbf{K}$  – массив коэффициентов полинома;  $r$  – степень полинома.

В общем случае  $\Delta f/f$  представляет собой функцию от температуры корпуса  $T_K$  с заданными параметрами задержки  $t_{\text{зад}}$ , размера окна сглаживания  $N$ , коэффициентов полинома  $\mathbf{K}$  и степени полинома  $r$ :  $\Delta f/f_0 = f(T_G; k) = f(T_K; r, \mathbf{K}, N, t_{\text{зад}})$ .

Математическая оценка коэффициентов  $\mathbf{K}$  осуществлена методом МНК. Значения коэффициентов были получены для  $r$  от 1 до 5 при различных значениях  $N$ ,  $t_{\text{зад}}$ . Во всех случаях область минимума целевой функции МНК сосредоточена в точках со значением  $N = 1400$  с и  $t_{\text{зад}} = 660$  с. Начиная со 2-й степени значение минимума целевой функции практически не уменьшается, т. е. использование полинома выше степени 2 нецелесообразно.

Проведённое исследование показало возможность прогнозирования ухода частоты кварцевого генератора, что позволит снизить ОНЧ с  $0,59$ – $1,55 \cdot 10^{-8}$  отн. ед. до  $0,2$ – $5 \cdot 10^{-10}$  отн. ед., в среднем равное  $1,41 \cdot 10^{-10}$ .

Дополнительно была осуществлена идентификация модели по входным и выходным массивам данных при других структурах этой модели, более сложных по вычислительной сложности по сравнению с полиномиальной. Это такие модели, как авторегрессионные, пространства состояний, различные нелинейные, спектральные и корреляционные модели [4].

Наилучший результат показала нелинейная авторегрессионная модель при снижении ОНЧ до  $0,2$ – $4,6 \cdot 10^{-10}$  отн. ед. Использование простой полиномиальной модели приемлемо для моделирования температурной зависимости кварцевого генератора, и применение более сложных моделей не является необходимым.

Для проверки верности полученной модели и возможности прогнозирования ухода частоты был проведен дополнительный эксперимент с записью значений отклонения частоты и температуры (рис. 2). В прогнозе отклонения частоты были использованы значения коэффициентов  $\mathbf{K}$ , полученные в предыдущем эксперименте. Разность между измеренным и прогнозным значением ОНЧ находилась в диапазоне  $0,2$ – $3 \cdot 10^{-10}$  отн. ед. Результаты, полученные в ходе дополнительного эксперимента, подтверждают верность параметров модели, рассчитанных в первом эксперименте, и позволяют допустить возможность

их использования для прогнозирования температурной нестабильности ГУН.

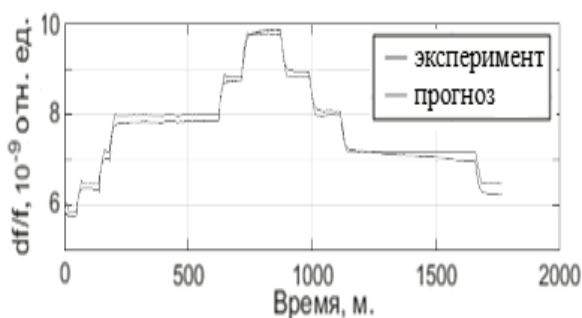


Рис. 2. Экспериментальное и прогнозируемое значения ОНЧ ГУН

Учет ухода частоты кварцевого генератора при помощи полиномиальной модели температурного ухода второго порядка позволяет снизить относительную нестабильность генератора до  $1 \cdot 10^{-10}$  отн. ед, обусловленную температурными колебаниями корпуса в диапазоне  $-10 \dots 60$  °С. Без использования техники введения поправки температурного ухода частоты таких результатов удастся добиться при использовании дорогостоящих ультрапрецизионных генераторов с двухступенчатым термостатированием [5].

#### Библиографические ссылки

1. Белов Л. Компоненты синтезаторов стабильной частоты – генераторы, управляемые напряжением // Электроника: НТБ. 2004. № 1. С. 42–46.
2. Гусев С. В. Исследование и разработка микросхем для компенсации температурной нестабильности выходной частоты кварцевых генераторов : автореф. дис. ... канд. техн. наук. М. : ИПК МИЕТ, 2012. 27 с.
3. Методика экспериментальной оценки девиации Аллана высокостабильных атомных стандартов с ис-

пользованием цифрового осциллографа / А. С. Аникин, А. В. Артемов, В. Г. Корниенко и др. // Доклады ТУСУРа. 2013. № 3 (29). С. 10–16.

4. Трусова А. Ю., Ильина А. И. Моделирование и анализ динамических систем // Вестник СамГУ. 2003. № 7 (108). С. 127–133.

5. Вороховский Я. Прецизионные кварцевые резонаторы и генераторы для современных радиоэлектронных комплексов // Электроника: НТБ. 2010. № 1. С. 34–38.

#### References

1. Belov L. Komponenty sintezatorov stabil'noi chastoty – generatory, upravlyaemye napryazheniem [Components of stable frequency synthesizer – voltage-controlled oscillators]. Smolensk, Elektronika NTB. 2004. № 1. P. 42–46. (In Russ.)
2. Gusev S. Issledovanie i razrabotka mikroskhem dlya kompensatsii temperaturnoi nestabil'nosti vykhodnoi chastoty kvartsevykh generatorov [The microchip research and engineering for compensation of temperature stability of quartz oscillator output frequency]. Moscow : IPK MIET. 2012. 27 p. (In Russ.)
3. Anikin A. S., Artemov A. V., Kornienko V. G., Lebedev V. Yu. [Experimental techniques of the Allan deviation in high-stable atomic standards by using a digital oscilloscope] // Doklady TUSURa. 2013. № 3. P. 10–16. (In Russ.)
4. Trusova A. Yu., Ilyina A. I. Modelirovanie i analiz dinamicheskikh sistem [Modeling and analysis of dynamic data] // Samara, Vestnik SamGU. 2003. № 7(108). P. 127–133. (In Russ.)
5. Vorohovskij Ja.. Precizionnye kvarcevyje rezonatory i generatory dlja sovremennyh radiojelektronnyh kompleksov [Precision quartz crystals and oscillators for modern radioelectronic systems]. Smolensk : Elektronika NTB. 2010. № 1. P. 34–48. (In Russ.)

© Саяпин В. Ю., Лебедев В. Ю., Тисленко В. И., 2016

УДК 621.384.2

### МИКРОМОЩНЫЕ ИСТОЧНИКИ ПИТАНИЯ НА СЛУЖБЕ МИКРОРОБОТОТЕХНИКИ\*

В. Г. Сидоров, Т. В. Ткачева\*, М. А. Шкловец, А. В. Ушаков

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

\*E-mail: tka4evatv@yandex.ru

*Новое поколение робототехнических устройств нуждается в компактных элементах питания. Одним из перспективных направлений в этой области считается создание радиоактивных источников питания на основе бетавольтаического эффекта.*

*Ключевые слова: радиоактивные источники питания, бетавольтаический эффект.*

\*Работы проведены при поддержке ФЦП «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технического комплекса России на 2014–2020 годы», соглашение о предоставлении субсидии № 14.577.21.0117.

## MICROPOWER SOURCES OF POWER IN THE SERVICE OF MICRO ROBOTICS

V. G. Sidorov, T. V. Tkacheva\*, M. A. Shklovets, A. V. Ushakov

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
\*E-mail: tka4evatv@yandex.ru*A new generation of robotic devices needs compact batteries. One promising direction in this area is the creation of nuclear power sources on the basis of betavoltaic effect.**Keywords: nuclear power sources, betavoltaic effect.*

Развитие национальной робототехники – одна из важнейших задач, отражающая основные тенденции развития робототехники, сформировавшиеся в последние годы во всем мире. Приоритетными являются развитие и внедрение технологических роботов для основных производственных операций, космической сферы деятельности, медицины, военных целей. Также значительные усилия компаний и государственных институтов, ведущих робототехнические исследования, находятся в области сервисных роботов и развития микроробототехники.

Робот – самое эффективное техническое средство для работ в экстремальных условиях, борьбы с терроризмом, пожаротушения, ликвидации последствий техногенных и природных катастроф.

По мнению зарубежных экспертов, в промышленности и контроле за окружающей средой микророботы в XXI веке будут играть одну из ведущих ролей. В США и Японии осуществляется ряд проектов, целью которых является создание мини- и микророботов.

В США иницирующим фактором в развитии микроробототехники стало появление программы микроэлектромеханических систем (МЭМС), разработанной по заказу Управления перспективных исследований Министерства обороны США (DARPA) с названием «MEMS – Microelectromechanical Systems» [1].

Микророботы весом всего несколько граммов и размером 5–6 миллиметров имеют огромные перспективы применения: производство и обслуживание более крупных механизмов, получение данных о различных средах, медицина.

Предполагается, что военные и правоохранительные органы будут оснащены как разведывательными микророботами наземного применения, так и летательными микроаппаратами для ведения разведки и выполнения других тактических задач.

Сегодня в мире достаточно идей для создания роботов различного назначения. Развитие технологии производства и систем управления роботов уже привело к созданию действующих прототипов бегающих, ползающих, летающих устройств разных микроразмеров и форм. Однако главная проблема микророботов все еще не решена – нет компактных источников питания нужной ёмкости (рис. 1–2) [1].

Источник питания является главным слабым местом современных микророботов. К сожалению, совре-

менные аккумуляторы имеют слишком низкую плотность энергии для использования в микророботах, а солнечные панели – недостаточную эффективность преобразования света в электричество. Но даже в нынешнем виде микророботы демонстрируют огромный потенциал микромашин.

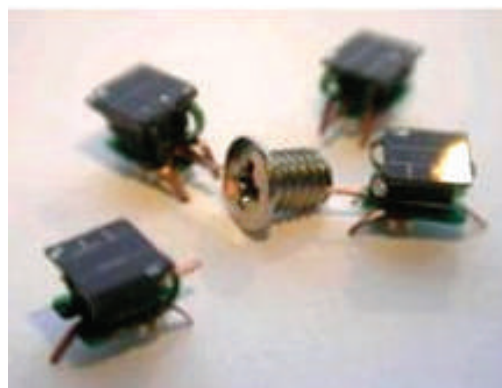


Рис. 1. Микророботы I-SWARM

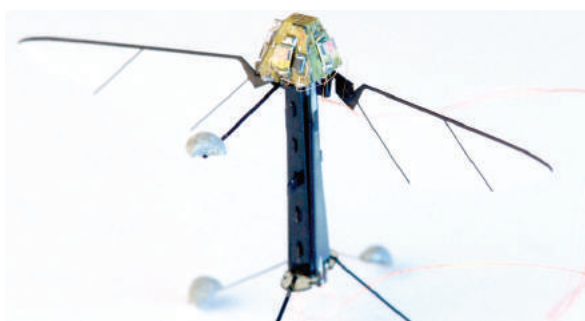


Рис. 2. Летающая модель робота Robo-fly

Альтернативой для существующих источников питания могут стать новейшие разработки в данной области, которые ведутся постоянно различными компаниями и университетами разных стран (рис. 3–4).

Одно из направлений в миниатюризации источников питания связано с применением так называемых «атомных» батареек, использующих энергию распада радиоактивного элемента.

В России также ведутся работы по исследованию возможности создания радиостимулированных источников питания на основе бетавольтаического эффекта  $^{63}\text{Ni}$ .

Работы, проводимые в СибГАУ при участии авторов [1–5], по созданию микромощного источника питания на основе бетавольтаического эффекта позволят значительно повысить мобильность существующих и перспективных разработок мини- и микроботов.

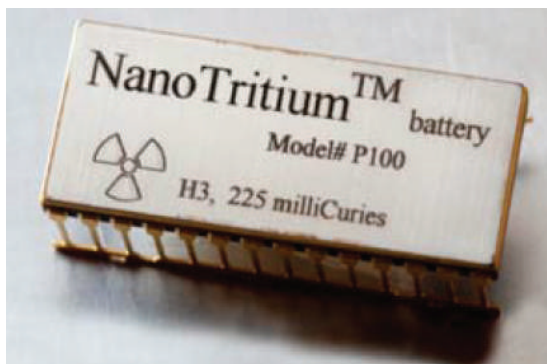


Рис. 3. Образец NanoTritium™



Рис. 4. Образец Firefli™

#### Библиографические ссылки

1. Разработка технологии, конструкции и изготовление радиационно-стимулированного источника повышенного постоянного и импульсного напряжения на основе высокообогащенного изотопа никеля-63 : отчет по ПНИ / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т, рук. П. В. Зеленков. Красноярск, 2015.

2. Electron-hole pairs generation rate estimation irradiated by isotope Nickel-63 in silicone using GEANT4 [Электронный ресурс]. URL: <http://iopscience.iop.org/article/10.1088/1757-899X/94/1/012024> (дата обращения 16.09.2016).

3. Plasma chemical silicon etching process [Электронный ресурс]. URL: <http://iopscience.iop.org/article/10.1088/1757-899X/122/1/012028> (дата обращения 16.09.2016).

4. Modeling of microporous silicon betaelectric converter with  $^{63}\text{Ni}$  plating in GEANT4 toolkit [Электронный ресурс]. URL: <http://iopscience.iop.org/article/10.1088/1757-899X/122/1/012036> (дата обращения 16.09.2016).

5. Planar betavoltaic converter creation with plasma-immersion ion implantation process [Электронный ресурс]. URL: <http://iopscience.iop.org/article/10.1088/1757-899X/122/1/012029>.

#### References

1. *Razrabotka tekhnologii, konstruksii i izgotovlenie radiatsionno-stimulirovannogo istochnika povyshennogo postoyannogo i impul'snogo napryazheniya na osnove vysokoobogashchennogo izotopa nikelya-63*. Otchet po PNI. FGBOU VO «SibGAU», ruk. P. V. Zelenkov. Krasnoyarsk, 2015 (In Russ.).

2. Kovalev I. V., Sidorov V. G., Zelenkov P. V., Khoroshko A. Y. and Lelekov A. T. [Electron-hole pairs generation rate estimation irradiated by isotope Nickel-63 in silicone using GEANT4] // *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2015. Vol. 94. Available at: <http://iopscience.iop.org/article/10.1088/1757-899X/94/1/012024>.

3. Rudenko K. V., Miakonkih A. V., Rogojin A. E., Bogdanov S. V., Sidorov V. G. and Kovalev I. V. [Plasma chemical silicon etching process] // *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2016. Vol. 122. Available at: <http://iopscience.iop.org/article/10.1088/1757-899X/122/1/012028>.

4. Zelenkov P. V., Sidorov V. G., Lelekov E. T., Khoroshko A. Y., Bogdanov S. V. and Lelekov A. T. [Modeling of microporous silicon betaelectric converter with  $^{63}\text{Ni}$  plating in GEANT4 toolkit] // *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2016. Vol. 122. Available at: <http://iopscience.iop.org/article/10.1088/1757-899X/122/1/012036>.

5. Rudenko K. V., Miakonkih A. V., Rogojin A. E., Bogdanov S. V., Sidorov V. G. and Zelenkov P. V. [Planar betavoltaic converter creation with plasma-immersion ion implantation process] // *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2016. Vol. 122. Available at: <http://iopscience.iop.org/article/10.1088/1757-899X/122/1/012029>.

© Сидоров В. Г., Ткачева Т. В., Шкловец М. А., Ушаков А. В., 2016

УДК 621.384.2

## ПЕРСПЕКТИВНЫЕ ОБЛАСТИ ПРИМЕНЕНИЯ БЕТАЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ИСТОЧНИКОВ ПИТАНИЯ\*

В. Г. Сидоров, Т. В. Ткачева\*, А. В. Ушаков

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

\*E-mail: tka4evatv@yandex.ru

*Новому поколению микропотребляющих устройств нужны компактные и долговечные элементы питания. Одним из перспективных направлений является использование прямого преобразования ядерной энергии на основе бетавольтаического эффекта.*

*Ключевые слова: микропотребляющие, бетавольтаический эффект.*

## PERSPECTIVE AREAS OF APPLICATION OF BETA ELECTRICAL POWER SOURCES

V. G. Sidorov, T. V. Tkacheva\*, A. V. Ushakov

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochoy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation

\*E-mail: tka4evatv@yandex.ru

*New generation of micropower devices needs compact and long-lifetime power supplies. One of perspective ways to create such devices is to use Direct Conversion Nuclear Batteries based on the betavoltaic effect.*

*Keywords: micropower, betavoltaic effect.*

Тенденции к миниатюризации разрабатываемых устройств и аппаратов предъявляют новые требования к источникам питания. Анализ применения микропотребляющих устройств показывает, что использование традиционных источников питания не позволяет обеспечить длительное функционирование устройства. В связи с этим актуальной является разработка новых микромошных радиационно-стимулированных источников (РСИ) на основе бетавольтаического эффекта для существующих и перспективных устройств и механизмов, вследствие чего необходимо провести анализ возможных областей применения для определения параметров новых источников питания [1–4].

Традиционно новые и перспективные технологии находят широкое применение в космической промышленности, медицине, робототехнике и т. п. Можно выделить следующие области и направления [1]:

- космос;
- распределенное многоступенчатое энергопитание бортовой радиоэлектронной аппаратуры (РЭА);
- встраиваемые РСИ в сложно-функциональные и многокристальные микромодули;
- беспроводные сенсорные сети на борту космического аппарата (КА);
- медицина;
- кардиостимуляторы;
- нейростимуляторы;
- кохлеарные и другие имплантаты;
- микроробототехника;
- системы портативного медиа- и скрытого наблюдения;

– радиочастотная идентификация или RFID.

Развитие технологии беспроводных сенсорных сетей (СС) не обошло и разработчиков КА. За рубежом уже давно ведутся исследования в области применения СС на борту КА [5] (рис. 1).

Отсутствие проводов для передачи данных с бортовых датчиков, размещенных по всему КА, позволит в значительной мере упростить этапы разработки. Малый вес мотов играет не последнюю роль в возможных преимуществах СС перед традиционными кабелями. В некоторых случаях вес проложенных кабелей превышает вес мотов, а учитывая большое количество датчиков на борту КА, выигрыш по массе может достигать десятков, а возможно, и сотен килограммов. Учитывая стоимость одного килограмма полезной нагрузки, выводимой на орбиту (около 25–30 тысяч долларов США), экономические выгоды от замены кабельной сети на беспроводную очевидны.

Еще одна проблема, которую может решить внедрение радиостимулированных источников в аппаратуру для КА, – это высокая чувствительность целого ряда оборудования к помехам по шинам питания. Внедрение РСИ в конструктивно законченные электронные компоненты для энергопитания критически важных функциональных узлов бортовой аппаратуры КА путем установки их на печатную плату дает толчок к разработке концепции распределенной 3-ступенчатой сети энергопитания бортовой РЭА с резервными автономными источниками. Проект такой структурной схемы сети энергопитания показан на рис. 2.

\*Работы проведены при поддержке ФЦП «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технического комплекса России на 2014–2020 годы», соглашение о предоставлении субсидии № 14.577.21.0117.

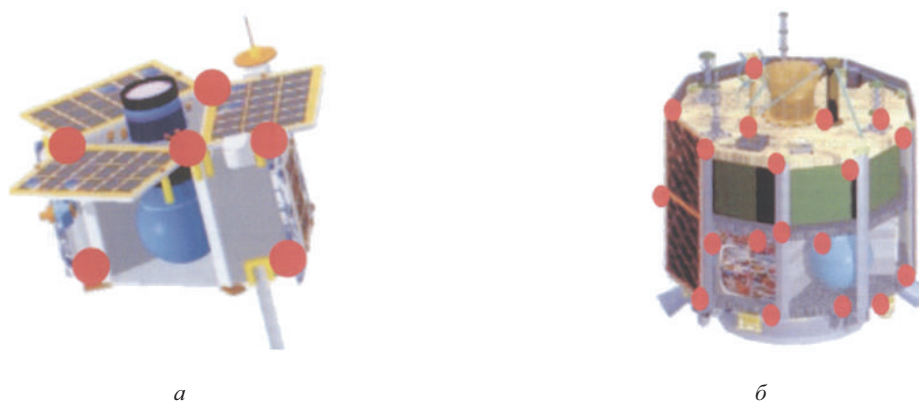


Рис. 1. Конфигурация мотов в пределах:  
 а – наноспутника 6,6 кг; б – мини-спутника 300 кг

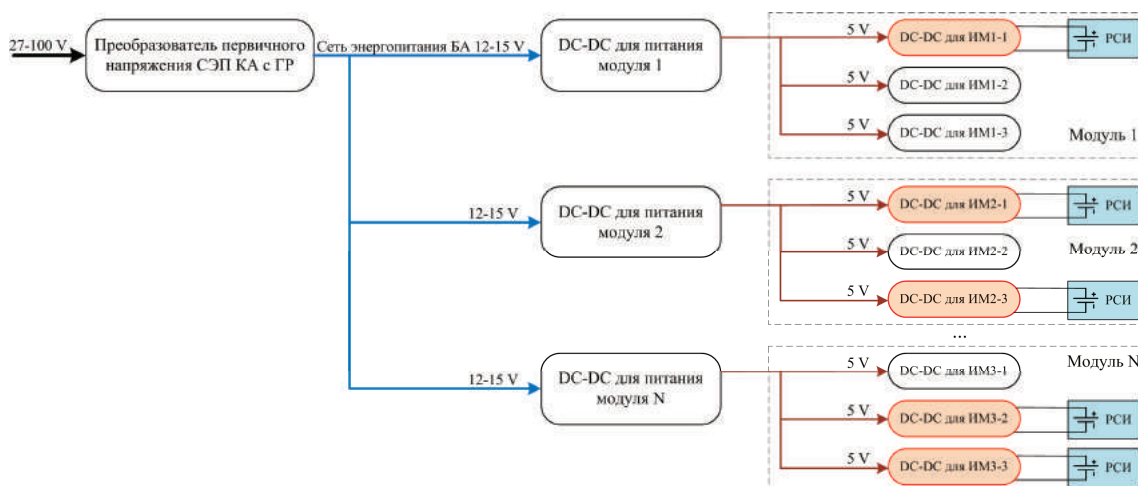


Рис. 2. Структурная схема распределенной 3-ступенчатой сети энергоснабжения бортовой РЭА

Традиционно используемая на данный момент система электропитания на борту КА может быть дополнена РСИ, подключенными к наиболее важным регистрам и ОЗУ в составе модуля, в которые записывается информация, необходимая для дальнейших операций и вычислений. При возникновении аварийной ситуации данная информация может быть немедленно затребована для скорейшего восстановления системы.

#### Библиографические ссылки

1. Разработка технологии, конструкции и изготовление радиационно-стимулированного источника повышенного постоянного и импульсного напряжения на основе высокообогащенного изотопа никеля-63 : отчет по ПНИ / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т ; рук. П. В. Зеленков. Красноярск, 2015.
2. Electron-hole pairs generation rate estimation irradiated by isotope Nickel-63 in silicone using GEANT4 [Электронный ресурс]. URL: <http://iopscience.iop.org/article/10.1088/1757-899X/94/1/012024> (дата обращения 16.09.2016).
3. Plasma chemical silicon etching process [Электронный ресурс]. URL: <http://iopscience.iop.org/article/10.1088/1757-899X/122/1/012028> (дата обращения 16.09.2016).

4. Modeling of microporous silicon betaelectric converter with  $^{63}\text{Ni}$  plating in GEANT4 toolkit [Электронный ресурс]. URL: <http://iopscience.iop.org/article/10.1088/1757-899X/122/1/012036> (дата обращения 16.09.2016).

5. Lappas V., Prassinos G., Baker A., Magnuss R. Wireless Sensor Motes for Small Satellite Applications // IEEE Antennas and Propagation Magazine. October 2006. Vol. 48, № 5. P. 175–179.

#### References

1. *Razrabotka tekhnologii, konstruksii i izgotovlenie radiatsionno-stimulirovannogo istochnika povyshennogo postoyannogo i impul'snogo napryazheniya na osnove vysokoobogashchennogo izotopa nikelya-63*. Otchet po PNI. FGBOU VO «SibGAU», ruk. P. V. Zelenkov. Krasnoyarsk, 2015 (In Russ.).
2. Kovalev I. V., Sidorov V. G., Zelenkov P. V., Khoroshko A. Y. and Lelekov A. T. [Electron-hole pairs generation rate estimation irradiated by isotope Nickel-63 in silicone using GEANT4] // *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2015. Vol. 94. Available at: <http://iopscience.iop.org/article/10.1088/1757-899X/94/1/012024>.
3. Rudenko K. V., Miakonkih A. V., Rogojin A. E., Bogdanov S. V., Sidorov V. G. and Kovalev I. V. [Plasma chemical silicon etching process] // *IOP Conference*



Series: *Materials Science and Engineering*. 2016. Vol. 122. Available at: <http://iopscience.iop.org/article/10.1088/1757-899X/122/1/012028>.

4. Zelenkov P. V., Sidorov V. G., Lelekov E. T., Khoroshko A. Y., Bogdanov S. V. and Lelekov A. T. [Modeling of microporous silicon betaelectric converter with  $^{63}\text{Ni}$  plating in GEANT4 toolkit] // *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2016.

Vol. 122. Available at: <http://iopscience.iop.org/article/10.1088/1757-899X/122/1/012036>.

5. Lappas V., Prassinis G., Baker A. and Magnuss R. *Wireless Sensor Motes for Small Satellite Applications*. IEEE Antennas and Propagation Magazine. October 2006. Vol. 48, № 5. P. 175–179.

© Сидоров В. Г., Ткачева Т. В., Ушаков А. В., 2016

УДК 621.391

## ПРИМЕНЕНИЕ ПОЛЯРНЫХ КОДОВ В СОВРЕМЕННЫХ СИСТЕМАХ СВЯЗИ

Г. С. Тимофеев

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: t1m0feev.grigorij@gmail.com

*Рассматриваются полярные коды. Приведены результаты моделирования полярных кодов и LDPC-кодов в современных системах цифровой, в том числе спутниковой, связи.*

*Ключевые слова: коды с коррекцией ошибок, полярные коды, полярные подкоды, LDPC-коды.*

## APPLYING POLAR CODES IN MODERN COMMUNICATION SYSTEMS

G. S. Timofeev

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: t1m0feev.grigorij@gmail.com

*This paper gives a description of polar codes and provides the results of computer modeling of polar codes and LDPC-codes in modern digital communication systems, including satellite communication systems.*

*Keywords: error correcting codes, polar codes, polar subcodes, LDPC-codes.*

**Введение.** Одним из главных методов повышения надежности и эффективности передачи данных по каналам цифровой и спутниковой связи является помехоустойчивое кодирование. Полярные коды [1] достигают пропускной способности двоичного симметричного канала без памяти (ДСКБП), также отличаются простотой построения, кодирования и декодирования. В ИКНиТ СПбПУ разработаны полярные подкоды [2], являющиеся развитием идей работы [1] и превосходящие по эффективности LDPC-коды (см. рисунок).

**Кодирование.** Полярный код  $C$  задается набором параметров  $(N, K, A_c)$ , где  $N$  – длина кодового слова;  $K$  – размер информационной части;  $A_c$  – множество «замороженных» символов, играющих роль проверочных символов,  $|A_c| = N - K$ ,  $A_c \subset \{0, \dots, N - 1\}$ .

Множество  $A_c$  может быть получено с помощью поляризации канала. Поляризация канала описывается линейным преобразованием, задаваемым матрицей

$F^{\otimes n}$ , где  $F$  –  $2 \times 2$  – ядро поляризации;  $F = \begin{pmatrix} 1 & 0 \\ 1 & 1 \end{pmatrix}$ ;

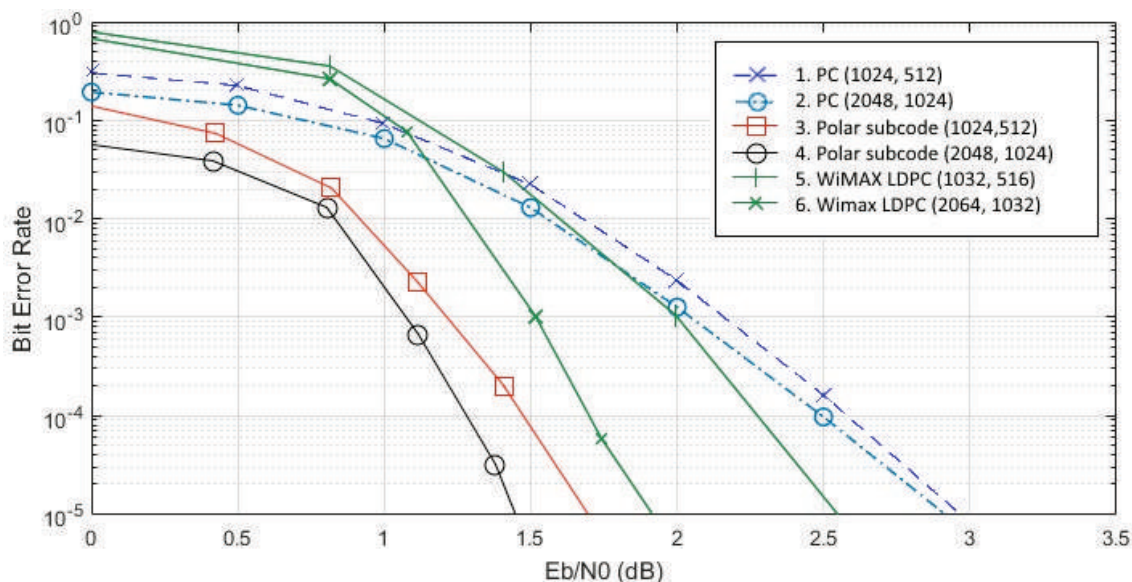
$\otimes n$  –  $n$ -кратное Кронекеровское произведение мат-

рицы с собой;  $n = \log_2 N$ , где  $N$  – длина кодового слова конструируемого кода. Алгоритмы построения полярных кодов подробно рассмотрены в [3].

Процедура кодирования описывается выражением  $x_1^N = u_1^N G_N$ , где  $x_1^N$  – кодовое слово;  $u_1^N$  – вектор, включающий информационные символы ( $u_i \notin A_c$ ,  $1 \leq i \leq N$ ) и «замороженные» биты ( $u_i \in A_c$ ,  $1 \leq i \leq N$ );  $G_N$  – порождающая матрица, задаваемая выражением  $G_N = B_N F^{\otimes n}$ , где  $B_N$  – матрица перестановки. Систематическое кодирование полярных кодов рассматривается в [4; 5].

**Декодирование.** Для декодирования полярных кодов в [1] предлагается алгоритм последовательного исключения (SC). Алгоритм основан на расчете коэффициента правдоподобия для каждого символа на каждом уровне поляризации канала. Число узлов определяется как  $N(\log_2 N + 1)$ . Также стоит отметить, что SC-декодирование является алгоритмом с мягким решением.

Дальнейшее развитие алгоритма последовательного декодирования представлено в работах [6; 7].



Показатель битовых ошибок для полярных кодов с SC-декодером, полярных подкодов и LDPC-кодов

**Моделирование полярных кодов.** На рисунке представлены результаты моделирования в канале с АГБШ с BPSK-модуляцией и мягким выходом по критерию уровня битовых ошибок (BER). В ходе работы были смоделированы: систематические полярные коды с SC-декодированием (1024, 512) и (2048, 1024) (кривые 1 и 2); полярные подкоды (1024, 512) и (2048, 1024) в соответствии с [2] (кривые 3 и 4); LDPC-коды (1032, 516) и (2064, 1032) в соответствии со стандартом IEEE 802.16 Wireless MAN [8].

Видно, что полярные коды с  $N \approx 1000$  показывают сходный уровень BER с аналогичными LDPC-кодами при показателе сигнал/шум  $< 2$  дБ. В остальных случаях полярные коды с SC-декодированием проигрывают LDPC-кодам. Однако полярные подкоды превосходят LDPC-коды во всех случаях. Для уровня  $BER = 10^{-5}$  энергетический выигрыш кодирования (ЭВК) для полярных подкодов (2048, 1024) составляет 0,5 дБ по сравнению с LDPC (2064, 1032). Для полярных подкодов (1024, 512) ЭВК приближается к 1 дБ по сравнению с LDPC-кодами (1032, 512).

**Заключение.** Полярные коды на сегодняшний день – один из наиболее перспективных алгоритмов помехоустойчивого кодирования. Результаты моделирования позволяют говорить о перспективности дальнейшего изучения различных подходов, развивающих идею полярных кодов. В следующих работах будет проведен детальный анализ различных подходов к полярному кодированию.

#### Библиографические ссылки

1. Arıkan E. Channel polarization: A method for constructing capacity-achieving codes for symmetric binary-input memoryless channels // *IEEE Transactions on Information Theory*. 2009. Vol. 55, No. 7. P. 3051–3073.
2. Полярные коды: от теории к практике [Электронный ресурс] / Кафедра «Распределенные вычисления и компьютерные сети» института компьютерных наук и технологий СПбПУ. URL:

<http://dcn.icc.spbstu.ru/index.php?id=polar> (дата обращения 06.09.2016).

3. Vangala H., Viterbo E., Hong Yi. A Comparative Study of Polar Code Constructions for the AWGN Channel [Электронный ресурс]. URL: <http://arxiv.org/abs/1501.02473> (дата обращения 05.09.2016).

4. Arıkan E. Systematic polar coding // *IEEE Communications Letters*. 2011. Vol. 15, No. 8. P. 860–862.

5. Vangala H., Viterbo E., Hong Yi. Efficient systematic polar encoding // *IEEE Communication Letters*. 2016. Vol. 20, No. 1.

6. Vangala H., Viterbo E., Hong Yi. A new multiple folded successive cancellation decoder for polar codes // *Information Theory Workshop ITW-2014, 2014*. URL: [http://www.ecse.monash.edu.au/staff/eviterbo/papers/itw14\\_Harish.pdf](http://www.ecse.monash.edu.au/staff/eviterbo/papers/itw14_Harish.pdf) (дата обращения 04.09.2016).

7. I. Tal and A. Vardy. List decoding of polar codes // *International Symposium on Information Theory*. August 2011. P. 1–5.

8. IEEE Std 802.16–2012 IEEE Standard for Air Interface for Broadband Wireless Access Systems. New York, 2012. 2442 p.

#### References

1. Arıkan E. Channel polarization: A method for constructing capacity-achieving codes for symmetric binary-input memoryless channels // *IEEE Transactions on Information Theory*. 2009. Vol. 55, No. 7. P. 3051–3073.
2. Polyarnye kody: ot teorii k praktike. Institut komp'yuternykh nauk i tekhnologiy SPbPU [Polar codes: from theory to practice. Institute of Computer Science and Technology at SPbPU]. Available at: <http://dcn.icc.spbstu.ru/index.php?id=polar> (accessed 06.09.2016). (In Russ.)
3. Vangala H., Viterbo E., Hong Yi. A Comparative Study of Polar Code Constructions for the AWGN Channel. Available at: <http://arxiv.org/abs/1501.02473>.

4. Arikan E. Systematic polar coding. *IEEE Communications Letters*. 2011. Vol. 15, № 8. P. 860–862.

5. Vangala H., Viterbo E., Hong Yi. Efficient systematic polar encoding // *IEEE Communication Letters*. 2016. Vol. 20, № 1.

6. Vangala H., Viterbo E., Hong Yi. A new multiple folded successive cancellation decoder for polar codes // *Information Theory Workshop ITW-2014*. 2014. Available

at: [http://www.ecse.monash.edu.au/staff/eviterbo/papers/itw14\\_Harish.pdf](http://www.ecse.monash.edu.au/staff/eviterbo/papers/itw14_Harish.pdf).

7. Tal I. and Vardy A. List decoding of polar codes // *International Symposium on Information Theory*. August 2011, P. 1–5.

8. IEEE Std 802.16–2012 IEEE Standard for Air Interface for Broadband Wireless Access Systems. New York, 2012. 2442 p.

© Тимофеев Г. С., 2016

УДК 621.396.946

### ПОМЕХОЗАЩИЩЕННОСТЬ ГНСС-ПРИЕМНИКА\*

В. Н. Тяпкин<sup>1</sup>, И. Н. Карцан<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Сибирский федеральный университет

Российская Федерация, 660041, Красноярск, просп. Свободный, 79

<sup>2</sup>Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М.Ф. Решетнева

Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. Красноярский рабочий, 31

E-mail: kartsan2003@mail.ru

*Рассмотрена структурная схема приемника на основе 5-отводного выравнивающего фильтра межканальной задержки сигналов.*

*Ключевые слова: навигационный космический аппарат, помеха, межканальная задержка, автокомпенсатор помех, навигационный приемник.*

### INTEGRATION OF GNSS RECEIVERS AND INERTIAL SENSORS\*

V. N. Tyapkin<sup>1</sup>, I. N. Kartsan<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Siberian Federal University

79, Svobodny Av., Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation

<sup>2</sup>Reshetnev Siberian State Aerospace University

31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation

E-mail: kartsan2003@mail.ru

*The research considers structural diagram of a receiver based on the 5-tap equalizing filter interchange delay signals.*

*Keywords: navigation spacecraft, interference, inter-channel delay compensator interference navigation receiver.*

Альманах представляет собой совокупность строк неоперативной информации, в которых заложена информация о наличии, работоспособности всех навигационных космических аппаратов (НКА) системы, а также эфемеридная информация. Программа прогноза определяет эфемериды всех НКА на заданный момент времени, затем на основе введенных априорных координат объекта определяется видимость данного НКА, а также априорные параметры сигнала – задержка и доплеровский сдвиг частоты. Погрешность целеуказания зависит от точности априорных координат, а также от возраста альманаха.

При начальном поиске сигнала из-за отсутствия синхронизации внутренней шкалы времени интерес представляет только прогнозируемый доплеровский сдвиг частоты сигнала НКА [1–2].

Для компенсации межканальной задержки сигналов в многоканальный корреляционный автокомпенсатор предлагается включать линии задержки приемных сигналов с формированием в каждой из них весовых коэффициентов.

Структурная схема приемника на основе 5-отводного выравнивающего фильтра межканальной задержки сигналов представлена на рис. 1.

Аддитивная смесь сигналов и помех принимается разнесенными антеннами, усиливается и преобразуется в сигналы промежуточной частоты аналоговыми трактами и затем поступает в аналогово-цифровые преобразователи. С их выходов цифровые коды аддитивной смеси сигналов и помех поступают на вход блока формирования выборки входных сигналов.

\*Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации (соглашение от 28.10.2014 г. № 14.574.21.0131, уникальный идентификатор проекта RFMEFI57414X0131).

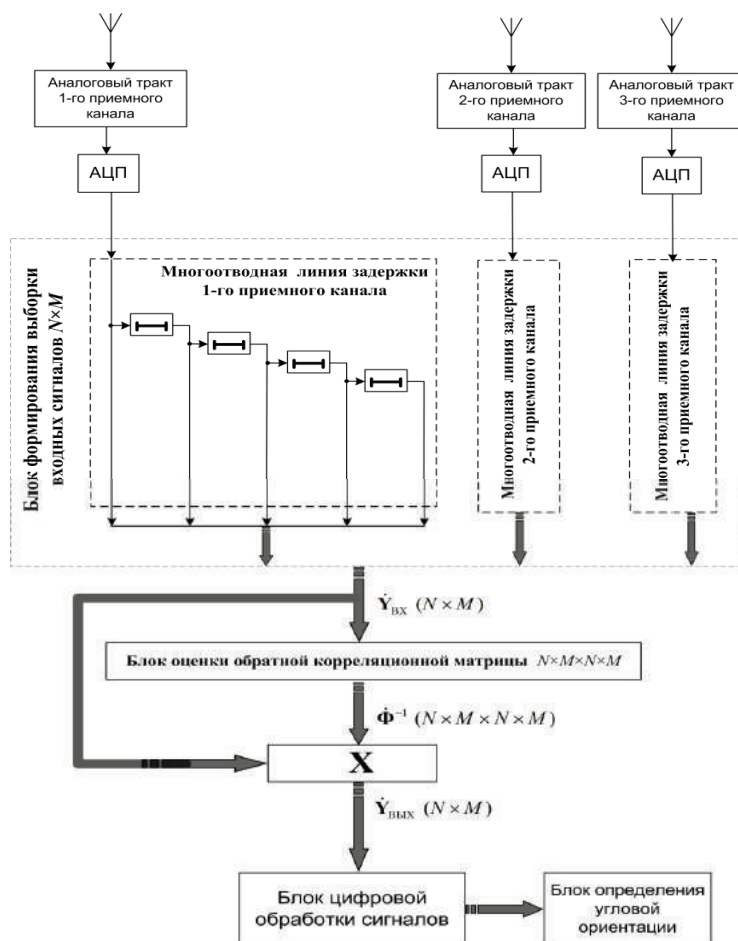


Рис. 1. Структурная схема 5-отводного выравнивающего фильтра межканальной задержки сигналов

Путем использования четырех последовательно соединенных линий задержки на выходе формируется выборка сигналов с набором дискрет задержки размерностью  $N \times M$ , где  $N$  – количество приемных каналов;  $M$  – количество отводов линий задержки.

С выхода блока формирования выборки входных сигналов цифровые сигналы по общей шине данных поступают на вход блока подавления помех.

Целью рекуррентного вычисления обратной корреляционной матрицы  $\Phi^{-1} (N \times M \times N \times M)$  и весовых коэффициентов является обеспечение минимальной мощности помех на выходе блока подавления помех.

Обратная корреляционная матрица помех содержит всю информацию об угловых положениях источников помех и излучаемой ими спектральной плотности мощности помехи. Определяя комплексные весовые коэффициенты и далее перемножая их с принятой выборкой входных сигналов каждого канала, добиваются образования «провалов» в результирующей диаграмме направленности (ДН) в направлении на поставщиков активных помех (ПАП).

В данной схеме увеличение коэффициента подавления помеховых колебаний достигается за счет пространственно-временной обработки сигналов приемных каналов. За счет подбора весовых коэффициентов в каждой линии задержки осуществляется максимизация

межканального коэффициента корреляции. Именно вычисление весового коэффициента в линии с определенным временем задержки и компенсирует межканальную задержку помехи каждого приемного канала. Результирующее время задержки соответствует максимальному времени распространения помехи между разнесенными антеннами. Исходя из этого в данной схеме увеличение степени корреляции помеховых колебаний приемных каналов производится как в пространственной, так и во временной области, что существенно повышает эффективность подавления помех. По своей сути начальная временная обработка принимаемых сигналов представлена на основе использования схемы фильтра с конечной импульсной характеристикой (КИХ-фильтр), с формированием опорного канала автокомпенсатора помех путем задержки входной смеси на интервал времени, равный интервалу декорреляции основного принимаемого сигнала при помощи многоотводной линии задержки (ЛЗ).

Такое построение архитектуры адаптивного автокомпенсатора позволяет повысить коэффициент подавления не только широкополосных помех (ШП) путем увеличения межканальной их корреляции с учетом конфигурации адаптивной антенной решетки, но и узкополосных помех (УП), поскольку в алгоритме подавления помех предусматривается их компен-

сация в основном канале на основе декоррелятора сигнала.

Структурная схема адаптивного автокомпенсатора для отдельного приемного канала, реализующего компенсацию задержек принимаемых сигналов и фильтрацию УП на основе КИХ-фильтра, представлена на рис. 2.

Выходной сигнал  $e(t_i)$  адаптивного фильтра формируется как линейная комбинация задержанных отсчетов входного сигнала  $x_{оп}(t_i)$ , взятых с весовыми коэффициентами (ВК)  $W_n$ , вычисляемыми на предыдущих итерациях ( $t_i-1$ ) по отношению к текущим итерациям  $t_i$ , т. е. как

$$e(t_i) = \sum_{n=1}^N W_n(t_i - 1)x(t_i - n + 1) = \mathbf{W}_N^H(t_i - 1)\mathbf{x}_N(t_i),$$

где  $N$  – число ВК фильтра;  $\mathbf{W}_N(t_i - 1) = [W_1(t_i - 1), W_2(t_i - 1), \dots, W_n(t_i - 1), \dots, W_{N-1}(t_i - 1), W_N(t_i - 1)]^T$  – вектор ВК (импульсная характеристика фильтра);  $\mathbf{x}_N(t_i) = [x(t_i), x(t_i - 1), \dots, x(t_i - n + 1), \dots, x(t_i - N + 2), x(t_i - N + 1)]^T$  – вектор сигналов в фильтре.

Порядок фильтра определяется как  $N - 1$ , т. е. по числу линий задержки. Векторы  $\mathbf{W}_N(t_i)$  и  $\mathbf{x}_N(t_i)$  в общем случае являются комплексными.

Таким образом, алгоритм подавления помех предполагает временную обработку принятой смеси по-

лезных сигналов и помех для подавления УП и защиты от ШП на основе пространственной фильтрации сигнала и помехи путем формирования провалов в диаграмме направленности в направлении помехи. Для этого в каждом приемном канале сигнал помехи, взятый с единичным весом, суммируют с сигналами помех остальных каналов, являющихся для него компенсационными, предварительно умноженными на весовые коэффициенты  $WP$ .

Для компенсации межканальной задержки сигналов в многоканальный корреляционный автокомпенсатор предлагается включать линии задержки приемных сигналов с формированием в каждой из них весовых коэффициентов. Для этого в программное обеспечение (ПО) блока формирования лучей и адаптации к помеховой обстановке ПО первичной обработки БЦОС необходимо внести корректировку схемы обработки согласно рис. 3.

Р-схема использования функции адаптации изображена на рис. 3.

Эффективность пространственно-временной обработки сигналов в адаптивных системах и обеспечение навигационно-временных определений в ГНСС-приемниках непосредственно зависят от использования программируемых алгоритмов и гибкости вычислительных операций.

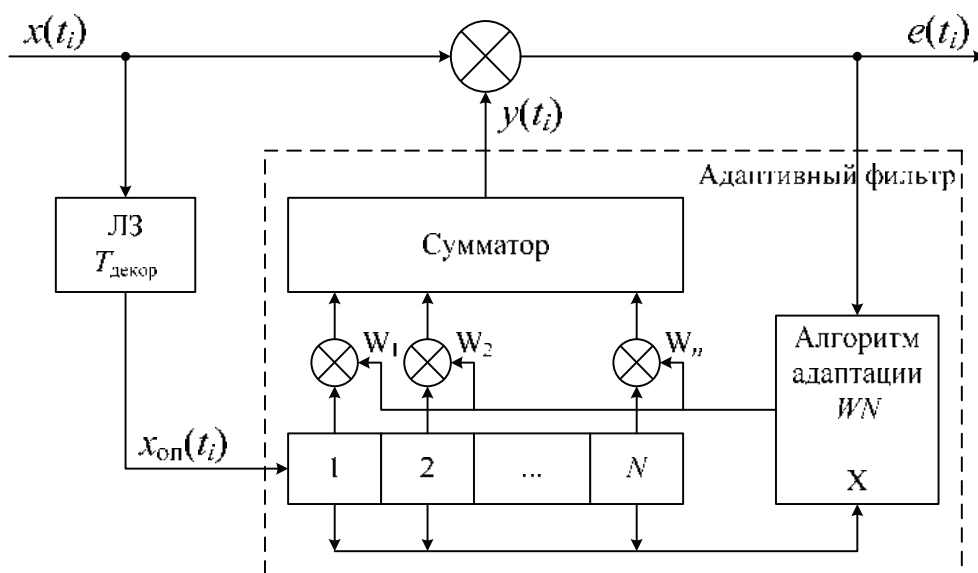


Рис. 2. Схема адаптивного компенсатора УП с опорным каналом на основе декоррелятора сигнала

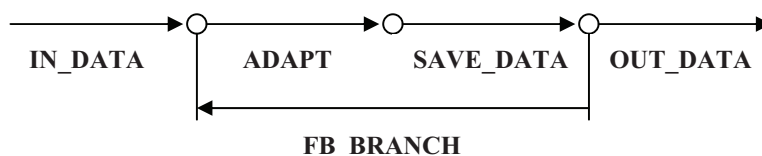


Рис. 3. Р-схема использования функции адаптивного подавления помехи

**Библиографические ссылки**

1. Карцан И. Н., Тимохович А. С., Карцан Т. И., Дмитриев Д. Д. Определение навигационных параметров объектов в условиях действия помех различного происхождения // Вестник СибГАУ. 2015. Т. 16, № 4. С. 891–897.

2. Correcting non-identity in receiving channels in interference-immune systems for GLONASS and GPS / Tyapkin V. N., Kartsan I. N., Dmitriev D. D., Goncharov A. E. // 2015 International Siberian Conference on Control and Communications, SIBCON 2015 – Proceedings 2015. С. 7147246.

**References**

1. Kartsan I. N., Timokhovitch A. S., Kartsan T. I., Dmitriev D. D. Determination of navigation parameters of objects in conditions of interference of various origins // Vestnik SibGAU. 2015. T. 16, № 4. P. 891–897.

2. Correcting non-identity in receiving channels in interference-immune systems for GLONASS and GPS / Tyapkin V. N., Kartsan I. N., Dmitriev D. D., Goncharov A. E., 2015 International Siberian Conference on Control and Communications, SIBCON 2015 – Proceedings 2015. P. 7147246.

© Тяпкин В. Н., Карцан И. Н., 2016

УДК 681.5.01

### **ОБЗОР ПРИМЕНЕНИЯ НА ПРАКТИКЕ МЕТОДА ОРТОГОНАЛЬНЫХ ПРОЕКЦИЙ ПРИ РАЗРАБОТКЕ СИСТЕМ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ**

В. А. Ушаков

Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения  
Российская Федерация, 190000, г. Санкт-Петербург, ул. Большая Морская, 67  
E-mail: mr.vitaly.usakov@yandex.ru

*Описываются примеры применения на практике метода ортогональных проекций, среди которых: наведение телескопов; управление антенными и энергетическими установками (в том числе в ракетно-космической области); управление торможением колес самолета.*

*Ключевые слова: САУ, система автоматического управления, применение на практике, метод ортогональных проекций, обобщенный метод Галеркина.*

### **REVIEW OF APPLYING A METHOD OF ORTHOGONAL PROJECTIONS IN THE DEVELOPMENT OF AUTOMATIC CONTROL IN PRACTICE**

V. A. Ushakov

Saint-Petersburg state University of Aerospace Instrumentation  
67, Bolshaya Morskaya Street, Saint-Petersburg, 190000, Russian Federation  
E-mail: mr.vitaly.usakov@yandex.ru

*The paper describes an example of practical application of the method of orthogonal projections, including: guidance telescopes; control antenna and power plants (including those in the aerospace field); aircraft wheel brake control.*

*Keywords: automatic control system, application in practice, method of orthogonal projections, generalized Galerkin method.*

На практике система автоматического управления (САУ) применяется для поддержания постоянного значения управляемой величины при изменяющихся возмущающих воздействиях (стабилизация температуры, давления, напряжения, углового положения летательного аппарата и т. п.), для изменения управляемой величины по заранее заданной программе (вывод ракеты на заданную траекторию, разворот телескопа с целью компенсации вращения Земли и т. д.), для воспроизведения произвольно изменяющегося задающего воздействия (антенна радиолокатора должна следить за маневрирующей целью, фреза копировально-фрезерного станка должна воспроизводить движение шупа по копиру и т. д.) [1].

Метод ортогональных проекций (обобщенный метод Галеркина) [2] дает возможность с единых математических, методологических и алгоритмических позиций решать задачу синтеза параметров регулятора по заданным показателям качества работы САУ в переходном режиме и позволяет решать задачу параметрического синтеза САУ при минимальных вычислительных затратах, что достигается путем алгебраизации решения задачи и сведения ее к задаче нелинейного программирования (НП) с целевой функцией. Решение задачи НП средствами Matlab/ Simulink показано в [3; 4].

С помощью обобщенного метода Галеркина решается целый класс задач, связанный с воспроизведением

ем произвольно изменяющегося задающего воздействия; в [2], например, была решена задача параметрического синтеза нелинейной САУ электропривода наведения перископического зеркала большого наземного телескопа РТ-70.

Кроме того, в [2] описан синтез параметров регулятора нелинейной непрерывной САУ бортовой антенной летательного аппарата и следящей системы стабилизации изображения на индикаторе радиолокационной станции.

Метод ортогональных проекций применяется при параметрическом синтезе регулятора системы автоматического управления торможением колес (САУ ТК). В [5] рассматривается на примере среднемагистрального самолета ТУ-134А-3 (Б-3), где оценка качества работы САУ ТК осуществлялась в следующих режимах: режим торможения при фиксированной скорости свободно катящегося колеса на «сухой» и «мокрой» взлетно-посадочной полосе (ВПП) и на «мокрой» ВПП при послепосадочном пробеге.

Применение обобщенного метода Галеркина для поддержания постоянного значения управляемой величины при изменяющихся возмущающих воздействиях, например, при параметрическом синтезе управления турбореактивным двигателем с форсажной камерой, где регулирование скорости вращения вала турбины осуществляется посредством изменения подачи топлива в двигатель, описано в [6].

Другим примером использования метода ортогональных проекций является синтез параметров регуляторов автономной электроэнергетической установки, который показан для каналов регулирования частоты и напряжения в [7].

В [8] в качестве объекта управления рассматривается комбинированная солнечно- и ветроэнергетическая установка, в состав которой входят сверхпроводниковый синхронный ветрогенератор, сверхпроводниковые силовые регуляторы тока (сверхпроводниковые индуктивные накопители энергии и сверхпроводниковые ограничители тока) и солнечная батарея. Для обеспечения надежной работы и решения задач энергоэффективности интеллектуальная система имеет три контура управления.

Первый контур управления реализует жесткий закон регулирования процессов пуска и выхода на номинальный режим работы, а также обеспечение требуемых динамических характеристик при переходе электроэнергетического комплекса из одного установившегося состояния в другое при изменении энергопотребления. Параметры алгоритма управления этого контура в [8] синтезируются с помощью обобщенного метода Галеркина.

Таким образом, в статье рассмотрены области и конкретные примеры применения на практике метода ортогональных проекций.

#### Библиографические ссылки

1. Бесекерский В. А., Попов Е. П. Теория систем автоматического управления. 4-е изд., перераб. и доп. СПб. : Профессия, 2004. 752 с.

2. Шишлаков В. Ф. Синтез нелинейных САУ с различными видами модуляции : монография. СПб. : СПбГУАП, 1999. 268 с.

3. Жуков А. Д., Ушаков В. А. Поиск экстремума алгебраической целевой функции в Simulink // Сб. докл. Научная сессия ГУАП. Ч. I. Технические науки / ГУАП. СПб., 2015. С. 235–238.

4. Жуков А. Д., Ушаков В. А. Оптимизация алгебраической целевой функции в Simulink // Современные технологии в задачах управления, автоматики и обработки информации : труды XXIV Междунар. науч.-техн. конф. / Издательский дом МЭИ. М., 2015. С. 99–100.

5. Крук А. Е. Синтез систем управления при случайных возмущениях прямым вариационным методом : дис. ... канд. техн. наук. СПб. : ГУАП, 2015. 149 с.

6. Шишлаков В. Ф., Шишлаков Д. В. Параметрический синтез многосвязных систем автоматического управления обобщенным методом Галеркина // Информационно-управляющие системы. 2006. № 3. С. 51–55.

7. Шишлаков В. Ф., Шишлаков Д. В., Цветков С. А. Синтез и моделирование автономной электроэнергетической установки // Информационно-управляющие системы. 2008. № 4. С. 14–17.

8. Концепция построения интеллектуальных защищенных систем управления для объектов децентрализованной энергетики / Л. И. Чубраева, А. Л. Ронжин, А. В. Шишлаков и др. // Труды СПИИРАН. 2014. № 2(33). С. 207–225.

#### References

1. Besekerskiy V. A., Popov E. P. *Teoriya sistem avtomaticheskogo upravleniya* [Theory of Automatic Control Systems]. Saint-Petersburg : Professiya Publ., 2004. 752 p. (In Russ.)

2. Shishlakov V. F. *Sintez nelineynykh SAU s razlichnymi vidami modulyatsii* [Synthesis nonlinear automatic control system with different types of modulation]. Saint-Petersburg : SPbGUAP publ., 1999. 268 p. (In Russ.)

3. Zhukov A. D., Ushakov V. A. [Search extremum of algebraic objective function in simulink]. *Sb. dokl. Nauchnaya sessiya GUAP* [Proc. Conf. “Scientific session SUAI”]. Spb., 2015. P. 235–238. (In Russ.)

4. Zhukov A. D., Ushakov V. A. [The algebraic optimization objective function in Simulink] // *Trudy XXIV Mezhdunarodnoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii Sovremennye tekhnologii v zadachakh upravleniya, avtomatiki i obrabotki informatsii* [Proc. of the XXIV Intern. Scientific Conf. “Modern technologies in management tasks automation and information processing”]. M., 2015. P. 99–100. (In Russ.)

5. Kruk A. E. *Sintez sistem upravleniya pri sluchaynykh vozmushcheniyakh pryamym variatsionnym metodom. Dis. kand. tekhn. nauk.* [Synthesis of control systems with random perturbations of the direct variational method. Cand. techn. sci. diss]. SPb. : GUAP publ., 2015. 149 p. (In Russ.)

6. Shishlakov V. F., Shishlakov D. V. [Parametric synthesis of multiply connected systems of automatic

control generalized Galerkin method] // *Informatsionno-upravlyayushchie sistemy*. 2006. № 3. P. 51–55. (In Russ.)

7. Shishlakov V. F., Shishlakov D. V., Tsvetkov S. A. [Synthesis and simulation of autonomous electric power installation] // *Informatsionno-upravlyayushchie sistemy*. 2008. № 4. P. 14–17. (In Russ.)

8. Chubraeva L. I., Ronzhin A. L., Shishlakov A. V., Ronzhin A. L., Shishlakov V. F. [The concept of building intelligent control systems for protected objects decentralized energy] // *Trudy SPIIRAN*. 2014. № 2(33). P. 207–225 (In Russ.)

© Ушаков В. А., 2016

УДК 621.396.663

## ПЕЛЕНГАЦИОННЫЙ МЕТОД ИЗМЕРЕНИЯ УГЛОВ ПРОСТРАНСТВЕННОЙ ОРИЕНТАЦИИ ПО СИГНАЛАМ ГНСС\*

Ю. Л. Фатеев, В. Н. Тяпкин, Д. Д. Дмитриев, Н. С. Кремез\*, А. Б. Гладышев

Сибирский федеральный университет  
Российская Федерация, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79  
\*E-mail: Nkremez@sfu-kras.ru

*Рассматриваются вопросы определения пространственного положения объектов по сигналам ГНСС на основе пеленгационного метода, с использованием многоэлементных антенных решеток в качестве интерферометра, обеспечивающего надежное разрешение фазовой неоднозначности и повышение точности измерения пространственной ориентации.*

*Ключевые слова: пеленгационный метод, пространственная ориентация, навигационная аппаратура, антенные решетки.*

## DF METHOD OF MEASURING THE ANGLES OF SPATIAL ORIENTATION OF GNSS SIGNALS

Yu. L. Fateev, V. N. Tyapkin, D. D. Dmitriev, N. S. Kremez\*, A. B. Gladyshev

Siberian Federal University  
79, Svobodny Av., Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation  
\*E-mail: Nkremez@sfu-kras.ru

*The research considers problems of determining the spatial position of objects on GNSS signals based on the DF method, using a multi-element antenna arrays as an interferometer, to provide a reliable resolution of phase ambiguity and improve the accuracy of measurement of spatial orientation.*

*Keywords: direction-finding method, spatial orientation, navigation consumer equipment, antenna arrays.*

**Введение.** Навигационная аппаратура потребителя (НАП) спутниковых радионавигационных систем (СРНС) постоянно совершенствуется и развивается, одним из перспективных направлений развития является применение в качестве антенной системы антенных решеток (АР). Это позволяет повысить помехоустойчивость и точность измерения радионавигационных параметров, а также обеспечивает надежное разрешение фазовой неоднозначности связанного с антенной системой объекта за счет большой избыточности измерений [1]. Использование АР обусловлено также многофункциональностью их применяемости: при измерении координат и вектора скорости объекта можно сформировать узкую диаграмму направленности (ДН) для каждого навигационного космического аппарата (НКА) СРНС в отдельности, что обеспечивает значительное увеличение отношения сигнал/шум и повышение помехоустойчивости [2]; при измерении углов пространственной ориентации АР используется как многобазовый интерферометр.

**Пеленгационный метод измерения углов пространственной ориентации.** Задача нахождения направляющих косинусов на источники излучения сигналов – это задача радиопеленгации. В данном случае отличием от обычной радиопеленгационной задачи является то, что конфигурация источников излучения точно известна. В основу угловых измерений положен интерферометрический метод. Антенная система НАП представляет собой однобазовый или многобазовый интерферометр [3–4]. Направляющие косинусы вектора-базы могут быть определены по уравнению скалярного произведения векторов:

$$\frac{\lambda\Phi}{2\pi} = \Phi = k_x x + k_y y + k_z z, \quad (1)$$

где  $\Phi$  – фазовый сдвиг, выраженный в единицах длины, являющийся разностью хода сигналов НКА между антеннами  $A_0$  и  $A_1$ ;  $k_x, k_y, k_z$  – направляющие косинусы вектора-направления на НКА;  $x, y, z$  – координаты вектора-базы.

\*Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации (соглашение № 14.575.21.0081, уникальный идентификатор проекта RFMEFI57514X0081).



При применении антенных решеток в качестве интерферометра для определения пространственной ориентации становится более целесообразным использование пеленгационного метода, преимуществами которого являются: возможность работы по минимальному созвездию, поскольку пеленги на НКА производятся отдельно по каждому НКА; матрица коэффициентов системы линейных уравнений постоянна и определяется только конфигурацией антенной системы, в то время как в навигационном методе матрица коэффициентов определяется геометрией НКА.

Конфигурацию антенной системы можно подобрать так, чтобы минимизировать погрешность измерения и время вычисления. Таким образом, пеленги определяются отдельно по каждому НКА с помощью линейной части системы уравнений, что значительно упрощает решение. Для определения ориентации объекта необходимо измерить положение векторов-баз в системе координат, связанной с Землей, для чего используются результаты измерения фазового сдвига сигналов НКА между разнесенными антеннами по двум базам. Также требуется получить решение задачи, если длины баз и угол между ними априорно неизвестны, например, при калибровке антенной системы радионавигационной аппаратуры.

Вычисление направляющих косинусов векторов-баз осуществляют на основе уравнения (1). В зависимости от количества баз используемого интерферометра исходная система уравнений включает  $N_b \times N$  линейных уравнений, где  $N_b$  – число баз интерферометра;  $N$  – число наблюдаемых НКА. В системе координат, связанной с объектом, известными считаются координаты векторов-баз, а неизвестными – направляющие косинусы направлений на НКА.

Полученную систему уравнений можно дополнить  $N$  уравнениями связи между направляющими косинусами направлений на НКА и  $N(N-1)/2$  уравнениями связи между направлениями на различные НКА:

$$\begin{cases} k_{xi}x_j + k_{yi}y_j + k_{zi}z_j, \\ \sqrt{k_{xi}^2 + k_{yi}^2 + k_{zi}^2} = 1, \\ k_{xm}k_{xn} + k_{ym}k_{yn} + k_{zm}k_{zn} = \cos \gamma_{mn}. \end{cases} \quad (2)$$

При использовании  $m$ -антенного интерферометра одна из антенн используется в качестве опорной антенны и вместе с остальными антеннами образует  $m-1$  векторов-баз. Система уравнений (2) идентична системе уравнений для многобазового интерферометра.

Роль неизвестных координат векторов-баз в системе (2) играют неизвестные координаты векторов-направлений на НКА, а роль коэффициентов – известные координаты векторов-баз [5]. Таким образом, данная система уравнений симметрична относительно групп параметров, одна из которых – координаты векторов-баз, а другая – направляющие косинусы направлений на НКА.

Решение системы уравнений (2) аналогично решению задачи для случая многобазового интерферометра. В результате решения системы уравнений (2) по-

лучим направляющие косинусы векторов-баз в связанной с объектом системе координат. Поскольку известна конфигурация навигационного созвездия в топоцентрической системе координат (ТЦСК), можно найти направляющие косинусы осей ТЦСК в связанной с объектом системе координат.

Разработанный пеленгационный метод измерения углов пространственной ориентации позволяет эффективно использовать преимущества АР.

Алгоритм разрешения фазовой неоднозначности, основанный на пеленгационном методе, позволяет использовать переборные методы даже при достаточно длинных базах по причине небольшого числа вариантов перебора.

### Библиографические ссылки

1. Шарфунова Т. Г., Тяпкин В. Н., Дмитриев Д. Д. Точность измерения навигационных параметров в навигационной аппаратуре потребителя спутниковой радионавигационной системы ГЛОНАСС, оснащенной антенной решеткой // Радиотехника. 2013. № 6. С. 022–025.
2. Дмитриев Д. Д., Тяпкин В. Н., Кремез Н. С. Методы адаптации фазированных антенных решеток к помехам в спутниковых радионавигационных системах // Радиотехника. 2013. № 9. С. 39–43.
3. Пеленгационный метод измерения углов пространственной ориентации в навигационной аппаратуре ГЛОНАСС/ GPS / Ю. Л. Фатеев, Д. Д. Дмитриев, В. Н. Тяпкин и др. // Научно-технические технологии. 2015. Т. 16, № 3. С. 86–90.
4. Фазовые измерения в угломерной аппаратуре ГЛОНАСС/ GPS без разрешения фазовой неоднозначности / Ю. Л. Фатеев, Д. Д. Дмитриев, В. Н. Тяпкин и др. // Научно-технические технологии. 2014. Т. 15, № 9. С. 16–19.
5. Разрешение фазовой неоднозначности в угломерной навигационной аппаратуре ГЛОНАСС/ GPS / Ю. Л., Фатеев Д. Д. Дмитриев, В. Н. Тяпкин и др. // Успехи современной радиоэлектроники. 2014. № 5. С. 67–70.

### References

1. Sharfunova T. G., Tyapkin V. N., Dmitriev D. D. [The measurement accuracy of navigation parameters in user equipment GLONASS satellite navigation system, equipped with an antenna array] // Radiotekhnika. 2013. № 6. P. 022–025. (In Russ.)
2. Dmitriev D. D., Tyapkin V. N., Kremez N. S. [Methods of adaptation of the phased antenna array to noise in satellite radio navigational systems] // Radiotekhnika. 2013. № 9. P. 039–043. (In Russ.)
3. Fateev Yu. L., Dmitriev D. D., Tyapkin V. N., Kremez N. S., Tyapkin I. V. [DF method for measuring the angles of the spatial orientation of the navigation equipment GLONASS / GPS] // Science intensive technologies. 2015. Vol. 16, № 3. P. 86–90. (In Russ.)
4. Fateev Yu. L., Dmitriev D. D., Tyapkin V. N., Kremez N. S. [Phase measurement in angle measuring equipment GLONASS/ GPS without the permission of

ambiguities] // Science intensive technologies. 2014. Vol. 15, № 9. P. 16–19 (In Russ.)

5. Fateev Yu. L., Dmitriev D. D., Tyapkin V. N., Grebennikov A. V., Bondarev V. N. [Resolution of phase ambiguity in angle measuring navigation equipment of

GLONASS/ GPS] // Uspekhi sovremennoy radioelektroniki. 2014. № 5. P. 67–70 (In Russ.)

© Фатеев Ю. Л., Тяпкин В. Н., Дмитриев Д. Д., Кремез Н. С., Гладышев А. Б., 2016

УДК 621.39:621.39.82

## АНАЛИЗ ВОЗДЕЙСТВИЯ АДДИТИВНЫХ ПОМЕХ НА ШИРОКОПОЛОСНЫЙ СИГНАЛ\*

А. В. Черноусов

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва  
Российская Федерация, 662972, г. Железнодорожск Красноярского края, ул. Ленина, 52  
E-mail: avchernouosv@iss-reshetnev.ru

*Рассмотрено влияние аддитивной узкополосной помехи, аддитивного белого гауссовского шума на широкополосные сигналы в системах спутниковой связи. Приводится расчет вероятности достоверного приема вейвлет-модулированного широкополосного сигнала в условиях воздействия аддитивных помех.*

*Ключевые слова: вейвлет-модулированный широкополосный сигнал, АБГШ, аддитивная узкополосная помеха, вероятность достоверного приема, отношение сигнал/ шум.*

## THE ANALYSIS OF ADDITIVE INTERFERENCE INFLUENCE ON BROADBAND SIGNAL\*

A. V. Chernousov<sup>1</sup>

JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems  
52, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation  
E-mail: avchernouosv@iss-reshetnev.ru

*The article presents a review of additive narrow band interference and additive white Gaussian noise influence on broadband signals in satellite communication systems. It also describes the calculation of correct receiving probability of wavelet modulated wideband signal under influence of additive interferences.*

*Keywords: wavelet modulated wideband signal, additive white Gaussian noise, additive narrow band interference, probability of correct receiving signal/ noise ratio.*

Анализ текущего состояния современных систем спутниковой связи выявил ряд закономерностей, связанных с непрерывным ростом уровня помеховой обстановки. Наиболее явно данная ситуация проявляется в системах спутниковой связи на геостационарной орбите (ГСО). В первую очередь это обусловлено высокой плотностью размещения космических аппаратов (КА) в орбитальных позициях на ГСО и приводит к возникновению большого числа межсистемных помех. Также рост объема передаваемой информации приводит к перегрузке частотного диапазона и, как следствие, к возникновению внутрисистемных помех.

Одним из эффективных методов противодействия ухудшающейся помеховой обстановке является применение широкополосных сигналов, позволяющих повысить вероятность достоверного приема и обработки передаваемой информации. Существует несколько способов формирования широкополосных сигналов [1–2], часть которых достаточно подробно

исследованы ранее [3–5]. В данной работе исследована способность широкополосных сигналов, основанных на расширении спектра совместным применением псевдослучайных последовательностей (ПСП) и вейвлет-функций, противостоять аддитивным узкополосным и широкополосным помехам.

Стоит отметить, что, несмотря на все разнообразие, не существует ни одного вида помехи, которая была бы наилучшей для всех систем обработки информации с расширением спектра сигнала, точно так же как не существует ни одной системы, являющейся наиболее эффективной для всех видов помех. Поэтому в работе рассмотрено влияние наиболее распространенных помех: узкополосной аддитивной помехи, аддитивного белого гауссовского шума (АБГШ).

Блок-схема канала передачи информации для моделирования воздействия аддитивной помехи на спектр вейвлет-модулированного широкополосного сигнала (ВМ ШПС) представлена на рис. 1.

\*Работа выполнена при поддержке Фонда содействия развитию малых форм предприятий в научно-технической сфере, конкурс «УМНИК 15-11 № 0019580».

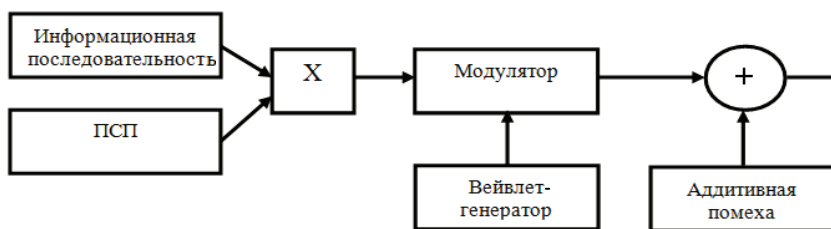


Рис. 1. Блок-схема канала передачи информации для моделирования воздействия аддитивной помехи на VM ШПС

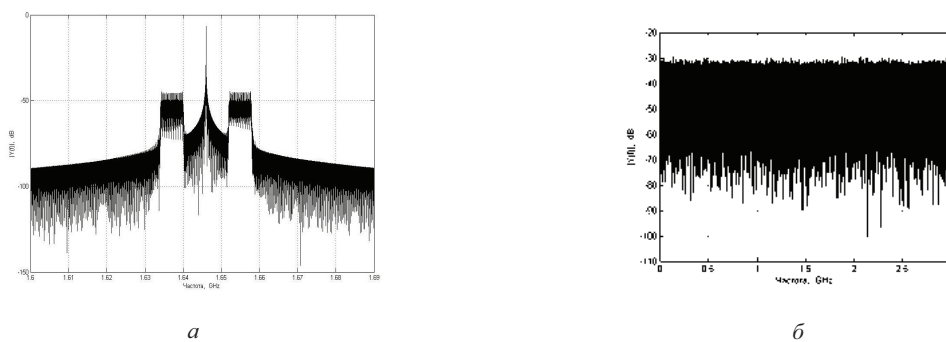


Рис. 2. Спектр сигнала, модулированного вейвлетом Шеннона: *a* – при воздействии аддитивной узкополосной помехи; *б* – при воздействии АБГШ при отношении сигнал/ шум (-19) дБ

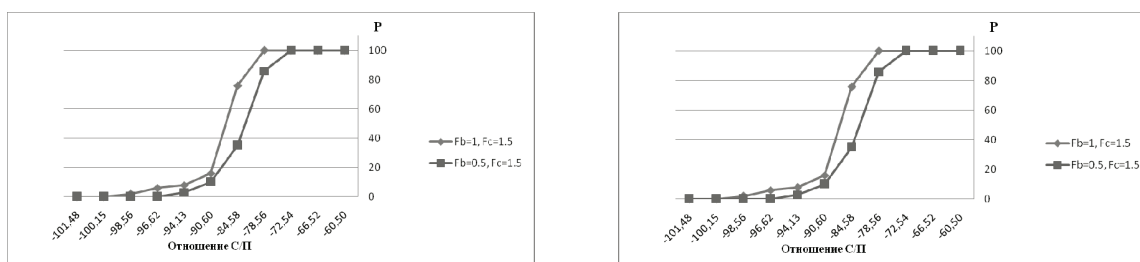


Рис. 3. Зависимость вероятности правильного приема сигнала от отношения сигнал/помеха при воздействии аддитивной узкополосной помехи

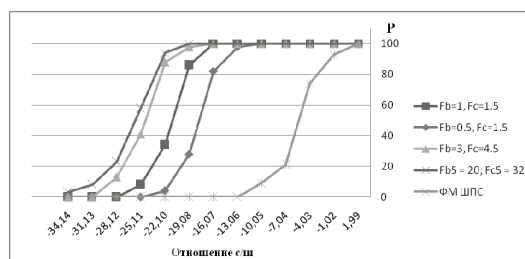


Рис. 4. Зависимость вероятности правильного приема сигнала от отношения сигнал-шум при воздействии АБГШ

Способ формирования широкополосного сигнала характеризуется тем, что информационный сигнал расширяется при помощи ПСП, после чего поступает на вход модулятора. При модуляции полученной последовательности каждый бит модулируется вейвлет-функцией. Единицы и нули последовательности модулируются обратными вейвлет-функциями. В качестве аддитивной помехи был выбран синусоидальный сигнал с частотой 1,646 ГГц и АБГШ.

Результаты моделирования воздействия аддитивной синусоидальной помехи и АБГШ на VM ШПС представлены на рис. 2.

Анализ полученных результатов показал следующее:

1. Аддитивная помеха не влияет на ширину спектра сигнала, модулированного вейвлет-функцией. Спектр сигнала лежит «в стороне» от спектра помехи, поэтому практически не искажается.

2. При воздействии АБГШ мощность шума превышает мощность информационного сигнала. Спектр сигнала находится «под шумом».

Расчет вероятности достоверного приема ВМ ШПС в условиях воздействия АБГШ и аддитивной узкополосной помехи представлен на рис. 3–4.

#### Библиографические ссылки

1. Дронов А. Е. Исследование и оптимизация методов помехоустойчивого кодирования в системах ведомственной радиосвязи : дис. ... канд. техн. наук : 05.12.13. М., 2004. 164 с.
2. Степанов А. В., Верзунов Г. Н., Ганзий Д. Д. Защита от радиопомех в спутниковой связи // Технологии и средства связи. 2008. № 6. С. 90–93.
3. Международный союз электросвязи [Электронный ресурс]. URL: <http://www.itu.int/>.
4. Технологии и средства связи : журнал. 2008. М. : Гротеск, 2008.

5. Torrieri D. J. Principles of secure communication systems. Dedham, M.A. : Artech House Inc., 1985. 286 p.

#### References

1. Dronov A. E. Issledovanie i optimizatsiya metodov pomekhoustoychivogo kodirovaniya v sistemakh vedomstvennoy radiosvyazi : dis. ... kand. tekhn. nauk : 05.12.13. M., 2004. 164 p.
2. Stepanov A. V., Verzunov G. N., Ganziy D. D. Zashchita ot radiopomekh v sputnikovoy svyazi // Tekhnologii i sredstva svyazi. 2008. № 6. P. 90–93.
3. Mezhdunarodnyy soyuz elektrosvyazi [Elektronnyy resurs]: rezhim dostupa: <http://www.itu.int/>.
4. Tekhnologii i sredstva svyazi : zhurnal. 2008. July M. : Grotesk, 2008.
5. Torrieri D.J. Principles of secure communication systems. Dedham, M.A. : Artech House Inc., 1985. 286 p.

© Черноусов А. В., 2016

УДК 519.234

### ОБ АЛГОРИТМЕ УПРАВЛЕНИЯ ЭКСТРЕМАЛЬНЫМ БЕЗЫНЕРЦИОННЫМ ОБЪЕКТОМ

Е. А. Чжан

Сибирский федеральный университет  
Российская Федерация, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79  
E-mail: ekach@list.ru

*Рассматривается задача экстремального управления безынерционным объектом, когда математическое описание объекта остается неизвестным. Подобные объекты часто встречаются в аэрокосмической промышленности.*

*Ключевые слова: экстремальное управление, безынерционный объект, непараметрический алгоритм управления*

### CONTROL ALGORITHM OF EXTREMAL INERTIALESS OBJECT

E. A. Chzhan

Siberian Federal University  
79, Svobodny Av., Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation  
E-mail: ekach@list.ru

*We consider the problem of external control of inertialess discrete-continuous object with unknown mathematical structure. Such objects are typical for space industry.*

*Keywords: inertialess object, non-parametric control algorithm.*

**Введение.** Рассматривается задача экстремального управления многомерными дискретно-непрерывными процессами. В настоящее время широкое распространение получили параметрические методы, когда уравнения объекта управления задано с точностью до параметров [1–3]. Также рассматривается задача экстремального управления технологическими процессами в условиях неопределенности, когда имеется возможность проведения пассивного эксперимента [4]. В настоящем докладе приведены результаты мо-

делирования экстремального объекта, когда уравнение объекта остается неизвестным.

В космических отраслях возникают задачи экстремального управления при производстве электрорадиоизделий, где часто встречаются процессы дискретно-непрерывного типа.

**Постановка задачи.** Пусть объект описывается неизвестной исследователю экстремальной характеристикой типа минимум. Проиллюстрируем это на рисунке. На рис. 1 приняты следующие обозначения:

$u(t) = (u_1(t), u_2(t), \dots, u_m(t)) \in \Omega(u) \subset R^m$  – управляющее воздействие,  $x(t) = (x_1(t), x_2(t), \dots, x_n(t)) \in \Omega(x) \subset R^n$  – выходные переменные процесса,  $h(t) = (h_1(t), h_2(t), \dots, h_n(t)) \in \Omega(h) \subset R^n$ . Величина задающего воздействия  $x^*(t) = (x^*_1(t), x^*_2(t), \dots, x^*_n(t)) \in \Omega(x) \subset R^n$  неизвестна. Задача управления состоит в том, чтобы привести значение выходной переменной в точку минимума.

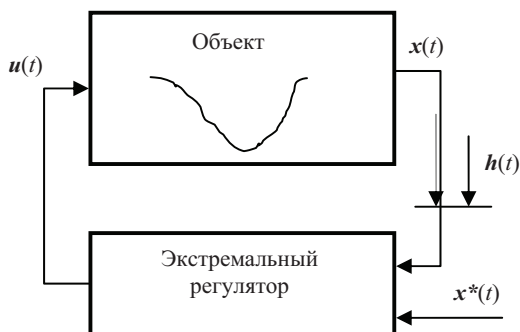


Рис. 1. Схема управления экстремальным объектом

**Непараметрический алгоритм экстремального управления.** Для управления экстремальным объектом с неизвестной характеристикой предлагается использовать следующий прием. В качестве задающего воздействия принять значение меньше, чем текущее значение  $x(t)$  [5]. Значение управляемой переменной  $u(t)$  формируется согласно непараметрическому алгоритму дуального управления [5].

В этом случае непараметрический алгоритм управления имеет следующий вид. Величину управляющего воздействия находим покомпонентно, начиная с  $u_1$ :

$$u_{s+1}^1 = \frac{\sum_{i=1}^s u_i^1 \Phi\left(\frac{x_s^* - x_i}{c_s^x}\right) \prod_{l=1}^k \Phi\left(\frac{\mu_{s+1}^l - \mu_i^l}{c_s^{\mu_l}}\right)}{\sum_{i=1}^s \Phi\left(\frac{x_s^* - x_i}{c_s^x}\right) \prod_{l=1}^k \Phi\left(\frac{\mu_{s+1}^l - \mu_i^l}{c_s^{\mu_l}}\right)} + \Delta u_{s+1}^1, \quad (1)$$

где  $\Delta u_{s+1}^1$  – поисковый шаг;  $\mu_i^l$  – контролируемые, но неуправляемые входные переменные. Затем значение

переменных  $u_2 - u_m$  вычисляется в соответствии со следующей формулой:

$$u_{s+1}^j = \frac{\sum_{i=1}^s u_i^j \Phi\left(\frac{x_s^* - x_i}{c_s^x}\right) \prod_{l=1}^k \Phi\left(\frac{\mu_{s+1}^l - \mu_i^l}{c_s^{\mu_l}}\right) \prod_{q=1}^{j-1} \Phi\left(\frac{u_{s+1}^q - u_i^q}{c_s^{u_q}}\right)}{\sum_{i=1}^s \Phi\left(\frac{x_s^* - x_i}{c_s^x}\right) \prod_{l=1}^k \Phi\left(\frac{\mu_{s+1}^l - \mu_i^l}{c_s^{\mu_l}}\right) \prod_{q=1}^{j-1} \Phi\left(\frac{u_{s+1}^q - u_i^q}{c_s^{u_q}}\right)} + \Delta u_{s+1}^j, \quad (2)$$

Параметры размытости  $c_s^x, c_s^{\mu_l}, c_s^{u_q}$  находятся также покомпонентно таким образом, чтобы не возникало неопределенности при вычислении оценок (1) и (2). Подробно алгоритм отыскания параметров изложен в [5].

**Вычислительный эксперимент.** Рассмотрим эксперимент по экстремальному управлению объекта, на который действует управляемая контролируемая переменная  $u$ , контролируемая, но неуправляемая  $\mu$ . Уравнение объекта имеет следующий вид:

$$x = (u - \mu)^2 + 2. \quad (3)$$

На выход объекта действует помеха

$$h = 0,1x(t)\xi, \quad (4)$$

где  $\xi$  – случайная величина, распределенная по равномерному закону в интервале  $[-1, 1]$ .

Слева (рис. 2, а) показаны результаты экспериментов при  $\mu = 0,5 \sin(0,03t)$ , справа (рис. 2, б) –  $\mu = 0,5 \sin(0,06t)$ . В рамках вычислительного эксперимента, мы знаем, что минимум  $x_{\min} = 2$ . При различных значениях неуправляемой входной переменной  $\mu$  данное значение было достигнуто менее чем за 80 тактов.

**Заключение.** Рассмотрена задача непараметрического управления многомерным экстремальным объектом. Специально проанализирован вопрос о поведении параметров размытости в алгоритмах управления. Предложенные алгоритмы могут быть применены в задачах управления космическими аппаратами. Приведены некоторые результаты численных исследований, иллюстрирующих достаточную высокую эффективность предложенных алгоритмов.

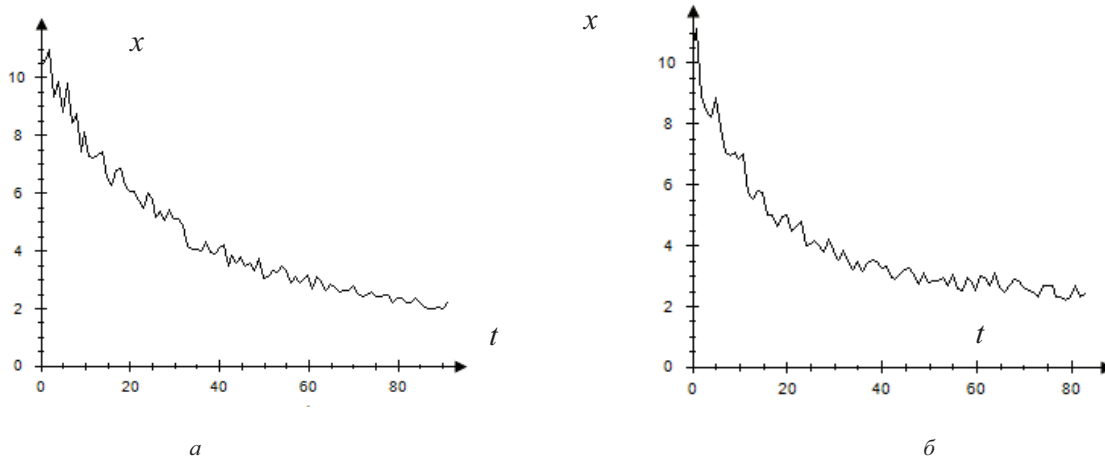


Рис. 2. График выходной переменной  $x$

## Библиографические ссылки

1. Лейтманн Г. Введение в теорию оптимального управления. М. : Наука, 1968.
2. Wittenmark Björn, Urquhart Alexander. Adaptive extremal control // 34th Conference on Decision and Control. 1995.
3. Lefcourt H. M. (ed.). Research with the locus of control construct: extensions and limitations. Elsevier, 2013.
4. Дёмин Д. А. Применение искусственной ортогонализации в поиске оптимального управления технологическими процессами в условиях неопределенности // Восточно-Европейский журнал передовых технологий. 2013. Т. 5, № 9 (65).
5. Медведев А. В. Основы теории адаптивных систем / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2015. 526 с.

## References

1. Leytmann G. *Vvedenie v teoriyu optimal'nogo upravleniya* [Introduction to the theory of optimal control]. M. : Nauka, 1968.
2. Wittenmark Björn, Urquhart Alexander. Adaptive extremal control // 34th Conference on Decision and Control. 1995.
3. Lefcourt Herbert M., ed. Research with the locus of control construct: extensions and limitations. Elsevier, 2013.
4. Demin D. A. Primenenie iskusstvennoy ortogonalizatsii v poiske optimal'nogo upravleniya tekhnologicheskimi protsessami v usloviyakh neopredelennosti [The use of artificial orthogonalization in finding the optimum process control in the face of uncertainty] // Vostochno-Evropeyskiy zhurnal peredovykh tekhnologiy. 2013. Vol. 5, № 9 (65).
5. Medvedev A. V., *Osnovy teorii adaptivnykh sistem* [Fundamentals of Adaptive Systems Theory, SibSAU Publishing. Krasnoyarsk, 2015. (In Russ.)

© Чжан Е. А., 2016

УДК 621.396.67

## СВЕРХРАЗРЕШЕНИЕ В АНТЕННЫХ РЕШЕТКАХ

В. А. Чистяков, В. Ю. Куприц

Томский государственный университет систем управления и радиоэлектроники  
 Российская Федерация, 634050, г. Томск, просп. Ленина, 40  
 E-mail: vitalys1367@mail.ru

*Промоделированы методы сверхразрешения, позволяющие оценивать угловые координаты источников радиоизлучения, а также их число. Произведена оценка среднеквадратического отклонения определения угловых координат.*

*Ключевые слова: сверхразрешение, антенные решетки, угловые координаты, метод Кейпона, метод Music, метод Root-Music.*

## SUPERRESOLUTION IN ANTENNA ARRAYS

V. A. Chistyakov, V. U. Kuprits

Tomsk State University of Control Systems and Radioelectronics  
 40, Lenina Av., Tomsk, 634050, Russian Federation  
 E-mail: vitalys1367@mail.ru

*The research presents with simulated methods of superresolution, permissive to measure angular coordinate of radio source and their number. It evaluates the standard deviation determining the angular coordinate.*

*Keywords: superresolution, antenna arrays, angular coordinates, Keypona method, Music method, Root-Music method.*

В настоящее время ни одно радиотехническое средство не может обходиться без антенной системы, начиная от примитивных радиоприемников и заканчивая сложными космическими системами. Так, на современных космических аппаратах (КА) связи устанавливаются сложные антенные решетки, которые различаются своей конфигурацией, набором элементов и рядом других немаловажных параметров.

Основным направлением развития космических технологий является помехозащита КА связи. Для решения данной задачи в ряде случаев необходимо путем обработки исследуемого сигнала определить количество источников излучения и установить их угловые координаты. К подобным случаям относятся, например, преднамеренные помехи, создаваемые противником из разных точек пространства, или естественные помехи.

венные помехи, обусловленные особенностями распространения сигналов в околоземном пространстве и водной среде, приводящими к многолучевости в точке приема. В условиях нестационарной помеховой обстановки методы помехозащиты могут быть реализованы, если предварительно определены угловые координаты постановщиков помех и их число.

Оценить угловые координаты источников радиоизлучения позволяют методы сверхразрешения. Данные методы основаны на обращении корреляционной матрицы сигнала, полученного с выхода антенной системы.

Метод Кейпона применим к антенным решеткам любой конфигурации и дает достаточно низкий уровень боковых лепестков пеленгационного рельефа, но требует большого числа облучающих выборок. Пеленгационный рельеф формируется по формуле [1–2]

$$Q = \frac{1}{V^H R^{-1} V}, \quad (1)$$

где  $R^{-1}$  – обратная корреляционная матрица;  $V$  – вектор-гипотеза.

Метод Music опирается на понятия сигнального и шумового подпространств корреляционной матрицы. Пеленгационный рельеф такого алгоритма формируется по формуле [1–2]

$$Q = \frac{1}{V^H P V}, \quad (2)$$

где  $P$  – проектор на шумовое подпространство.

Алгоритм Music так же, как и Кейпона, применим для АР любой конфигурации, но разрешение у данного метода лучше (см. рисунок).

Недостатками алгоритма Music являются необходимость предварительной оценки размерности сигнального подпространства, а также сравнительно высокая вычислительная сложность.

Метод Root-Music основан на анализе собственных векторов корреляционной матрицы  $R$ , его отличительной особенностью является более высокая точность оценивания угловых координат, чем у методов, использующих лишь непосредственно корреляционную матрицу.

Алгоритм Root-MUSIC применительно к линейным антенны решеткам можно описать следующими шагами:

1. Оценка корреляционной матрицы  $R$ .
2. Разложение корреляционной матрицы на собственные вектора и значения.
3. Формирование матрицы  $C$ , составленной из собственных векторов  $R$ .
4. Получение коэффициентов полинома путем суммирования элементов на диагоналях матрицы  $C$ .
5. Вычисление корней полинома  $D(z)$ .
6. Отбор значений  $z$ , лежащих на единичной окружности, которые формируют взаимно сопряженные пары.
7. Определение пеленгационных углов по формуле [3]

$$\alpha_m = \arcsin\left(\frac{1}{\pi} \arg(z_m)\right). \quad (3)$$

Таблица 1

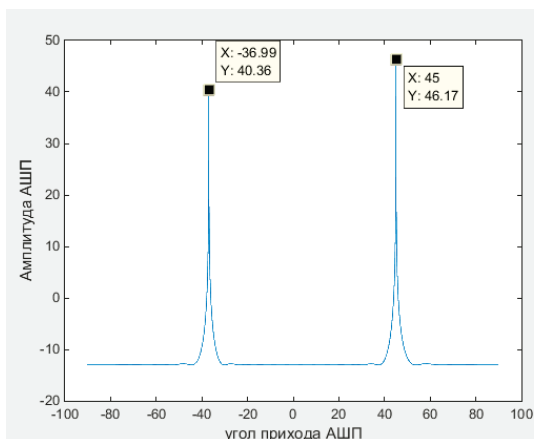
Результат моделирования алгоритма Root-Music

Корень	Угол, град.
$-0,3143 - j0,9494$	$-37,997^0$
$-0,6056 + j0,7958$	$45,998^0$

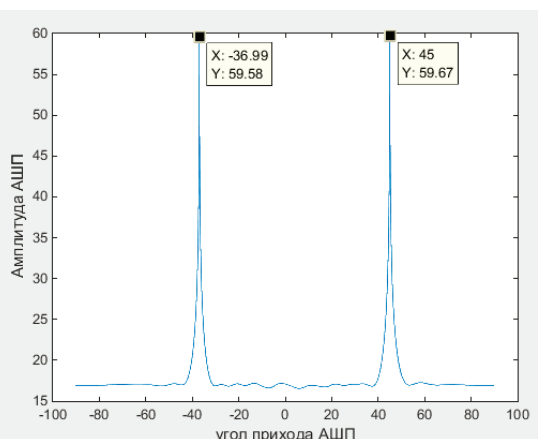
Моделируя работу данных алгоритмов в среде программирования Matlab, авторы получили результаты оценки угловых координат (табл. 1). В качестве сигналов были использованы активные шумовые помехи с углами прихода  $-40^\circ$  и  $45^\circ$ .

Также проведена оценка эффективности определения угловых координат посредством измерения среднеквадратического отклонения (СКО) при изменении отношения мощности помехи к мощности внутреннего шума, результаты представлены в табл. 2.

Анализируя полученные результаты, можно смело утверждать, что метод Music является более предпочтительным среди рассмотренных методов сверхразрешения, так как он не только позволяет довольно точно оценивать угловые координаты источников радиоизлучений, но и применим для антенных решеток различных конфигураций.



а



б

Пеленгационный рельеф:  
а – метод Music, б – метод Кейпона

Среднеквадратические отклонения

$P_c/P_{ш}, \text{дБ}$	$\sigma, \text{град}$		
	Кейпона	Music	Root-Music
40	0,0045	0,0043	0,0024
30	0,0212	0,0123	0,0081
20	0,0401	0,0327	0,0221
10	0,0672	0,0532	0,0476
0	0,1334	0,0903	0,0782

**Библиографические ссылки**

1. Ратынский М. В. Адаптация и сверхразрешение антенных решеток. М. : Радио и связь, 2003. 200 с.
2. Зотов С. А., Макаров Е. С., Нечаев Ю. Б. Методы сверхразрешения в задачах радиопеленгации. URL: <http://www.lerc.ru/informatics/0003/0002/> (дата обращения: 05.08.2016).
3. Сидоренко К. А. Разработка методик и алгоритмов повышения быстродействия определения угловых координат априорно неопределенных источников радиоизлучения: дис. ... д-ра тех. наук: 05.12.04. Омск, 2013. 127 с.

**References**

1. Ratynsky M. V. Adaptation and superresolution antenna arrays. M. : Radio and communications, 2003. 200 p.
2. Zotov S. A., Makarov E. S., Nechayev Y. B. Methods superresolution in problems direction finding. Access mode: <http://www.lerc.ru/informatics/0003/0002/>.
3. Sidorenko K. A. Development of methods and algorithms to improve performance determining the angular coordinates priori uncertain sources of radio signals: dis. ... doc. of techn. sc.: 05.12.04. Omsk, 2013. 127 p.

© Чистяков В. А., Куприц В. Ю., 2016

УДК 62

**ДАЛЬНОМЕР ДЛЯ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА  
ВЕРТОЛЕТНОГО ТИПА**

Д. А. Шуринова, А. Ю. Хорошко

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: [dasha.shurinova@yandex.ru](mailto:dasha.shurinova@yandex.ru), [alex.khoroshko@gmail.com](mailto:alex.khoroshko@gmail.com)

*При автоматическом взлете и посадке беспилотного летательного аппарата вертолетного типа необходимо определять высоту над подстилающей поверхностью. В настоящей статье рассмотрена возможность применения для решения такой задачи ультразвукового дальномера, а также предложен альтернативный алгоритм, который позволит повысить его помехозащищенность и точность.*

*Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат, расстояние, дальномер, помехи.*

**A RANGEFINDER FOR UNMANNED AIRCRAFT**

D. A. Shurinova, A. Y. Horoshko

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Ave., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: [dasha.shurinova@yandex.ru](mailto:dasha.shurinova@yandex.ru), [alex.khoroshko@gmail.com](mailto:alex.khoroshko@gmail.com)

*Height above ground level measurement is required to perform automatic takeoff and landing of unmanned aerial vehicle of helicopter type. The ultrasonic rangefinder is studied, alternative algorithm is proposed to increase measurements precision and noise tolerance.*

*Keywords: unmanned aircraft, distance, rangefinder, interference.*

При автоматическом взлете и посадке беспилотного летательного аппарата (БПЛА) вертолетного типа необходимо с достаточной точностью измерять расстояние до подстилающей поверхности.

Для БПЛА взлетной массой 50–500 кг, по мнению авторов статьи, достаточной является точность измерения высоты не хуже 20 см на расстоянии не менее 5 м.



Простейшим и имеющим малую стоимость датчиком расстояния является ультразвуковой дальномер. Большинство ультразвуковых дальномеров, представленных на рынке, предназначены для использования в любительской робототехнике и устроены как описано ниже.

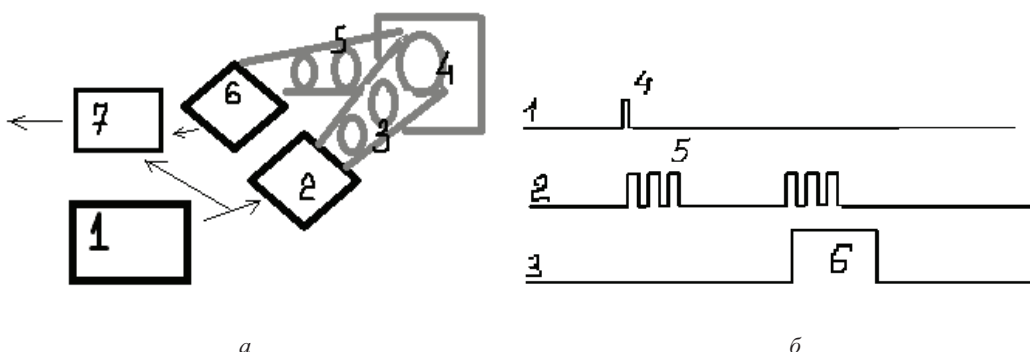
Ультразвуковые колебания генерируются пьезоэлементом и передаются воздушной среде посредством подвижной части излучателя. Излученные колебания отражаются от предметов, находящихся в непосредственной близости, и улавливаются ультразвуковым приемником, как показано на рисунке [1]. Типовая частота равна 40 кГц.

Типовой ультразвуковой дальномер определяет расстояние по времени от начала излученной пачки прямоугольных импульсов заданной частоты до первого превышения порогового значения напряжения на приемнике ультразвуковых колебаний [2] (см. рисунок, б). Очевидно, что такой алгоритм не способен отличить полезный сигнал от шума и посторонних излучений, что не позволяет работать при отношении сигнал/шум, близком к единице, а также при наличии ультразвуковых излучений от других источников. Также не представляется возможным выбрать отражение максимальной амплитудой, что может потребоваться для исключения измерения расстояния не до

подстилающей поверхности, а до объектов малого размера, находящихся над ней (например, травы). Преимуществом такого решения является простота реализации (не требуется осуществлять сложные вычислительные операции).

В целях проверки достаточности описанного алгоритма был изготовлен макет ультразвукового дальномера, выполненный по классической для любительской робототехники схеме: ультразвуковой датчик, состоящий из отдельных излучателя и приемника (модуль HC-SR04) подключен к плате Arduino UNO. Был проведен ряд замеров расстояния до объектов с различной отражающей способностью (см. таблицу). Расстояние более двух метров было невозможно измерить до любой отражающей поверхности. Проведенные эксперименты показали, что измерение расстояния до твердых предметов осуществляется с достаточной точностью. В случае если отраженный сигнал имеет малую амплитуду (большое расстояние или отражающая поверхность имеет высокое поглощение), измерение не осуществляется.

Проведенный эксперимент показал, что классический алгоритм измерения расстояния не обеспечивает надлежащую дальность измерения расстояния, а также измерение расстояния от поглощающих поверхностей.



Принцип работы ультразвукового дальномера (а): 1 – генератор; 2 – ультразвуковой передатчик; 3 – передаваемые ультразвуковые импульсы; 4 – измеряемый объект; 5 – отражённая волна (эхо); 6 – ультразвуковой приёмник; 7 – вычислитель; способ измерения расстояния типового дальномера (б): 1 – TRIG; 2 – излучение ультразвука; 3 – ECHO; 4 – запуск измерения; 5 – излучение ультразвуковых импульсов; 6 – выходной сигнал, длительность пропорциональна измеряемому расстоянию (TRIG и ECHO- огибающие излучённого и отражённого сигнала)

**Сравнение расстояний полученного и реального**

Материал/ предмет	Реальное расстояние, см	Показываемое расстояние, см
Бумага (тетрадь)	8	8
	14	14
	20	19
	38	36
Игрушка с длинной шерстью (длина ворса 20 мм)	10	---
	30	---
Твёрдая обложка книги	8	7
	14	13
	20	20
	38	33
Карандаш на фоне стены, расположенной на расстоянии 95 см от дальномера	8	8
	14	14
	20	20
	38	95 (измерено расстояние до стены)

Дальность измерения будет снижена, если применить закрытые ультразвуковые головки, как, например, пары 400ET18S 400ER18S [3]: применение герметичных головок продиктовано необходимостью защиты от негативных воздействий окружающей среды, таких как влага, пыль, солевой туман.

По мнению авторского коллектива, точность и дальность измерения расстояния можно улучшить, если применить более сложный способ кодирования и декодирования сигнала. Было принято решение применить способ согласно стандарту IEEE802.11 для частоты передачи 1мбит/сек: с помощью модуляции BPSK передается 11-позиционная последовательность Баркера [4].

Применимо к ультразвуковому дальномеру частота несущей составит 40кГц, частота модулирующей последовательности 1кбит/сек (ограничена АЧХ ультразвуковых головок), частота передачи кодовых посылок 10Гц.

Согласно предварительно проведенному анализу, производительности микроконтроллера STM32F405 достаточно для осуществления всех необходимых вычислений (включая модуляцию и демодуляцию).

#### References

1. URL: <http://robotosha.ru/electronics/how-works-ultrasound-meter.html>.
2. URL: <http://mcustore.ru/projects/podklyuchenie-ultrazvukovogo-datchika-rasstoyaniya-hc-sr04-k-arduino/>.
3. URL: <http://www.prowave.com.tw/english/products/ut/enclose.htm>.
4. URL: <http://cp.literature.agilent.com/litweb/pdf/5988-3762EN.pdf>.
5. URL: [http://www.st.com/content/st\\_com/en/products/microcontrollers/stm32-32-bit-arm-cortex-mcus/stm32f4-series/stm32f405-415.html](http://www.st.com/content/st_com/en/products/microcontrollers/stm32-32-bit-arm-cortex-mcus/stm32f4-series/stm32f405-415.html).

© Шуринова Д. А., Хорошко А. Ю., 2016

УДК 004.045

## РЕЗУЛЬТАТЫ РАЗРАБОТКИ АНАЛИЗАТОРА ЛИНКА SPACEWIRE

М. Ю. Вергазов

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: wintel@bk.ru

*Рассмотрены разработки программно-аппаратного анализатора трафика сети SpaceWire. Представлены структура, функциональность и возможности устройства. Рассмотрены задачи, выполняемые программной частью комплекса, и задачи, выполняемые аппаратной частью комплекса.*

*Ключевые слова: система на кристалле, СнК, SpaceWire, анализатор трафика, ПЛИС.*

## SPACEWIRE LINK ANALYZER DEVELOPMENT RESULTS

M. Yu. Vergazov

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: wintel@bk.ru

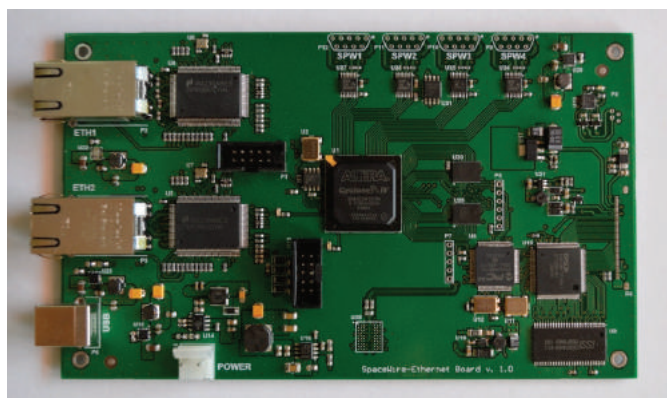
*This paper considers SpaceWire traffic analyzer development results. Its structure, functionality and abilities are presented. Tasks for hardware and software parts are considered separately.*

*Keywords: single event upset, fault injection, System on Chip, FPGA.*

Для ускорения внедрения технологии SpaceWire [1–4] в проектных разработках малых космических аппаратов в России был разработан программно-аппаратный комплекс (ПАК) [5], предоставляющий разработчикам инструмент для отладки их приложений, использующих в своей работе сетевой интерфейс SpaceWire, широко применяемый зарубежными космическими агентствами для организации информационного обмена между модулями в космических аппаратах.

Основные функции программно-аппаратного комплекса:

– анализатор линка SpaceWire позволяет перехватывать трафик в SpaceWire-соединении и записывать его для дальнейшего анализа. В данном режиме осуществляется дублирование трафика между SpaceWire-интерфейсами на Ethernet-интерфейс, далее при помощи ПО на персональном компьютере осуществляется запись передаваемых данных;



Внешний вид разработанного устройства

– генератор трафика – позволяет посылать пакеты данных в соединение SpaceWire с компьютера через Ethernet-интерфейс. На данный момент реализована возможность отправки отдельных SpaceWire-пакетов, однако разработанная платформа позволяет при некоторых модификациях использовать устройство в качестве SpaceWire-Ethernet-моста;

– прозрачный модификатор трафика – позволяет на лету изменять пакеты данных SpaceWire по заданным правилам, например, для внедрения ошибок в линию, что позволит анализировать реакцию разрабатываемых устройств на такие пакеты с данными. На данный момент реализована возможность обработки простых правил – изменение заданных байтов другими (по порядку следования в пакете). Дальнейшая разработка ПО позволит дополнить данную возможность более сложными правилами;

– генератор событий – при обнаружения пакетов, соответствующих заданным правилам, происходит оповещение оператора, это требуется, например, при поиске ошибок для определения условий, при которых возникают искомые пакеты.

Аппаратная часть ПАК основана на ПЛИС и имеет следующую спецификацию:

- 4 SpaceWire-порта;
- 2 Ethernet-порта;
- 32 Мбит ОЗУ (SRAM) для буферного хранения пакетов;
- опционально: 4 Гбит DDR SDRAM при использовании ПАК для анализа нагруженных линий с большими размерами пакетов (например, в линиях, передающих видео с камер);
- 16 Мбит ПЗУ для хранения конфигурационной информации.

Внешний вид аппаратной части ПАК и вид собранной печатной платы представлены на рисунке.

Интерфейс SpaceWire в ПЛИС реализован при помощи IP-ядра SpaceWire Light [6], Ethernet-интерфейс – на основе IP-ядра ethernet 100/1000 [7].

Программная составляющая комплекса реализована в виде двух составляющих – открытого ПО Wireshark с дополнительным плагином для разбора SpaceWire-пакетов (при помощи него осуществляются запись и анализ поступающих пакетов) и пользова-

тельского приложения, имеющего в своём составе следующие инструменты:

- форма для отправки пакетов SpaceWire;
- форма для задания правил изменения проходящих по SpaceWire-соединению пакетов (указываются порядковые номера или диапазоны байтов и значения, которые подлежат изменению);
- форма для установки триггеров срабатывания (реализована аналогично форме для задания правил изменения пакетов – указываются порядковые номера или диапазоны байтов и значения, которым они должны соответствовать).

Подготовлено при поддержке ФГБУ «Фонд содействия развитию малых форм предприятий в научно-технической сфере».

#### Библиографические ссылки

1. ECSSE-ST-50-12C SpaceWire – Links, nodes, routers and networks. European Cooperation for Space Standardization (ECSS), 2008. 129 с.
2. Сетевая архитектура сопряжения комплексов бортового оборудования космического аппарата / А. В. Шахматов, С. А. Чекмарев, В. Х. Ханов, М. Ю. Вергазов // Вестник СибГАУ. 2012. Вып. 4(44). С. 148–151.
3. Вергазов М. Ю., Чекмарев С. А. Опыт разработки бортовой сети на основе стандарта SpaceWire // Решетневские чтения : материалы XV Междунар. науч. конф. Красноярск, 2011. Ч. 2. С. 667–668.
4. Применение помехоустойчивого кодирования и сетевой архитектуры для разработки отказоустойчивой бортовой аппаратуры / Д. А. Никитин, С. А. Чекмарев, М. Ю. Вергазов, Ф. А. Лукин // Сб. науч.-техн. конф. молодых специалистов ОАО «ИСС» им. акад. М. Ф. Решетнёва. Железногорск, 2011. С. 187–189.
5. Вергазов М. Ю. Разработка анализатора линка SpaceWire // Решетневские чтения : материалы XVIII Междунар. науч. конф. Красноярск, 2014. Ч. 1. С. 220–221.
6. Joris van Rantwijk. SpaceWire Light v20110709. URL: [http://opencores.org/project,spacewire\\_light](http://opencores.org/project,spacewire_light).
7. Yi Li. Ethernet 100/1000 Mbps. URL: <http://opencores.org/project,gbiteth>.

## References

1. ECSSE-ST-50-12CSpaceWire-Links, nodes, routers and networks. European Cooperation for Space Standardization (ECSS), 2008. 129 p.
2. Shakhmatov A. V., Chekmarev S. A., Khanov V. Kh., Vergazov M. Yu. Vestnik SibGAU. 2012. № 4(44). P. 148–151.
3. Vergazov M. Yu., Chekmarev S. A. Materialy XV Mezhdunarodnoy nauchnoy konferentsii «Reshetnevskie chteniya» (Materials XV Mezhdunarodnoy nauchnoy conference Reshetnev reading), Krasnoyarsk, 2011. Ch. 2. P. 667–668.
4. Nikitin D. A., Chekmarev S. A., Vergazov M. Yu., Lukin F. A. Sbornik Nauchno-tehnicheskoy konferentsii molodykh spetsialistov OAO «ISS» im. ak. M. F. Reshetneva. Zheleznogorsk, 2011. P. 187–189.
5. Vergazov M. Yu. Materialy XVIII Mezhdunarodnoy nauchnoy konferentsii «Reshetnevskie chteniya» (Materials XVIII Mezhdunarodnoy nauchnoy conference Reshetnev reading). Krasnoyarsk, 2014. Ch. 1. P. 220–221.
6. Joris van Rantwijk. SpaceWireLightv20110709. Available at: [http://opencores.org/project,spacewire\\_light](http://opencores.org/project,spacewire_light) (accessed: 15 September 2015).
7. Yi Li. Ethernet 100/1000 Mbps. URL: <http://opencores.org/project,gbiteth> (accessed: 15 September 2015).

© Веразов М. Ю., 2016

УДК: 629.78.064.56

### СПОСОБ ОЦЕНКИ ЦЕЛОСТНОСТИ ФОТОГЕНЕРИРУЮЩЕЙ ЧАСТИ БАТАРЕЙ СОЛНЕЧНЫХ, ПРИМЕНЯЕМЫХ НА ПЕРСПЕКТИВНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТАХ

Е. О. Воронцова, Ю. В. Алисеенко, А. Н. Ильин

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва  
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52  
E-mail: yupik922@iss-reshetnev.ru

*Представлен способ оценки целостности фотогенирующей части батарей солнечных на основе Al-Ga-In-As-P путем облучения лазерным излучением. Возникающую люминесценцию фиксирует фотокамера. По однородности люминесценции персональный компьютер определяет целостность фотопреобразователей.*

*Ключевые слова: свечение, целостность, фотопреобразователь, однородность, перегрев, бесконтактный.*

### EVALUATION METHOD FOR THE INTEGRITY OF PHOTOGENERATED PART OF THE SOLAR BATTERIES USED BY FUTURE SATELLITES

Е. О. Vorontsova, Yu. V. Aliseenko, A. N. Ilyin

JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems  
52, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation  
E-mail: yupik922@iss-reshetnev.ru

*The article demonstrates a method of evaluating the integrity of fotogenerated part of solar batteries based on Al-Ga-In-As-P by irradiation with laser radiation. The camera records the resultant luminescence. The software on the PC evaluates the integrity of the photoconverter according to the uniformity of luminescence.*

*Keywords: luminescence, integrity, photoconverter, uniformity, overheats, pointless.*

В процессе изготовления и испытаний космического аппарата (КА) необходимо контролировать целостность фотопреобразователей (ФП) и электрические параметры батареи солнечной (БС) [1; 2].

В настоящее время в АО «ИСС» контроль состояния БС осуществляется в два этапа:

– визуальный метод контроля целостности ФП (определяется целостность фотогенирующей части (ФГЧ) и защитного стекла ФП);

– измерение световой вольт-амперной характеристики (ВАХ) БС.

Визуальный метод заключается в определении типа трещин: трещины защитных стекол или трещины в

ФП. Данный этап заключается в осмотре лицевой поверхности поврежденного ФП при его освещении лампой накаливания с тыльной стороны. При этом наличие видимого просвета означает трещину ФП. Отсутствие просвета говорит о наличии трещины стекла.

Достоинства метода заключаются в простоте его проведения и отсутствии необходимости в дополнительном оборудовании.

К недостаткам такого метода можно отнести то, что его возможно применить только для БС, где крепление ФП происходит таким образом, что тыльная сторона ФП доступна (например, крепление на струны).

Кроме того, этим способом не обеспечивается выявление латентных дефектов типа «скрытых трещин», проявляющих себя при дальнейшей эксплуатации. Также присутствует человеческий фактор, так как обнаружение дефекта во многом определяется квалификацией оператора.

После визуального осмотра проводятся измерения ВАХ БС в целом. Метод дает интегральную оценку текущего технического состояния БС и не позволяет обнаружить небольшие дефекты ФП, а также локализовать их [3].

При обнаружении несоответствия заявленной ВАХ измеренной и одновременном отсутствии видимых дефектов ФП дополнительно может применяться метод электролюминесценции ФП при прохождении прямого тока. Метод заключается в визуальном осмотре ФП, люминесцирующих при прохождении через них прямого тока от внешнего источника питания. Источник питания подключают к БС. Протекающий ток вызывает люминесценцию фотопреобразователя. По визуальной картине свечения определяют наличие дефектов в ФП. Граница между люминесцирующей и нелюминесцирующей областями указывает на наличие трещины ФП.

Достоинства метода заключаются в том, что он позволяет локализовать латентные дефекты типа «скрытые трещины» ФП.

Недостатками метода являются то, что при его реализации существует риск повреждения из-за перегрева ФП, а также риск механического повреждения БС, так как происходит подключение источника питания к проводникам на БС. Поэтому время прохождения тока ограничивают несколькими секундами. Метод должны осуществлять высококвалифицированные специалисты (в АО «ИСС» данную работу проводят разработчики БС).

Необходимо разработать метод, который бы позволял безопасно и достоверно обнаружить трещины ФП в процессе изготовления и испытания КА [4].

Для нахождения подобного метода был проведен патентный поиск, рассмотрены различные существующие методы, позволяющие определить трещины ФП.

Наиболее подходящим методом, на наш взгляд, является метод фотоэлектролюминесценции, описанный в патенте RU 2384838 «Способ тестирования чипов каскадных фотопреобразователей на основе соединений Al-Ga-In-As-P и устройство для его осуществления» [5]. Суть способа заключается в том, что при облучении ФП лазерным излучением с длиной волны 0,40-0,55 мкм (область зеленого спектра) возникает люминесценция и ФП излучает свет в красной области спектра. Причем люминесценция возникает как в освещенной лазером части ФП, так и в не освещенной. Недостатком известного способа и устройства является малая технологичность при использовании в процессе изготовления КА.

В АО «ИСС» проводился эксперимент по автоматизированному визуальному осмотру ФП БС на стенде. Стенд имеет движущуюся платформу, способную двигаться вдоль БС как по вертикали, так и по горизонтали. На платформе установлены фотокамера и

лазер, который излучает свет в зеленой части спектра. Когда платформа устанавливается напротив проверяемого ФП, включается лазер, луч от которого направлен на ФП. Под воздействием лазера возникает фотолюминесценция, и поверхность ФП излучает свет в красной области спектра. Излучение фиксируется фотокамерой для измерения интенсивности спектра люминесценции ФП с помощью программного обеспечения (ПО). Далее с помощью ПО сравнивают эту величину с величиной интенсивности спектра люминесценции, полученной заранее при тестировании эталонного ФП и записанной в памяти компьютера.

Задачей нашего метода является повышение технологических возможностей тестирования арсенид-галлиевых фотопреобразователей в составе БС в процессе изготовления КА. Решение об использовании данного метода в производстве будет принято по результатам анализа, с учетом условия ненарушения прав третьих лиц. На данный способ нами была подана заявка на патент.

Достоинства предлагаемого технического решения в том, что оно предполагает:

- бесконтактное определение дефектов;
- определение дефектов типа «скрытые трещины»;
- снижение влияния человеческого фактора.

#### Библиографические ссылки

1. Раушенбах Г. Справочник по проектированию солнечных батарей : пер с англ. М. : Энергоатомиздат, 1983. 360 с.
2. Алферов Ж. И. Тенденции и перспективы развития солнечной энергетики // Физика и техника полупроводников. 2004. Т. 38, вып. 8.
3. Thomas Kirchartz. Тестирование чипов каскадных фотопреобразователей на основе Al-Ga-In-As-P с помощью электролюминесцентных измерений / Thomas Kirchartz, Anke Helbig, Martin Hermle, Uwe Rau и Andreas W. Bett. Spain. : Photovoltaic Solar Energy Conference and Exhibition, 2008. С. 86–89.
4. Попугаев А. М., Кочура С. Г. Требования к объему и методике испытаний системы электропитания на этапе изготовления и подготовки космического аппарата к запуску // Электронные и электромеханические системы и устройства : сб. науч. тр. / ОАО «НПЦ «Полус». Томск, 2011.
5. Пат. 2384838 RU. Способ тестирования чипов каскадных фотопреобразователей на основе соединений Al-Ga-In-As-P и устройство для его осуществления. Заявл. 23.12.2008 ; Оpubл. 20.03.2010. Патент RU.

#### References

1. Rauschenbach G. Guide for the design of solar panels : trans. from English. M. : Energoatomizdat, 1983. 360 p.
2. Alferov Zh. I. Trends and prospects of development of solar energy // Physics and technics of semiconductors. 2004. Vol. 38, iss. 8.
3. Thomas Kirchartz, Anke Helbig, Martin Hermle, Uwe Rau и Andreas W. Bett. Spain.: Photovoltaic Solar Energy Conference and Exhibition, 2008. P. 86–89.

4. Popugaev M. A., Kochura S. G. Requirements and test procedure of the electrical power system at the stage of manufacturing and preparation of the spacecraft for launch. Tomsk, 2011/JSC "SPC "pole". Electronic and Electromechanical devices and systems: collection of scientific works.

5. Pat. 2384838 EN. Test method of chips of cascade photoconverters based on compounds Al-Ga-In-As-P and device for its implementation / Appl. 23.12.2008; Publ. 20.03.2010. Patent RU

© Воронцова Е. О., Алисеенко Ю. В., Ильин А. Н., 2016

УДК 621.396

### ИНФОРМАЦИОННО-АНАЛИТИЧЕСКИЙ ЦЕНТР НА БАЗЕ ПУНКТА МЕТРОЛОГИЧЕСКОГО КОНТРОЛЯ ГСВЧ ФГУП «СНИИМ»

А. С. Толстикова\*, А. С. Томилов, А. А. Карауш, Е. А. Ханькова

Федеральное государственное унитарное предприятие «Сибирский государственный ордена Трудового Красного Знамени научно-исследовательский институт метрологии»  
Российская Федерация, 630004, г. Новосибирск, просп. Димитрова, 4  
E-mail: \*tolstikov@mail.ksn.ru

*Центр создается для целей мониторинга эфемеридно-временной информации и обеспечения информацией о состоянии орбитальных группировок ГЛОНАСС и GPS потребителей Сибири, а также метрологического и информационного обеспечения региональных систем дифференциальной коррекции.*

*Ключевые слова: фазовые траекторные измерения, эфемеридно-временное обеспечение, навигационные параметры КА, бортовая шкала времени, параметры вращения Земли, синхронизация пространственно-разнесенных часов.*

### INFORMATION ANALYSIS CENTER BASED ON THE STATION OF METROLOGICAL CONTROL AT FSUE «SNIIM» TIME AND FREQUENCY SERVICE

A. S. Tolstikov\*, A. S. Tomilov, A. A. Karaush, E. A. Khanykova

Federal State Unitary Enterprise «Siberian State Scientific Research Institute of Metrology»  
4, Dimitrov Av., Novosibirsk, 630004, Russian Federation  
E-mail: \*tolstikov@mail.ksn.ru

*The Center performs GLONASS and GPS satellites clock drift and ephemeris data monitoring, it provides constellations status data for users in Siberian Federal District and provides metrological and informational support for regional augmentation systems.*

*Keywords: phase trajectory measurements, ephemeris and clock drift data, satellites navigational parameters, satellites clock time scale, the Earth orientation parameters, remote clock synchronization.*

В ФГУП «СНИИМ» создается информационно-аналитический центр на базе пункта метрологического контроля ГСВЧ для целей:

- мониторинга бортовой эфемеридно-временной информации орбитальных группировок ГЛОНАСС и GPS по данным беззапросных траекторных измерений в метрологических пунктах ГСВЧ и другим данным;
- обеспечения потребителей Сибирского федерального округа информацией о состоянии орбитальных группировок ГНСС ГЛОНАСС и GPS;
- метрологического и информационного обеспечения региональных систем дифференциальной коррекции.

Центр представляет собой организационную структуру и аппаратно-программный комплекс, включающий государственный вторичный эталон единиц времени, частоты и национальной шкалы вре-

мени ВЭТ 1-19, в состав которого входят различные программно-аппаратные комплексы синхронизации и приема навигационных сигналов ГНСС, средства вычислительной техники и пакеты СПО и другая необходимая аппаратура.

В настоящее время для реализации информационно-аналитического центра разработано следующее специальное программное обеспечение:

1. Программный комплекс для восстановления текущих навигационных параметров КА по данным беззапросных фазовых измерений.

Высокая точность оценивания достигнута за счет:  
– использования в качестве исходных данных для расчетов беззапросных фазовых измерений с сети станций отечественной системы СДКМ (для ГЛОНАСС) и станций IGS (для GPS) [1];

– привлечения метода инструментальных переменных при формировании системы нормальных алгебраических уравнений [2];

– расчет прогнозов в режиме UltraRapid.

На рис. 1 представлены результаты восстановления текущих навигационных параметров КА (координат  $x, y, z$ ) систем GPS и ГЛОНАСС по данным траекторных измерений.

Рис. 2 иллюстрирует среднесуточную погрешность значений параметров орбит КА GPS и ГЛОНАСС.

2. Программный комплекс для восстановления текущих моментов бортовых шкал времени орбитальных группировок навигационных спутников ГЛОНАСС и GPS.

Высокая точность оценивания достигнута за счет:

– использования в качестве исходных данных для расчетов оценок безапробных фазовых измерений, выполняемых в пунктах метрологического контроля ГСВЧ РФ, оснащенных эталонными комплексами единиц времени, частоты и национальной шкалы времени [3];

– применения математических моделей нестабильности бортовых стандартов частоты, учитывающих, помимо собственной нестабильности, влияние факторов релятивистской и гравитационной природы [4];

– использование технологии Precise Point Positioning (PPP);

– оценивание погрешностей представления текущих моментов бортовых шкал времени с помощью бортовых частотно-временных поправок [3];

– расчет прогнозных значений поправок к бортовым шкалам времени в режиме UltraRapid.

В качестве иллюстрации приведены результаты оценивания погрешностей уходов действительных

шкал времени по орбитальной группировке системы ГЛОНАСС (рис. 3). Фазовые измерения проводились 20 мая 2015 г. и получены в метрологических пунктах Государственной службы времени и частоты в городах Новосибирска, Москве и Иркутске.

3. Программный комплекс для сравнения шкал времени пространственно разнесенных высокостабильных часов и для сравнения частот генераторов этих часов.

Проводились экспериментальные исследования по оцениванию изменений частоты с помощью водородного стандарта типа Ч1-1006. Перемещая этот стандарт на разные уровни гравитационного поля Земли и выполняя синхронные фазовые траекторные измерения по навигационным спутникам GPS, удалось получить оценку влияния этих уровней на частоту стандарта [5]. Иллюстрации графиков трендов приведены в статье [5].

Трендовая составляющая к изменению моментов шкал времени, полученная МНК, характеризует значения частот стандарта Ч1-1006 в пунктах нахождения стандарта.

В п. Шебалино ход шкалы времени составил 1,75 нс на интервале времени 63 900 секунд, что соответствует частоте  $2,736 \cdot 10^{-14}$ . На перевале Семинский ход шкалы времени стандарта составил 2,55 нс на интервале времени 23 790 секунд, что соответствует частоте стандарта  $10,71 \cdot 10^{-14}$ . Таким образом, изменение частоты стандарта Ч1-1006, связанное с его перемещением от п. Шебалино на перевал Семинский, измеренное в системе вторичного эталона ВЭТ 1-19, составило  $7,964 \cdot 10^{-14}$ . Это основной результат эксперимента.

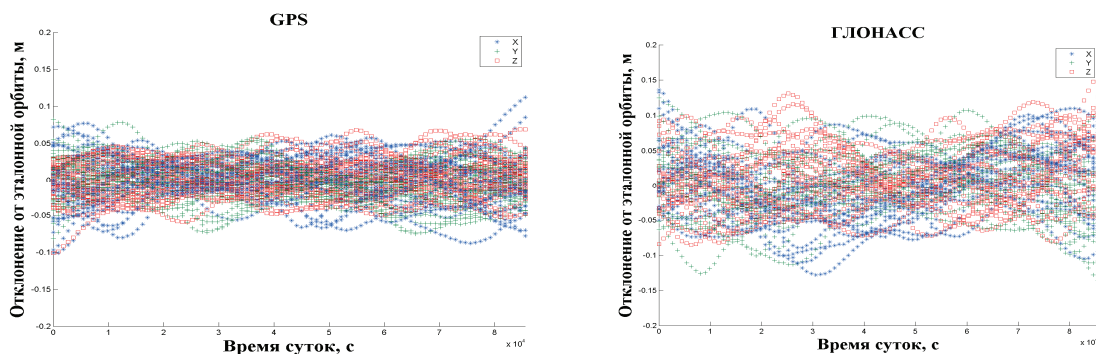


Рис. 1. Абсолютное отклонение орбит КА GPS и ГЛОНАСС от эталонных орбит на суточном интервале времени

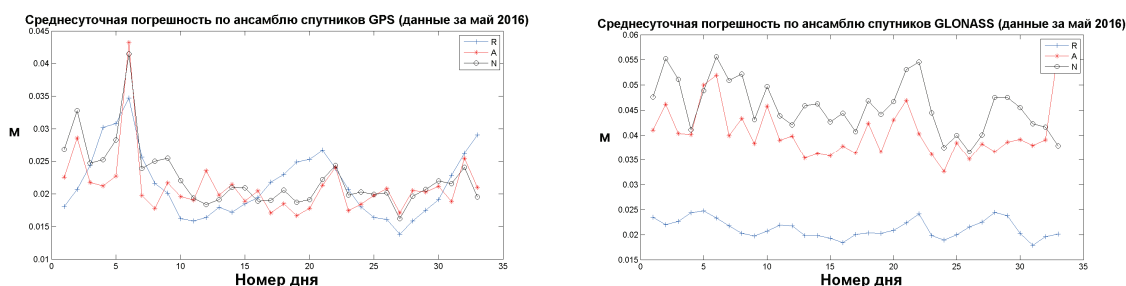


Рис. 2. Среднесуточная погрешность параметров орбит КА R – по радиус-вектору, A – вдоль орбиты, N – по бинормали к орбите

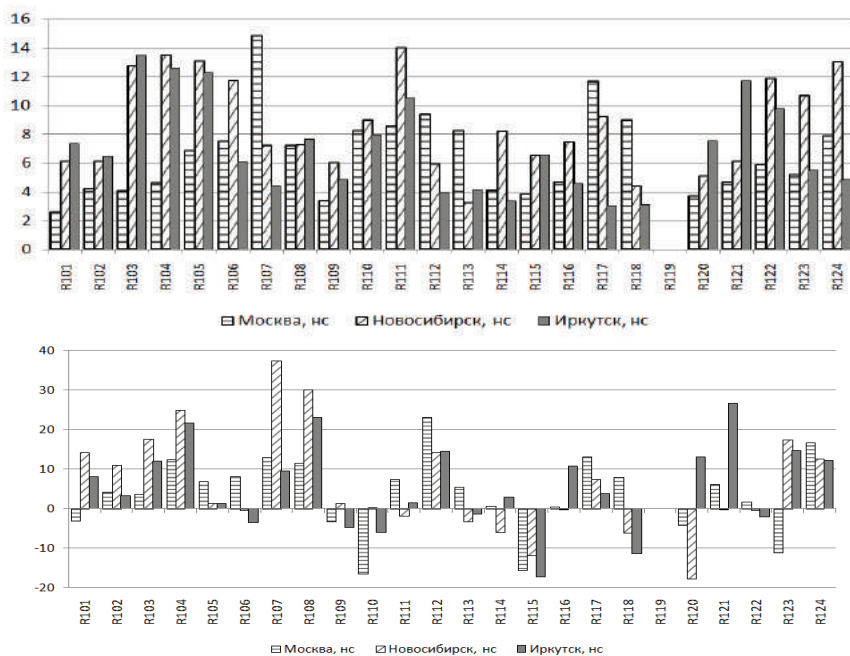


Рис. 3. Диаграммы математического ожидания и СКО оценок погрешностей компенсации уходов бортовых часов с помощью частотно-временных поправок

4. Программный комплекс PVZ для расчета прогнозов параметров вращения Земли.

Также одной из задач, решаемых на базе пункта ГСВЧ, является проведение регулярных определений параметров вращения Земли (ПВЗ) посредством спутниковых средств измерений.

Прогнозы, рассчитанные на период в 90 дней с помощью СПО PVZ, разработанного в ФГУП «СНИИМ», представляются в ГМЦ ГСВЧ РФ и в международную службу вращения Земли (МСВЗ) и участвуют в международном проекте МСВЗ Earth Orientation Parameters Combination of Prediction Pilot Project (<http://maia.usno.navy.mil/eorpcpp/results.html>). Результаты сравнения прогнозов ПВЗ участников проекта ЕОРСРРР показали, что рассчитанные по СПО PVZ прогнозы обладают высоким уровнем точности и достоверности.

#### Библиографические ссылки

1. Blewitt G. Carrier Phase Ambiguity Resolution for the Global Positioning System Applied to Geodetic Baselines up to 2000 km // *Journal of Geophysical Research*. 1989. Vol. 94, № 8. P. 10187–10203.

2. Карауш А. А., Толстиков А. С. Использование метода инструментальных переменных в задаче оценивания текущих навигационных параметров КА // *Успехи современной радиоэлектроники*. 2015. № 1. С. 44–48.

3. Ханькова Е. А., Толстиков А. С. К задаче контроля частотно-временных параметров навигационного поля ГЛОНАСС // *Известия Томск. гос. политехн. ун-та*. 2015. № 5. С. 114–120.

4. Kouba J. Improved relativistic transformations in GPS // *GPS Solutions*. 2004. Vol. 8. P. 170–180.

5. Tolstikov A. S. Chronometric Measurement of Orthometric Height Differences by Means of Atomic Clocks / A. S. Tolstikov, S. M. Kopeikin, A. A. Karaush, E. A. Khanykova et al. // *Gravitation and Cosmology*. 2016. Vol. 22, № 3. p. 234–244.

#### References

1. Blewitt G. Carrier Phase Ambiguity Resolution for the Global Positioning System Applied to Geodetic Baselines up to 2000 km // *Journal of Geophysical Research*. 1989. Vol. 94, № 8. P. 10187–10203.

2. Karaush A. A., Tolstikov A. C. Ispol'zovanie metoda instrumental'nih peremennih v zadache ocenivaniya tekuschih navigacionnih parametrov [Using instrumental variables method in problems of estimating current navigation parameters of GNSS satellites] // *Uspehi sovremennoi radioelektroniki*. 2015. Vol. 1. P. 44–48.

3. Khanykova E. A., Tolstikov A. C. K zadache kontrolya chastotno-vremennih parametrov parametrov navigacionnogo polya [On the Problem Of Time-Frequency Parameters Control Of GLONASS Navigation Field] // *Izvestiya Tomskogo politexnicheskogo universiteta*. 2015. Vol. 5. P. 114–120.

4. Kouba J. Improved relativistic transformations in GPS // *GPS Solutions*. 2004. Vol. 8. p.170–180.

5. Tolstikov A. S. Chronometric Measurement of Orthometric Height Differences by Means of Atomic Clocks / A. S. Tolstikov, S. M. Kopeikin, A. A. Karaush, E. A. Khanykova et al. // *Gravitation and Cosmology*. 2016. Vol. 22, № 3. P. 234–244.



**Д**  
**М**  
**ЕШЕТНЕВСКИЕ**  
**ТЕНИЯ**



**Секция**

**«КОСМИЧЕСКОЕ И СПЕЦИАЛЬНОЕ  
ЭЛЕКТРОННОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ»**

УДК 629.7.064.54

## УНИФИЦИРОВАННЫЙ МОДУЛЬ СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

В. И. Апасов

АО «Научно-производственный центр «Полус»  
Российская Федерация, 634041, г. Томск, пр-кт Кирова, 56 «в»  
E-mail: vovaap@mail.ru

*Рассмотрена возможность применения комбинированного преобразователя напряжения и построения унифицированного силового модуля системы электропитания малого космического аппарата. Разработана математическая модель преобразователя. Проведены математические и практические эксперименты. Получены осциллограммы выходного напряжения.*

*Ключевые слова: система электропитания малого космического аппарата, комбинированный преобразователь напряжения, математическая модель, нелинейная динамика, коммутационная функция.*

## UNIFIED SYSTEM POWER MODULE OF SMALL SPACECRAFT

V. I. Apasov

SC «Scientific & Industrial Centre «Polyus»  
56 «v», Kirova Av., Tomsk, 634041, Russian Federation  
E-mail: vovaap@mail.ru

*This paper discusses the possibility of using a combined voltage converter and the building of a unified power system of the power module of small spacecraft. A mathematical model of the converter is developed. The mathematical and practical experiments are implemented. Waveform of the output voltage is received.*

*Keywords: power system of small spacecraft, combined voltage converter, mathematical model, nonlinear dynamics, switching function.*

**Введение.** В настоящее время все большее применение находят малые космические аппараты (КА), что обусловлено их более низкой ценой в сравнении с крупногабаритными, меньшими сроками изготовления, а также упрощенными алгоритмами работы. Поэтому довольно актуальной задачей является разработка для подобных КА систем с высокими удельными характеристиками. На настоящий момент имеется тенденция снижения массогабаритных показателей энергетических систем КА. Так, зарубежными аэрокосмическими компаниями заявлено о достижении уровня энергоэффективности около 600 Вт/кг. Подобные показатели можно получить различными способами. Во-первых, применением в составе систем электропитания КА преобразователей с высокими удельными характеристиками (резонансных, с «мягкой» коммутацией). Во-вторых, уменьшением массы конструкции системы (за счет применения композитных и других материалов с низкой плотностью вещества). В-третьих, унификацией ее основных частей благодаря тому, что различные задачи решаются одними и теми же модулями. Для систем электропитания КА такой подход заключается в применении унифицированного силового модуля, способного работать при различных входных и выходных параметрах.

**Постановка задачи.** Особенностью работы этих систем является нестабильность параметров входных источников. Так, в граничных режимах может возникнуть ситуация, при которой напряжение входного источника (например, фотоэлектрической или аккумуля-

торной батареи) будет меньше по номиналу, чем требуемое выходное напряжение нагрузки при состоянии, обратном исходному. Поэтому обязательным условием является работа унифицированного силового модуля при различных соотношениях входного и выходного напряжения. В качестве основы для его построения может использоваться комбинированный преобразователь (рис. 1), который обеспечивает на выходных шинах напряжение по номиналу как выше, так и ниже входного при сохранении полярности (в отличие от инвертирующего импульсного преобразователя) [1].

На представленной схеме  $U_{вх}$  – напряжение входного источника;  $K1...K4$  – силовые коммутационные компоненты;  $L$  – индуктивность накопительного дросселя;  $C_{вх}, C_{вых}$  – емкости входного и выходного фильтра соответственно;  $R_L, R_{вх}, R_n$  – активные сопротивления обмотки дросселя, входного источника и выходной нагрузки соответственно;  $K_{F1}...K_{F4}$  – коммутационные функции;  $U_{ош}(U_{вых})$  – сигнал ошибки системы управления;  $\alpha$  – коэффициент усиления сигнала ошибки звена обратной связи;  $U_{оп}$  – напряжение опорного источника напряжения;  $\beta$  – коэффициент пропорционального звена обратной связи; СУ – система управления.

**Математическая модель и результаты экспериментов.** При проектировании любых устройств инженеру-разработчику важно уже на этапе разработки провести их максимальное исследование для обеспечения качества разрабатываемых систем и сниже-

ния времени отладки. И если расчету силовой части и системы управления импульсных преобразователей посвящено множество работ [1; 2], то нелинейная динамика таких преобразователей мало изучена. Хотя проведение подобного исследования позволяет существенно увеличить работоспособность систем питания и повысить их устойчивость [3]. В рамках данной работы изучение нелинейной динамики комбинированного преобразователя заключалось в проведении его бифуркационного анализа, позволяющего определить границы допустимых значений параметров схемы, обеспечивающих работу устройства в одноцикловом режиме.

Для этого важно иметь математическую модель преобразователя, записанную в виде системы обыкновенных дифференциальных уравнений (1) с переменными матрицами состояний **A** и **B** для каждого из возможных состояний схемы, зависящих от  $K_F(\xi)$  [3; 4]:

$$\begin{aligned} \frac{d\mathbf{X}}{dt} &= \mathbf{A}_1(K_F(\xi))\mathbf{X} + \mathbf{B}_1(K_F(\xi)) \text{ при } t \in ((k-1)\tau; t_{k1}); \\ \frac{d\mathbf{X}}{dt} &= \mathbf{A}_2(K_F(\xi))\mathbf{X} + \mathbf{B}_2(K_F(\xi)) \text{ при } t \in (t_{k1}; t_{k2}); \\ \frac{d\mathbf{X}}{dt} &= \mathbf{A}_3(K_F(\xi))\mathbf{X} + \mathbf{B}_3(K_F(\xi)) \text{ при } t \in (t_{k2}; k\tau), \end{aligned} \quad (1)$$

где **X** – вектор состояний;  $t_{k1}$  – момент коммутации ключа K1;  $t_{k2}$  – момент коммутации ключа K3;  $\tau$  – тактовый интервал.

В свою очередь, вектор состояний  $\mathbf{X} = \{i_L, U_{ВХ}, U_{ВЫХ}\}$  включает в себя  $i_L$  – ток в дросселе;  $U_{ВХ}$  – напряжение на входном конденсаторе;  $U_{ВЫХ}$  – напряжение на выходном конденсаторе. По причине того, что в схеме имеется как выходной, так и входной фильтр, матрицы состояний данного преобразователя **A** и **B** имеют соответственно размерность (3×3) и (1×3).

Проверка математической модели проводилась с помощью программной модели, построенной в симуляционном пакете LTspice IV на языке программирования Spice.

С использованием методики расчета силовой части параметров элементов комбинированного преобразователя и его системы управления [1] проведен расчет по следующим исходным данным: напряжение входного источника от 20 до 40 В; выходное напряжение 30 В; статическая стабильность выходного напряжения не менее 1 %; частота работы преобразователя 50 кГц; ток нагрузки до 10 А. Дополнительно к расчетам построены бифуркационные диаграммы при различных входных напряжениях и токах нагрузки.

Для подтверждения полученных данных математического эксперимента на макете комбинированного преобразователя были проведены практические эксперименты, которые подтвердили существование в системе как одноцикловых, так и многоцикловых режимов, показанных на осциллограммах переменной составляющей выходного напряжения комбинированного преобразователя (рис. 2).

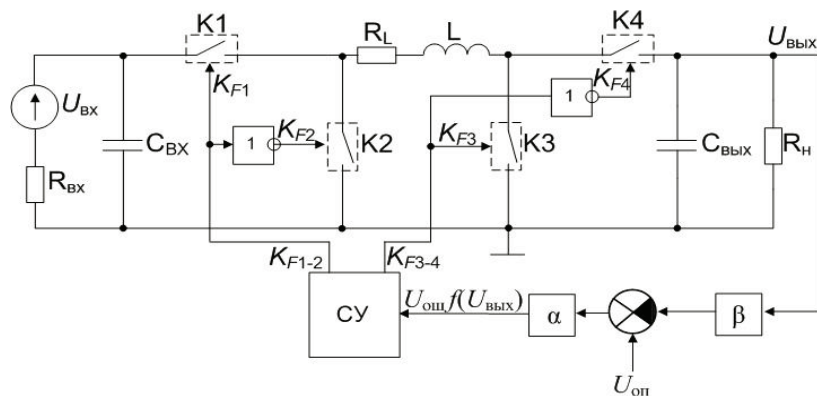


Рис. 1. Эквивалентная схема комбинированного преобразователя со стабилизацией выходного напряжения

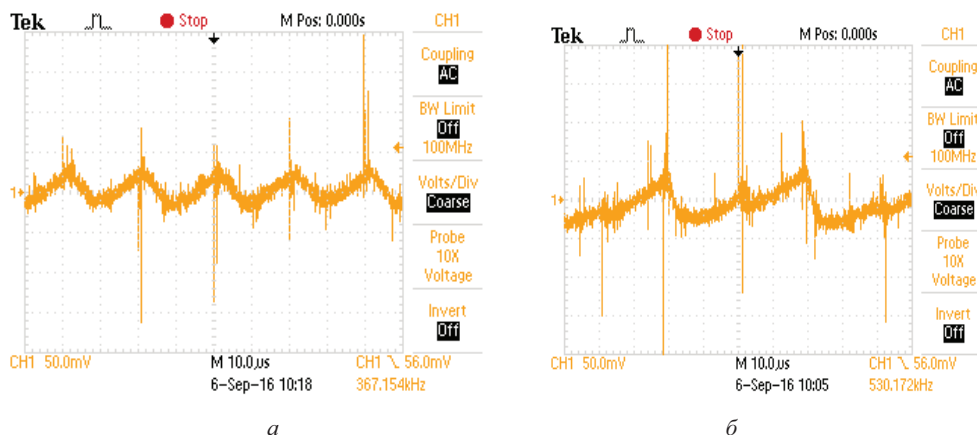


Рис. 2. Выходное напряжение комбинированного преобразователя: а – при одноцикловом; б – двухцикловом режиме работы

При входном напряжении, равном 20 В, видно, что границы областей допустимых значений, полученные при практическом исследовании, отличаются от областей, определенных при математическом моделировании, не более чем на 10 %.

**Заключение.** Разработанная математическая модель может использоваться для моделирования и исследования работы комбинированного преобразователя с позиции нелинейной динамики, что подтверждается рядом математических и практических экспериментов.

Такой подход позволяет оценить поведение системы в зависимости от изменения параметров системы и определить границы допустимых значений номиналов компонентов схемы, благодаря чему повышается качество разработки и ее работоспособность в зависимости от влияния внешних факторов. Представлена возможность использования комбинированного преобразователя в качестве основы для построения унифицированного модуля системы электропитания КА.

#### Библиографические ссылки

1. Мелешин В. И. Транзисторная преобразовательная техника. М. : Техносфера, 2006. 632 с.
2. Design of an average-current-mode noninverting buck-boost DC-DC converter with reduced switching and conduction losses / C.-L. Wei [et al.] // *IEEE Trans. Power Electron.* 2012. Vol. 27, № 12. P. 4934–4943.
3. Нелинейная динамика полупроводниковых преобразователей / А. В. Кобзев [и др.]. Томск : Томск. гос. ун-т систем управления и радиоэлектроники, 2007. 224 с.
4. Апасов В. И., Михальченко С. Г., Тановицкий Ю. Н. Аналитический способ определения моментов коммутации комбинированного преобразователя со стабили-

лизацией выходного напряжения, обеспечивающих одноцикловый режим работы // Докл. ТУСУР. 2015. № 2(36). С. 157–164.

5. Апасов В. И. Исследование работы комбинированного преобразователя со стабилизацией входного напряжения // Решетневские чтения : материалы XIX Междунар. науч. конф. : в 3 ч. / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2015. Ч. 1. С. 268–269.

#### References

1. Meleshin V. I. *Tranzistornaya preobrazovatel'naya tehnika* [The transistor converting technics]. Moscow : The Technosphere publ., 2006. 632 p. (In Russ.)
2. Wei C.-L., Chen C.-H., H.-H. Ho, K.-H. Chen Design of an average-current-mode noninverting buck-boost DC-DC converter with reduced switching and conduction losses // *IEEE Trans. Power Electron.* 2012. Vol. 27, № 12. P. 4934–4943.
3. Kobzev A. V., Mihalchenko G. J., Mihalchenko S. G., Andrijanov A. I. *Nelinyanaya dinamika poluprovodnikovyyh preobrazoveteley* [Nonlinear dynamics of semiconductor converters]. Tomsk : Publ. Tomsk state university of control systems and radioelectronics, 2007. 224 p. (In Russ.)
4. Apasov V. I., Mihalchenko S. G., Tanovitskiy Y. N. [Analytical method for determining the switching time of the combined converter with output voltage, providing single-cycle mode] // *Doklady TUSUR.* 2015. № 2 (36). P. 157–164. (In Russ.)
5. Apasov V. I. [Study of the combined converter with stabilization input voltage] // *Materialy XVIII Mezhdunar. nauch. konf. "Reshetnevskie chteniya"* [Materials XIX Intern. Scientific. Conf. "Reshetnev reading"]. Krasnoyarsk, 2015, P. 268–269. (In Russ.)

© Апасов В. И., 2016

УДК 537.525

### АППАРАТНЫЙ КОМПЛЕКС ДЛЯ ДИАГНОСТИКИ РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА УСТОЙЧИВОСТЬ К ДУГООБРАЗОВАНИЮ\*

А. В. Батраков<sup>1</sup>, С. Г. Кочура<sup>2</sup>, С. А. Попов<sup>1</sup>, С. Б. Сунцов<sup>2</sup>, А. В. Шнайдер<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Институт сильноточной электроники СО РАН

Российская Федерация, 634055, г. Томск, просп. Академический, 2/3

<sup>2</sup>АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва»  
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52

E-mail: \* batrakov@Lve.hcei.tsc.ru

Представлены результаты испытаний экспериментально-аппаратного комплекса (ЭАК), реализующего метод обнаружения дефектов защитного изоляционного покрытия на печатных платах радиоэлектронной аппаратуры (РЭА) космических аппаратов (КА) с использованием сканирования плазменной струей.

Ключевые слова: защита космических аппаратов от дугообразования.

\* Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки РФ. № RFMEFI60714X0008.

## HARDWARE SET-UP FOR DIAGNOSTICS OF SPACECRAFT ON-BOARD EQUIPMENT ON RESISTANCE TO ARCING

A. V. Batrakov\*<sup>1</sup>, S. G. Kochura<sup>2</sup>, S. A. Popov<sup>1</sup>, S. B. Suntsov<sup>2</sup>, A. V. Schneider<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Institute of High Current Electronics SB RAS

2/3, Akademicheskij Av., Tomsk, 634055, Russian Federation

<sup>2</sup>JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems

52, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation

E-mail: \* batrakov@Lve.hcei.tsc.ru

*The paper presents results of tests of the experimental hardware complex implementing the method to detect defects in a protective insulating coating on printed circuit boards of spacecraft electronic equipment with using a scanning plasma jet.*

*Keywords: protection of spacecrafts from arcing.*

**Введение.** Проблема вторичного дугообразования связана с необходимостью использования напряжения питания радиоэлектронной аппаратуры (РЭА) уровня 100 В, что в разы превосходит падение напряжения на дуге (20...30 В) [1], и в результате возможен подхват первичного разряда, в том числе на значительном удалении от источника первичной плазмы [2].

Использование защитных диэлектрических покрытий с электрической прочностью, значительно превышающей напряжение питания РЭА, позволяет снизить риск вторичного дугообразования практически до нуля, если покрытия не содержат сквозных дефектов сплошности. В этой связи одним из перспективных методов повышения резистентности РЭА к дуге является поиск таких дефектов.

Согласно теоретическим исследованиям [3] чувствительность метода должна гарантировать обнаружение дефектов характерного размера не менее 100 мкм.

**Процедура тестирования.** Тестирование основано на процедуре сканирования объекта тестирования плазменной струей [4], при этом диаметр сечения струи может варьироваться от минимального, обеспечивающего погрешность локализации дефекта не более 5 мм, до максимального, обеспечивающего полное погружение объекта в плазму (рис. 1). Оценка размера дефекта производится по данным измерения тока утечки из плазмы на проводник [5]. При полном погружении осуществляется проверка объекта тести-

рования на наличие дефектов без их локализации и общая оценка интегральной площади открытой металлической поверхности. Использование процедуры полного погружения объекта тестирования в плазму позволяет сократить время тестирования для объектов, не содержащих дефектов сплошности диэлектрического покрытия.

**Аппаратная реализация метода.** Ключевым требованием при реализации метода является отсутствие рисков повреждения РЭА в процессе тестирования. Поскольку силовая электроника в настоящее время имеет, как правило, цифровое управление, плавающий потенциал плазмы не должен заметно превышать 5 В.

Для генерации плазменной струи использовался источник на основе газового разряда с полым катодом в аргоне, представленный схематически на рис. 2, а.

Потребление аргона источником плазмы составляло от 3 до 7 л/мин при давлении аргона в вакуумной камере на уровне 10 Па, что позволяло регулировать электронную концентрацию в плазме в пределах  $10^8 \dots 10^{10} \text{ см}^{-3}$ , как расходом газа, так и током разряда. Фотография плазменной струи представлена на рис. 2, б. Измеренные зондом значения плавающего потенциала плазмы в струе не превысили 5 В.

Процесс сканирования модулей РЭА реализован в автоматическом режиме. При сканировании регистрируется как ток с целью оценки размера дефекта, так и положение дефекта.

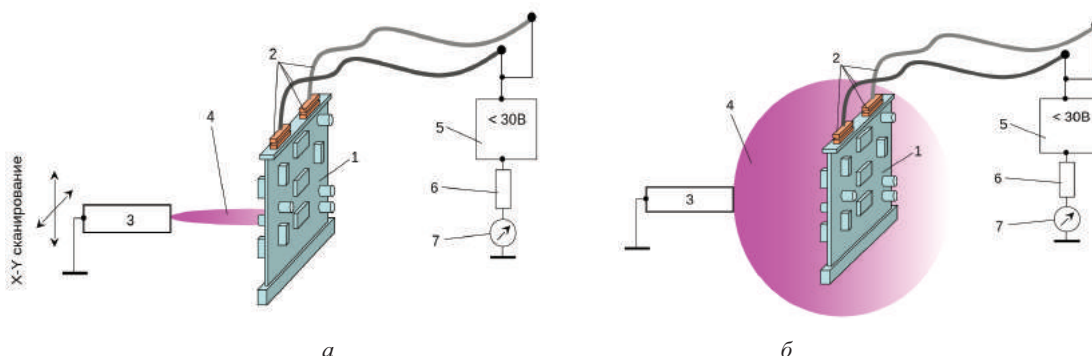


Рис. 1. Схематическое представление реализации метода в режиме сканирования плазменной струей (а) и в режиме полного погружения в плазму (б). Объект тестирования:

1 – плата; 2 – элемент кабельной сети; 3 – источник плазмы; 4 – плазменный поток; 5 – источник напряжения смещения; 6 – ограничивающий ток резистор; 7 – измеритель тока

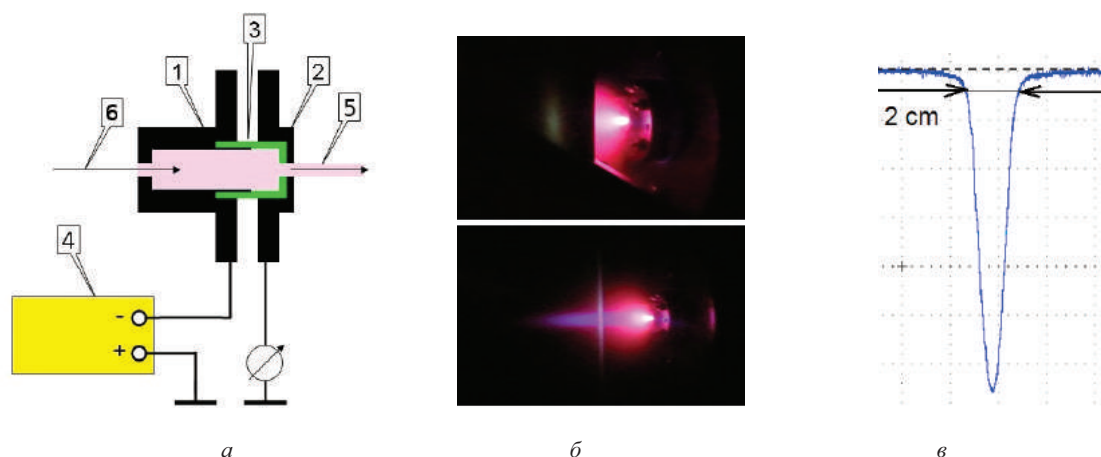


Рис. 2. Схематическое представление источника плазменной струи (а); фотографии плазменной струи (б) при попадании на плату (вверху) и свободно истекающей в пространство (внизу); профиль концентрации плазмы на поверхности платы (в):

1 – катод; 2 – анод; 3 – изолятор; 4 – источник питания разряда; 5 – плазменная струя; б – подача рабочего газа (аргона)

За счёт растекания плазмы по плате диаметр струи увеличивается до 2 см (рис. 2, в), но при этом профиль распределения концентрации по сечению остаётся гауссовым, и по положению максимумов определяются координаты дефекта с погрешностью  $\pm 2$  мм. Предел чувствительности при измерении тока из плазмы через дефект позволяет надёжно регистрировать дефекты диаметром 50 мкм и более.

**Заключение.** Аппаратная реализация метода обнаружения дефектов сплошности диэлектрического покрытия по токам утечки из плазмы, разработанного ранее [5], продемонстрировала эффективность данного метода и его безопасность для РЭА.

#### Библиографические ссылки

1. Handbook of Vacuum Arc Science & Technology: Fundamentals and Applications / ed. by R.L. Boxman. William Andrew Publishing, 2012. 774 p.
2. Физическое моделирование вторичного дугообразования в диапазоне давлений окружающей среды от атмосферного уровня до уровня вакуума / А. В. Батраков, Е. Л. Дубровская, К. В. Карлик и др. // Известия вузов. Физика. 2014. Т. 57, № 11. С. 7–11.
3. Theoretical Simulation of a Gas Breakdown Initiated by External Plasma Source in the Gap With Combined Metal–Dielectric Electrodes / A. V. Kozyrev, V. Yu. Kozhevnikov, N. S. Semeniuk et al. // IEEE Transactions on Plasma Science. 2015. Vol. 43, Iss. 8. P. 2294–2298.
4. Батраков А. В., Попов С. А., Шнайдер А. В., Способ контроля сплошности диэлектрического покрытия на элементах радиоэлектронной аппаратуры. Заявка на изобретение № RU2015151423, 2015, в стадии экспертизы.

5. Плазменный метод обнаружения дефектов изоляции в бортовой аппаратуре космических аппаратов / А. В. Батраков, С. А. Попов, Е. В. Нефёдцев и др. // Решетневские чтения : материалы XIX Междунар. науч.-практ. конф. Красноярск, 2015. Ч. 1. С. 272–274.

#### References

1. Handbook of Vacuum Arc Science & Technology: Fundamentals and Applications, ed. by R.L. Boxman. William Andrew Publishing, 2012. 774 p.
2. Physical Modeling of Secondary Arcing at Environmental Pressures in the Range from Atmospheric to Vacuum / A. V. Batrakov, E. L. Dubrovskaya, K. V. Karlik et al. // Russian Physics Journal. 2015. Vol. 57, № 11. P. 1459–1463.
3. Theoretical Simulation of a Gas Breakdown Initiated by External Plasma Source in the Gap With Combined Metal–Dielectric Electrodes / A. V. Kozyrev, V. Yu. Kozhevnikov, N. S. Semeniuk et al. // IEEE Transactions on Plasma Science. 2015. Vol. 43, Iss. 8. P. 2294–2298.
4. Batrakov A. V., Popov S. A., Schneider A. V., A method for controlling the continuity of the dielectric coatings on electronic equipment components. Patent application № RU2015151423, 2015, under expertise.
5. Plasma method for detecting insulation defects in on-board equipment of spacecrafts / A. V. Batrakov, S. A. Popov, E. V. Nefyodtsev et al. // Materialy XVIII Mezhdunar. nauch. konf. “Reshetnevskie chteniya” [Materials XIX Intern. Scientific. Conf “Reshetnev Reading”]. Krasnoyarsk, 2015. P. 272–274. (in Russ.)

© Батраков А. В., Кочура С. Г., Попов С. А., Сунцов С. Б., Шнайдер А. В., 2016

УДК 621.865.8

## ПРОГРАММНО-АППАРАТНЫЙ КОМПЛЕКС ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ СПОСОБОВ УПРАВЛЕНИЯ ИНДУКТОРНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ ДВОЙНОГО ПИТАНИЯ\*

С. А. Броннов, В. А. Поваляев, П. В. Авласко

Сибирский федеральный университет  
Российская Федерация, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79  
E-mail: avlasko@gmail.com

*Представлен программно-аппаратный комплекс для исследования способов управления индукторными двигателями двойного питания и разработки прецизионных электромеханических систем космических аппаратов.*

*Ключевые слова: космический аппарат, электропривод, индукторный двигатель, датчик углового положения, способ управления.*

## HARDWARE-SOFTWARE COMPLEX FOR RESEARCH OF CONTROL MODES OF INDUCTOR DRIVES OF DOUBLE-WAY FEED\*

S. A. Bronnov, V. A. Povalyayev, P. V. Avlasko

Siberian Federal University  
79, Svobodnyi Av., Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation  
E-mail: avlasko@gmail.com

*The research presents the hardware-software complex to study control modes of the inductor drive of double-way feed and to develop precision electromechanical systems of spacecrafts.*

*Keywords: spacecraft, electric drive, inductor motor, angular position sensor, control mode.*

К современным электромеханическим системам ответственных установок, таких как космические аппараты, предъявляются всё более высокие требования в отношении надёжности, точности, массогабаритных показателей и функциональных возможностей. Это приводит к поиску новых путей проектирования электроприводов с использованием современной элементной базы и новых способов управления [1–3]. Индукторный двигатель двойного питания (ИДДП) является разновидностью индукторных двигателей и обладает уникальными возможностями: за счёт принципа двойного питания обеспечивается равномерное вращение с какими угодно малыми скоростями ротора при сравнительно высоких частотах питания, а за счёт электромагнитной редукции – увеличение в десятки раз номинального электромагнитного момента [4; 5].

Для исследования характеристик конкретных экземпляров ИДДП и способов управления ими создан программно-аппаратный комплекс, в состав которого входит объект исследования (индукторный электропривод двойного питания, включающий ИДДП, цифровой датчик углового положения, датчики тока, силовые модули инверторов), механическая нагрузка и аппаратура компании National Instruments (NI) (рис. 1).

Двигатель постоянного тока, выступающий в качестве механической нагрузки, заменен на гистерезисный тормоз фирмы Magtrol (рис. 2, 3), приобретенный за счет средств научного проекта № 16-38-00487 мол\_а.

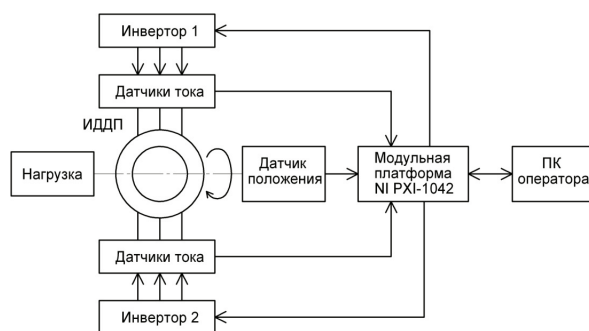


Рис. 1. Структурная схема программно-аппаратного комплекса для исследования ИДДП

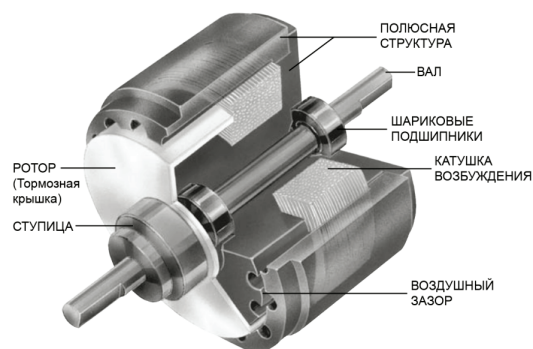


Рис. 2. Конструкция гистерезисного тормоза Magtrol HB-140M-2

\*Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 16-38-00487 мол\_а.

Гистерезисный тормоз Magtrol НВ-140М-2 создает вращающий момент через воздушный зазор без использования фрикционных элементов. Этот способ торможения обеспечивает высокие эксплуатационные характеристики, а именно: гладкий крутящий момент, высокую степень управляемости и хорошую повторяемость.

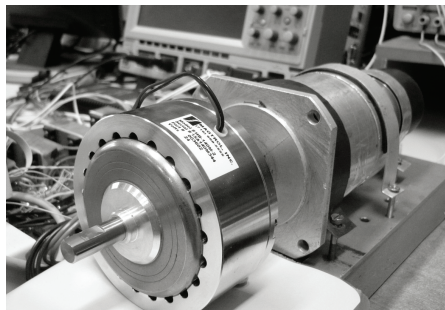


Рис. 3. Гистерезисный тормоз Magtrol НВ-140М-2 в составе программно-аппаратного комплекса для исследования ИДДП

Созданный программно-аппаратный комплекс для исследования ИДДП позволяет реализовать различные способы управления и с высокой точностью исследовать переходные процессы в электромеханических системах с ИДДП. Технические возможности комплекса позволяют гибко реализовать законы управления для замкнутых и разомкнутых систем, а также оперативно анализировать данные, полученные в результате экспериментов.

#### Библиографические ссылки

1. Каасик П. Ю. Тихоходные безредукторные микродвигатели. Л. : Энергия. Ленингр. отд-ние, 1974. 136 с.
2. Онищенко Г. Б., Локтева И. Л. Асинхронные вентильные каскады и двигатели двойного питания. М. : Энергия, 1979. 198 с.

3. Бронов С. А., Овсянников В. И., Соустин Б. П. Регулируемые электроприводы переменного тока : монография. Красноярск : КГТУ, 1998. 272 с.

4. Проектирование электроприводов систем поворота антенн и батарей солнечных космических аппаратов / С. А. Бронов, П. В. Авласко, А. В. Марарескул и др. // *Авиакосмическое приборостроение*. 2010. № 2. С. 1–6.

5. Управление индукторными двигателями двойного питания в позиционных электроприводах космических аппаратов / С. А. Бронов, П. В. Авласко, А. В. Марарескул и др. // *Авиакосмическое приборостроение*. 2010. № 9. С. 34–40.

#### References

1. Kaasik P. Yu. *Tikhokhodnye bezreduktornye mikrodvigateli* [Low-speed gearless micromotors]. L. : Energiya. Leningr. otd-nie, 1974. 136 p.

2. Onishchenko G. B., Lokteva I. L. *Asinkhronnye ventil'nye kaskady i dvigateli dvoynogo pitaniya* [Asynchronous gated cascades and motors of double-way feed]. M. : Energiya, 1979. 198 p.

3. Bronov S. A., Ovsyannikov V. I., Soustin B. P. *Reguliruemye elektroprivody peremennogo toka: monografiya* [Adjustable electric drives of an alternating current. Monograph]. Krasnoyarsk : KGTU, 1998, 272 p.

4. Bronov S. A., Avlasko P. V., Marareskul A. V. [Designing of electric drives of systems of rotation of antennas and solar batteries of spacecrafts] // *Aviakosmicheskoe priborostroenie*. 2010. № 2. P. 1–6. (In Russ.)

5. Bronov S. A., Avlasko P. V., Marareskul A. V. [Controlling of the inductor motors of double-way feed in positional electrical drives of spacecrafts] // *Aviakosmicheskoe priborostroenie*. 2010. № 9. P. 34–40 (In Russ.)

© Бронов С. А., Поваляев В. А.,  
Авласко П. В., 2016

УДК 004.94:629.78.066

## АНАЛИЗ ПЕРЕДОВЫХ ТЕХНОЛОГИЙ СОЗДАНИЯ 3D-МОДУЛЕЙ И ВОЗМОЖНОСТЬ ИХ ПРИМЕНЕНИЯ В БОРТОВОЙ АППАРАТУРЕ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

О. Д. Головаха, Д. А. Мутасов

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва  
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52  
E-mail: olgagolovakha@gmail.com

*Приведён анализ передовых 3D-технологий с возможным применением в проектировании бортовой аппаратуры космических аппаратов.*

*Ключевые слова: 3D-модули, передовые технологии, проектирование бортовой аппаратуры, космические аппараты.*



## ANALYSIS OF ADVANCED TECHNOLOGY OF THE 3D – MODULE AND THE POSSIBILITY OF THEIR USE IN THE ONBOARD EQUIPMENT OF SPACE VEHICLES

O. D. Golovakha, D. A. Mutasov

JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems  
52, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation  
E-mail: olgagolovakha@gmail.com

*The article analyses advanced 3D-technology, with possible application in the design of spacecraft on-board equipment.*

*Keywords: 3D-modules, advanced technology, on-board equipment design, space vehicles.*

Современные технологии 3D-микрорепродукции и микросборки позволяют эффективно сократить площадь, объем, массу электронного узла за счет работы с коммутационной составляющей системы и пассивными компонентами.

Достаточное количество отечественных предприятий производят широкую номенклатуру гибридных микросборок по устаревшим технологиям (подложки из поликора или ситалла, односторонняя или двухсторонняя тонкопленочная технология, однослойный поверхностный или бескорпусный монтаж). Использование многослойных печатных плат в изделиях высокой надежности тоже имеет свои минусы, неприемлемые для многих конкретных изделий из-за проблем, связанных с теплопроводностью, разными коэффициентами термического расширения и низких частотных свойств. С технической точки зрения наиболее простым путем быстрой и эффективной модернизации производства микросборок высокой надежности представляется внедрение 3D-технологий. Они позволяют улучшить массогабаритные характеристики микросборок в несколько раз, а для некоторых случаев – в десятки раз. Имеются и другие преимущества: улучшение частотных характеристик, а также теплоотвода, прочность и герметичность.

Одна из таких технологий – «Системы в корпусе». Система в корпусе (System in Package, SiP) – это комбинация нескольких активных электронных компонентов различной функциональности, собранной в единый модуль, которая обеспечивает реализацию разных функций, обычно выполняемых системой или подсистемой [1]. Система в корпусе может иметь в своем составе пассивные компоненты, оптические компоненты и другие корпуса и устройства. Объединение этих компонентов в одном корпусе имеет существенные преимущества: конструкция становится меньше, легче, надежнее и дешевле.

Существует также не менее интересная технология для космической отрасли – технология «Системы на кристалле». Система на кристалле (System on Chip, SoC) представляет собой системы, все элементы которой изготовлены в одном кристалле. Она отличается большей плотностью межсоединений, что усложняет внесение дальнейших изменений в готовый элемент.

Для использования 3D-технологий в бортовой аппаратуре необходимо обеспечить стойкость микросборок к внешним воздействующим факторам космического пространства: глубокий вакуум, тепловые

условия и воздействие излучений Солнца и объектов Солнечной системы, ионизирующие излучения радиационных поясов Земли, космических лучей и солнечных корпускулярных излучений, метеорные потоки.

Перечисленные факторы космического пространства уникальны, они несвойственны внешним воздействиям в земных условиях. И для того чтобы получить информацию о надежности функционирования микросборок приборов, агрегатов и систем космического аппарата в условиях космоса, необходимо, исследовав и изучив происходящие в них процессы, с максимальной точностью воспроизвести эти воздействия на Земле [2–5].

В 2013 году была успешно завершена опытно-конструкторская работа «Разработка унифицированного ряда электронных модулей на основе технологии „система-на-кристалле“, целью которой являлось создание опережающего научно-технического задела в области проектирования, производства и испытаний нового поколения конкурентоспособной бортовой РЭА перспективных КА, разрабатываемой с применением унифицированных электронных модулей на основе технологии «система-на-кристалле». В итоге опытно-конструкторской работы были разработаны и внедрены перспективные конструкторско-технологические решения по созданию сложных электронных систем с использованием специализированных компонентов.

Результаты опытно-конструкторской работы подтверждают возможность промышленного производства с использованием 3D-технологий. Использование данных технологий в функциональных узлах и модулях бортовой радиоэлектронной аппаратуры, таких как блоки управления двигателями, вторичные источники питания, фильтры питания, оперативно-запоминающее устройство, постоянно запоминающее устройство, позволят существенно уменьшить их массу и габариты. Именно гармоничное сочетание технологий коммутации и корпусирования узлов и модулей с высокоинтегрированной электронной компонентной базой обеспечивает качественно новый уровень бортовой радиоэлектронной аппаратуры космического назначения.

Так, в блоке электроники устройства поворота батареи солнечной функциональный узел «блок управления двигателем» реализован в виде 3D-модуля, что позволило сократить габаритные размеры функционального узла. Дальнейшее использование 3D-моду-

лей планируется в новой опытно-конструкторской работе «Высокоинтегрированные 3D-микросборки интеллектуальных силовых ключей». Их реализация предусмотрена до 2019 года.

#### Библиографические ссылки

1. Нисан А. Восемь тенденций, которые изменят электронику // Технологии в электронной промышленности. 2011. № 2. С. 5.
2. Млицкий В. Д., Беглария В. Х., Дубицкий Л. Г. Испытание аппаратуры и средства измерений на воздействие внешних факторов. М. : Машиностроение, 2003. 567 с.
3. Федоров М. Высокотехнологичные микросхемы памяти // Компоненты и технологии. 2006. № 9. С.4.
4. Хохлун А. 3D-интеграция – один из возможных путей развития // Компоненты и технологии. 2010. № 12. С. 4.
5. Чеботарев В. Е., Косенко В. Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения : учеб. пособие / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т ; ОАО «ИСС» им. акад. М. Ф. Решетнева». Красноярск, 2011. 486 с.

#### References

1. Nisan A. Vosem' tendentsiy, kotorye izmenyat' elektroniku [Eight trends that are changing the electronics]. Tekhnologii v elektronnoy promyshlennosti. 2011. № 2. P. 5. (In Russ.)
2. Mlitskiy V. D., Beglariya V. Kh., Dubitskiy L. G. Ispytanie apparatury i sredstva izmereniy na vozdeystvie vneshnikh faktorov [Equipment and measuring instruments test the effects of external factors]. Moscow, Mashinostroenie, 2003. 567 p.
3. Fedorov M. Vysokotekhnologichnye mikroskhemy pamyati [High-tech memory chips] // Komponenty i tekhnologii. 2006. № 9. P. 4. (In Russ.)
4. Khokhlun A. 3D-integratsiya – odin iz vozmoznykh putey razvitiya [3D- integration – one of the possible ways of development] // Komponenty i tekhnologii. 2010. № 12. P. 4. (In Russ.)
5. Chebotarev V. E., Kosenko V. E. Osnovy proektirovaniya kosmicheskikh apparatov informatsionnogo obespecheniya [Basics of designing spacecraft information support]. Krasnoyarsk, 2011. 486 p.

© Головаха О. Д., Мутасов Д. А., 2016

УДК 662.629.05

### ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ОТРАБОТКА ПРИБОРОВ БОРТОВОГО КОМПЛЕКСА УПРАВЛЕНИЯ С КАНАЛОМ SPACEWIRE

Е. Н. Голубев, А. А. Зайцев

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва  
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52  
E-mail: gen@iss-reshetnev.ru

*Рассматривается опыт разработки и отработки фрагментов системы управления перспективных КА с использованием канала SpaceWire в АО «ИСС» и некоторые результаты решения вопросов применения интерфейса SpaceWire.*

*Ключевые слова: бортовая цифровая вычислительная машина, система управления, верификация алгоритмов управления, отработка систем управления, методики испытаний.*

### EXPERIMENTAL TESTING ON-BOARD CONTROL SYSTEM (OCS) EQUIPMENT WITH SPACEWARE INTERFACE

E. N. Golubev, A. A. Zaytsev

JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems  
52, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation  
E-mail: gen@iss-reshetnev.ru

*In this paper we examine the design and test experience obtained at “ISS” premises for next generation satellite OCS with SpaceWire bus as well as the results and conclusions made from SpaceWire bus partial implementation.*

*Keywords: on-board computer, control system, verification of control algorithms, tests of control systems, test methods.*

Системы управления перспективных космических аппаратов АО «ИСС» проектируются с использованием сетевой архитектуры на базе стандартизированных интерфейсов МКО и SpaceWire [1; 2; 4]. Перспектива

применения сети передачи данных SpaceWire основывается на таких преимуществах, как интеграция каналобразующей аппаратуры в ПЛИС, и, следовательно, дешевизна и малогабаритность такой аппаратуры,

высокая пропускная способность, неограниченное число абонентов сети. В то же время имеется ряд проблемных вопросов и задач, которые необходимо решить при проектировании и отработке бортовых приборов с каналом SpaceWire, в частности: исследование сбоеустойчивости каналов обмена данными с использованием применяемых кабельных связей, изучение принципов построения отказоустойчивых структур сети, разработка протокола сетевого уровня.

В настоящее время в АО «ИСС» разрабатывается бортовой комплекс управления с использованием канала SpaceWire для внутренних связей приборов БКУ с выходом в перспективе на организацию сети на КА. Особенности использования канала SpaceWire в этой разработке заключаются в том, что сам центральный бортовой компьютер использует интерфейс SpaceWire как основной внутренний цифровой интерфейс с собственным маршрутизатором, а для создания внешней сети используется один или несколько маршрутизаторов, аналогичных внутреннему маршрутизатору центральной БЦВМ [5].

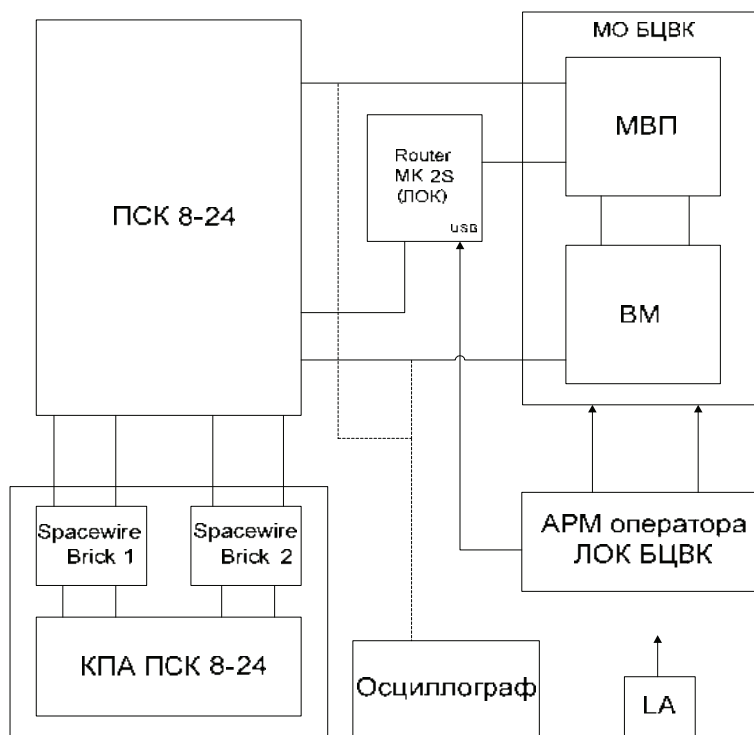
Таким образом, отработка схемно-конструкторских и программных решений построения внешней сети проходит в одном цикле с созданием центральной БЦВМ, что дает упреждающий задел для расширенного применения сети SpaceWire на серии перспективных КА.

Экспериментальная схема отработки фрагмента бортового комплекса управления, построенного на описанных выше принципах, показана на рисунке.

Показанная схема позволяет детально исследовать каналы SpaceWire как на физическом уровне (в том числе электрические параметры, временные характеристики распространения и обработки сигналов), так и на уровне транспортных и сетевых протоколов (в том числе управление маршрутизацией, регистрация и парирование ошибок при сбоях и помехах, парирование конфликтов и т. п.). При этом используется бортовая аппаратура, соответствующая летным образцам, что также позволяет в первом приближении выполнить верификацию этой аппаратуры по различным критериям.

Вопросы электрической отработки касаются выполнения кабельной сети, соединителей, помеховой обстановки. В экспериментах проверены кабельные сборки четырех изготовителей: STAR-Dundee, Acson, АО «ИРЗ», АО «ИСС», и проведено их сравнение по критериям стабильности работы при различной длине жгутов. В результате улучшено выполнение кабелей собственного изготовления АО «ИСС» для более стабильной работы.

Показанное оборудование позволяет исследовать работу каналообразующей аппаратуры SpaceWire и провести отработку протоколов обмена при внесении ошибок. Анализатор канала SpaceWire Mk2 может вносить ошибки в битовый поток SpaceWire. Может вноситься два типа ошибок: ошибка разъединения, где сигналы данных и строб-сигналы устанавливаются в ноль, и пакет ошибок, где конкретная комбинация вносится на выходах данных и строб-сигнала.



Структурная схема экспериментальной отработки макетного образца бортового компьютера МО БЦВК с маршрутизатором сети SpaceWire ПСК8-24:

макеты бортовых приборов, входящих в состав макетного образца МО БЦВК: вычислительного модуля ВМ и модуля внешней памяти МВП с наземным оборудованием – АРМ оператора ЛОК БЦВК; макет маршрутизатора сети SpaceWire ПСК8-24 с оборудованием для его проверки – КПА ПСК 8-24; роутер Mk 2S для организации и исследования сети; испытываемые кабельные линии SpaceWire; анализатор линков LA – для проверки структуры и параметров сигналов в линии

Пакет ошибок всегда приводит к ошибке проверки четности. Могут выполняться два режима ошибок: однократный режим внесения ошибки в ответ на действия пользователя в интерфейсе пользователя или на интервале, базирующемся на режиме внесения ошибки, где устанавливается время интервала, и режим интервала разблокирован в интерфейсе пользователя.

В результате исследований проведена отработка взаимодействия двух ЭВМ (инструментальной через SpaceWire Brick и центральной ЭВМ через собственный порт) с настройкой маршрутизации через бортовой прибор ПСК8-24. Формирование пакетов производилось как в структуре протокола RMAP [3], поддерживаемого в контроллерах рассматриваемого бортового компьютера и в разрабатываемом бортовом ПО, так и без поддержки RMAP.

Проведена верификация бортовых схемно-конструкторских решений построения портов и контроллеров SpaceWire в условиях физической реализации линий связи и использования бортового программного обеспечения и устранены в прошивке ПЛИС критические моменты обработки данных, приводящие к единичным сбоям в работе аппаратуры и ПО.

В результате проведенных в АО «ИСС» экспериментальных работ проведена отработка фрагментов БКУ перспективных КА с сетевой архитектурой на основе цифровых каналов МКО и SpaceWire. Полученные результаты могут служить основой для внедрения технологии SpaceWire в разработку перспективных космических аппаратов.

#### Библиографические ссылки

1. MIL-STD-1553B, Department of Defense Interface Standard for Digital Time Division Command/ Response Multiplex Data Bus, Notice 1–4, January 1996.

2. ECSS Standart ECSS-E-50-12C. SpaceWire, Links, Nodes, Routers and Networks / European Cooperation for Data Standardization, July, 2008.

3. ECSS-E-ST-50-52C SpaceWire – Remote memory access protocol. European Cooperation for Space Standardization (ECSS), 2010. 109 с.

4. Шейнин Ю., Солохина Т., Петричкович Я. Технология SpaceWire для параллельных систем и бортовых распределенных комплексов // Электроника: НТБ. 2006. № 5. С. 64–75.

5. Голубев Е. Аппаратно-программный комплекс для отработки бортового компьютера с процессором LEON-2 и сетью SpaceWire // Решетневские чтения : сб. тезисов / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2013.

#### References

1. MIL-STD-1553B, Department of Defense Interface Standard for Digital Time Division Command/Response Multiplex Data Bus, Notice 1–4, January 1996.

2. ECSS Standart ECSS-E-50-12C. SpaceWire, Links, Nodes, Routers and Networks / European Cooperation for Data Standardization, July, 2008.

3. ECSS-E-ST-50-52C SpaceWire – Remote memory access protocol. European Cooperation for Space Standardization (ECSS), 2010. 109 p.

4. Sheynin U., Solohina T., Petrichkovich Y. Tehnologia SpaceWire dlya parallelnykh sistem i bortovih raspredelennykh kompleksov // Elektronika: MIB. 2006. № 5. P. 64–75.

5. Golubev E. Apparatno-programmniy kompleks dlya otrabotki bortovogo kompyutera s protsessorom LEON2 i setyu SpaceWire // Reshetnevskie chtenia. Sbornik tezisov / Sibirskiy gosudarstvenniy aerokosmicheskiy universitet im. akad. M. F. Reshetneva, 2013.

© Голубев Е. Н., Зайцев А. А., 2016

УДК 621.316.544.1

### ИССЛЕДОВАНИЕ РАБОТЫ МИКРОКОНТРОЛЛЕРА MSP430G2553 В РЕЖИМАХ НИЗКОГО ЭНЕРГОПОТРЕБЛЕНИЯ\*

С. Л. Денисов, В. В. Речков, А. Т. Лелеков, А. В. Ушаков

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: sdens24@yandex.ru

*Проведена оценка возможностей работы микроконтроллера MSP430G2553 в режимах низкого энергопотребления в различных способах.*

*Ключевые слова: микроконтроллер, режим низкого энергопотребления, ток, бетавольтаика.*

\*Работы проведены при поддержке ФЦП «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технического комплекса России на 2014–2020 годы», соглашение № 14.577.21.0117, уникальный идентификатор RFMEFI57714X0117.

## MSP430G2553 MICROCONTROLLER LOW-POWER MODE TESTING

S. L. Denisov, V. V. Rechkov, A. T. Lelekov, A. V. Ushakov

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: sdens24@yandex.ru

*The evaluation of the capabilities of the MSP430G2553 microcontroller in low-power mode in various ways.*

*Keywords: microcontroller, low power mode, current, betavoltaic.*

Тенденции к увеличению срока активного существования космических аппаратов (КА), повышающаяся сложность систем питания требуют создания автономных, долгоживущих (свыше 25 лет), компактных, высоконадежных источников питания, стойких к вредным воздействующим факторам космического пространства.

Ради обеспечения этих параметров разработчики систем электропитания и других систем КА готовы мириться с малой отдаваемой мощностью, тем более что современные технологии электронной промышленности позволяют создать целый класс микромощных (от 1 мкВт до 10 мВт) устройств.

Одним из перспективных вариантов в данном случае является преобразование радиоактивной энергии изотопов в электрическую на основе бетавольтаического эффекта. Источник представляет из себя кремниевый p-i-n диод, работающий в режиме генерации при облучении его активной поверхности бета-частицами, образующимися вследствие распада атомов изотопа никеля-63 [4; 5]. Преимуществами энергетических источников на основе радиоизотопов являются большой срок службы (свыше 10 лет в зависимости от изотопа), низкий вес, небольшой размер, широкий диапазон внешних условий работы и высокая надежность.

На основе него возможно создание гибридного источника тока или напряжения с элементами накопления заряда, работающего в непрерывном или пульсирующем режиме. Такие источники на борту КА могут выполнять функции резервных источников питания микросхем ОЗУ (непрерывный) и основных источников для узлов сенсорной бортовой сети (пульсирующий режим).

Был проведен анализ приборов, способных полноценно работать в микроваттном диапазоне. Наиболее широкими возможностями обладают микроконтроллеры (МК) семейства MSP430 фирмы Texas Instruments, оптимизированные для низкого энергопотребления [1; 2].

Для проведения исследования в режимах низкого энергопотребления был выбран микроконтроллер MSP430G2553, входящий в состав отладочной платы MSP-EXP430G2.

Цель экспериментов заключалась в следующем:

– проверка данных по токопотреблению, приведенных в документации;

– оценка затрат энергии, требуемых для перехода контроллера между режимами.

Измерения проводились на высокоточном измерительном стенде, позволяющем задать токовый режим работы нагрузки (микроконтроллера), точность задания и измерения тока – доли наноампер (см. таблицу).

Программа должна на короткое время установить и сбросить один из выводов порта. Исследовались следующие способы работы МК, отличающиеся функционалом МК [1; 3]:

DCOMCLK: МК во время обработки прерывания, позволяющее МК после режима LPM выполнить поставленные задачи, работает в полном активном режиме, т. е. со всей включенной периферией и часами, в результате ток получается в среднем 184,4 мкА. По данным [2] это значение составляет 220 мкА.

VLOMCLK В данном способе подключается низкочастотный генератор тактов VLO, главные часы MCLK тактируются от него. Благодаря этому ток в активном режиме по сравнению с током в способе DCO уменьшается в среднем до 47,5 мкА.

VLOMCLK\_disDCO. Данный способ отличается от VLOMCLK тем, что во время прерывания предварительно отключаются цифровые часы DCO, которые не отключались в исходном способе. В результате ток в активном режиме падает до 2,16 мкА.

CCM (Capture/ compare mode) – режим «захват/ сравнение». Это наименее энергозатратный способ из автономных способов. Работает он за счет функционала таймера, а именно: возможности таймера управлять портами (регистр P1SEL). Он работает при включении режима «захват/ сравнение» при инициализации.

На рис. 1. показан код данного способа, а на рис. 2 видны маленькие переходы в размерах десятков наноампер в активный режим. В результате ток в активном режиме почти не отличается от тока в LPM3.

Режим LPM3 (Low Power Mode 3) – режим пониженного энергопотребления. Этот режим включается по коду управления.

На рис. 2. показана величина тока в способе CMM после инициализации. В среднем сила тока составляет в данном способе 0,81 мкА.

Режим LPM4 – режим, позволяющий добиться наименьшего энергопотребления.

В данном режиме сила тока составляет 0,131 мкА, что приблизительно соответствует заявленным характеристикам в [2] (0,1 мкА).

```

1 #include <msp430.h> // Подключение библиотеки МК
2 int main(void) {
3     WDTCTL = WDTPW + WDTHOLD; // Остановка сторожевого таймера
4     BCSCCTL3 |= LFXT1S_2; // Подключение генератора низкочастотных тактов (VLO)
5     P1DIR |= BIT6; // Направление порта 1.6 на выход
6     P1SEL |= BIT6; // Установка управления портом 1.6 таймером
7     CCR0 = 3000-1; // Значение счетчика для "сбросить"
8     CCTL1 = OUTMOD_7; // Режим 7 (сбросить/установить)
9     CCR1 = 1500-1; // Значение счетчика для "установить"
10    TACTL = TASSEL_1 + MC_1; // Установка ACLK+прямой счет
11    _bis_SR_register(LPM3_bits); // Вход в LPM3
12 }

```

Рис. 1. Код для режима «захват/сравнение»

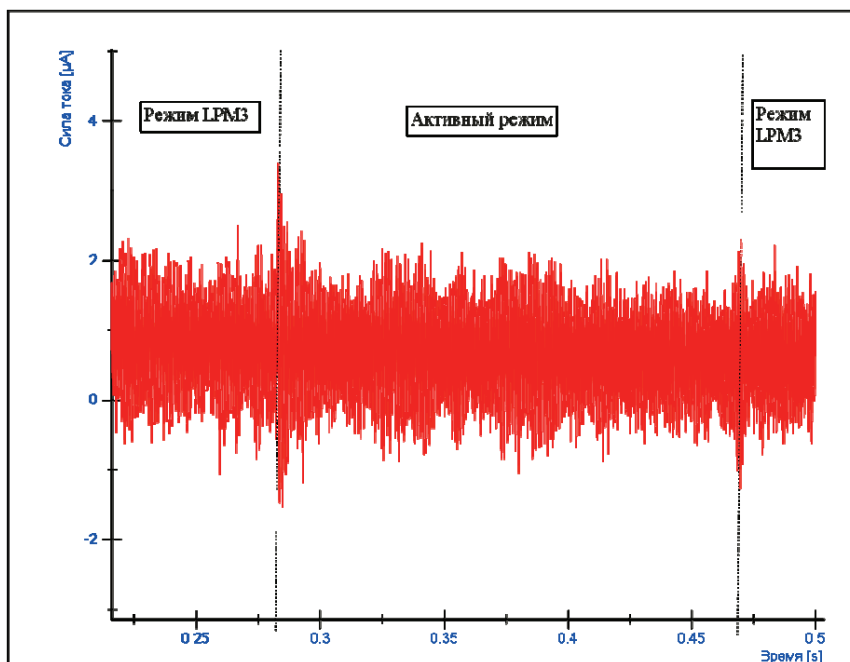


Рис. 2. Ток потребления МК в режиме LPM3

## Токопотребление МК в различных режимах

Режим работы	Ток в режиме низкого энергопотребления, мкА	Ток в активном режиме, мкА
DCOMCLK	0,858	184,445
VLOMCLK	0,877	47,512
VLOMCLK disDCO	0,816	2,16
CCM	0,832	0,645

## References

1. User's Guide MSP 430x2xx Family / Texas Instruments, July 2013.
2. MSP430G2x53, MSP430G2x13 datasheet / Texas Instruments, May 2013.
3. Power Management Solutions for Ultra-Low-Power 16-Bit MSP430TM MCUs / Texas Instruments, 2012.
4. Zelenkov P. V., Sidorov V. G., Lelekov E. T., Khoroshko A. Y., Bogdanov S. V., Lelekov A. T. Modeling of microporous silicon betaelectric converter with  $^{63}\text{Ni}$  plating in GEANT4 toolkit. IOP Conference

Series: Materials Science and Engineering. Vol. 122, Iss. 1, article id. 012036 (2016). DOI: 10.1088/1757-899X/122/1/012036.

5. Kovalev I. V., Sidorov V. G., Zelenkov P. V., Khoroshko A. Y., Lelekov A. T. Electron-hole pairs generation rate estimation irradiated by isotope Nickel-63 in silicon using GEANT4. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. Vol. 94, Iss. 1, article id. 012024 (2015). DOI:10.1088/1757-899X/94/1/012024.

© Денисов С. Л., Речков В. В., Лелеков А. Т., Ушаков А. В. 2016

## МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ МЕХАНИЧЕСКИХ ВОЗДЕЙСТВИЙ НА ПРОТОЛЕТНУЮ МОДЕЛЬ ЗВЕЗДНОГО ДАТЧИКА

С. А. Елубаев, Б. Ш. Альбазаров, А. В. Шамро, Т. М. Бопеев, А. С. Сухенко

Институт космической техники и технологий  
Республика Казахстан, 050061, г. Алматы, ул. Кисловодская, 34  
E-mail: b.albazarov@gharysh.kz

*Статья посвящена технологии проектирования и анализа механической части 3D-модели протолетной модели звездного датчика (ЗД), создаваемой в Республике Казахстан (РК).*

*Ключевые слова: проектирование, воздействующие факторы, критические нагрузки.*

## MATHEMATICAL MODELING MECHANICAL INFLUENCE ON THE PROTOFLIGHT MODEL OF STAR TRACKER

S. Elubaev, B. Albazarov, A. Shamro, T. Bopееv, A. Sukhenko

Institute of space technique and technology  
34, Kislovodskaya Street, Almaty, 050061, Republic of Kazakhstan  
E-mail: b.albazarov@gharysh.kz

*The article introduces the technology of design and analysis of mechanical 3D model of the star tracker protoflight model created in the Republic of Kazakhstan.*

*Keywords: design, influencing factors, the critical load.*

Настоящая статья посвящена технологии проектирования и анализа механической части 3D-модели протолетной модели ЗД, создаваемой в РК в рамках республиканской бюджетной программы 076.

Оптическая система ЗД, спроектированная согласно системным требованиям, была описана в [1–5].

Компоновка всех составляющих элементов в единую систему, а также анализ влияния механических факторов на нее является задачей механической части проектирования ЗД с использованием ПО Solid Works.

Спроектированная механическая структура инженерной модели ЗД является сборкой из отдельных узлов и элементов (рис. 1).

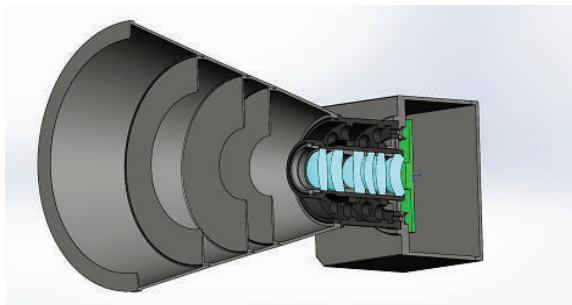


Рис. 1. Составные элементы оптической головки звездного датчика

Предлагаемая механическая структура позволяет сделать выбор материалов для ее изготовления, а также соединяющих узлов, механических частей и дета-

лей. На этом этапе учитываются все факторы, влияющие на оптические и механические характеристики ЗД, соответствие его требованиям по массе.

Для основной структуры выбран алюминий марки Д16Т, преимуществом которого является низкий удельный вес ( $2,77 \text{ г/см}^3$ ) при достаточно высокой прочности и жесткости.

Анализ на статические нагрузки производился с помощью ПО Solid Works: узлы и крепления системы проверены на возникающие напряжения, перемещения и деформации. Анализ модели на значения нагрузок в направлении X и Z проводился по заданным основным физическим характеристикам, использованным при расчете, а также по информации о сетке, с учетом используемых материалов для протолетной модели.

На рис. 2 отображены максимальные значения напряжения, перемещения и деформации, возникающие при приложении ускорения  $10g$  и воздействии его на элементы конструкции. На рис. 2, а приведена эпюра, из которой следует, что наибольшее напряжение возникает в области соединения корпуса блока электроники с корпусом оптической головки. Максимальное значение напряжения –  $2,458 \text{ МПа}$ , минимальное –  $0 \text{ МПа}$ . Из анализа максимальных напряжений, испытываемых конструкцией, следует, что она способна выдержать предельную статическую нагрузку, возникающую при запуске.

Из рис. 2, б следует, что максимальные значения перемещений возникают на кромке третьей диафрагмы и составляют  $0,003 \text{ мм}$ .

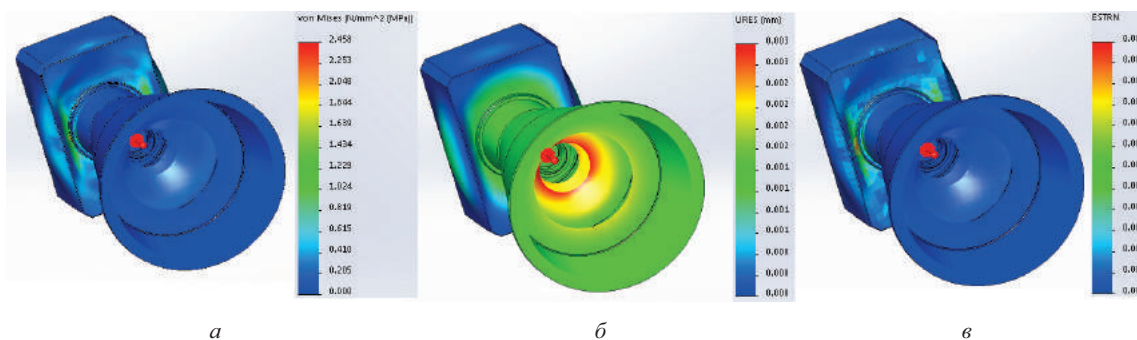


Рис. 2. Максимальные значения напряжений, перемещений и деформаций

Из рис. 2, в следует, что величина остаточной деформации в конструкции ЗД равна нулю, т. е. возникающие напряжения меньше предела текучести выбранного материала Д16Т.

Кроме статических нагрузок, испытываемых КА, воздействие которых было проанализировано, механическая конструкция ЗД, так и всего КА, подвергается динамическим нагрузкам. В работе проведен анализ воздействия случайной вибрации при использовании ракеты-носителя (РН) «Днепр».

Из руководства пользователя РН «Днепр» следует, что полезная нагрузка РН должна быть разработана с конструктивной жесткостью, которая гарантирует, что значения собственных частот данной полезной нагрузки должны быть не менее 20 Гц по продольной оси и 10 Гц по поперечной оси. Собственные частоты ЗД, полученные из анализа данных ПО Solid Works, дают: 1-я собственная частота по поперечной оси – 325 Гц, по продольной – 1 291 Гц.

Описанный в работе процесс проектирования и анализа на внешние воздействия механической структуры ЗД позволяет проводить в дальнейшем испытания на стендах с имитацией реализуемых нагрузок при использовании РН «Днепр».

Приведенная конструкция и использованные материалы при этом не должны влиять на оптические характеристики получаемого изображения.

Авторы выражают благодарность А. Калиеву (ТОО «Галам») за консультации при выполнении работы.

#### Библиографические ссылки

1. Особенности проектирования и анализа механической части оптических систем / М. Р. Нургужин, А. Т. Калиев, Б. Р. Жумажанов // Вестник КазНУ. 2014. № 1(48). С. 80–86.
2. Проектирование оптических систем на примере создания оптической головки звездного датчика / С. А. Елубаев, Б. Ш. Альбазаров, В. В. Тен, А. В. Шамро, А. С. Сухенко // Технические науки – от теории к практике : сборник статей по материалам LV междунар. науч.-практ. конф. № 2(50) / под ред. АНС «СибАК». Новосибирск, 2016. С. 8–18.
3. Features of design and development of optical system for star tracker [Электронный ресурс]. URL: <http://proceedings.spiedigitallibrary.org/proceeding.aspx?articleid=1916192> (дата обращения: 16.09.2016).

4. Выбор оптической схемы экспериментального образца звездного датчика / С. А. Елубаев, Н. К. Джамалов, А. В. Шамро и др. // Высокие технологии – залог устойчивого развития : труды II междунар. науч. конф. в 2 т. / КазНТУ им. К. И. Сатпаева. Алматы, 2013. С. 265–267.

5. Проектирование оптической системы звездного датчика с учетом факторов космического пространства / М. М. Молдабеков, С. А. Елубаев, В. В. Тен, Б. Ш. Альбазаров, Т. М. Бопеев // Материалы XIX Междунар. научно-практ. конф., посвящ. 55-летию Сиб. гос. аэрокосмич. ун-та : в 2 ч. / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2015. С. 243–245.

#### References

1. Osobennosti proektirovaniya i analiza mehanicheskoy chasti opticheskikh sistem / M. R. Nurguzhin, A. T. Kaliev, B. R. Zhumazhanov // Vestnik KazNU. 2014. № 1(48). P. 80–86.
2. Proektirovanie opticheskikh sistem na primere sozdaniya opticheskoy golovki zvezdnogo datchika / S. A. Elubaev, B. Sh. Al'bazarov, V. V. Ten, A. V. Shamro, A. S. Suhenko // Tehnicheskie nauki – ot teorii k praktike: Sbornik statej po materialam LV mezhdunarodnoj nauchno-prakticheskoy konferencii. № 2(50) / pod red. ANS «SibAK» Novosibirsk, 2016. P. 8–18.
3. Features of design and development of optical system for star tracker. URL: <http://proceedings.spiedigitallibrary.org/proceeding.aspx?articleid=1916192> (data obrashhenija: 16.09.2016).
4. Vybore opticheskoy shemy jeksperimental'nogo obrazca zvezdnogo datchika / S. A. Elubaev, N. K. Dzhamalov, A. V. Shamro et al. // Trudy II-mezhd. nauch. konf. «Vysokie tehnologii – zalog ustojchivogo razvitiya» : v 2 t. / KazNTU im. K. I. Satpaeva. Almaty, 2013. P. 265–267.
5. Proektirovanie opticheskoy sistemy zvezdnogo datchika s uchetoj faktorov kosmicheskogo prostranstva / M. M. Moldabekoa, S. A. Elubaev, V. V. Ten, B. Sh. Al'bazarov, T. M. Bopееv // Materialy XIX Mezhdunarodnoj nauchno-prakticheskoy krnferencii, posvjashhennoj 55-letiju Sibirskogo gosudarstvennogo ajerokosmicheskogo universiteta imeni akademika M. F. Reshetneva : v 2 ch. / pod obshh. red. Ju. Ju. Loginova; Sib. gos. ajerokosmich. un-t. Krasnojarsk, 2015. P. 243–245.

© Елубаев С. А., Альбазаров Б. Ш., Шамро А. В., Бопеев Т. М., Сухенко А. С., 2016



УДК 62-533.7

## СРАВНИТЕЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ТОПОЛОГИЙ ИМИТАТОРА ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА\*

В. М. Крутских, Д. К. Лобанов, Д. Н. Пойманов, Е. А. Мизрах

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: enis-home@mail.ru

*Авторами было проведено сравнительное исследование двух топологий имитаторов электрических характеристик системы электропитания космического аппарата, разработаны имитационные модели имитаторов, проведены вычислительные эксперименты, исследованы электрические и переходные характеристики имитаторов.*

*Ключевые слова: имитатор, электрические характеристики, система электропитания, имитационная модель, космический аппарат.*

## SPACECRAFT POWER SUPPLY SYSTEM ELECTRICAL CHARACTERISTICS OF SIMULATOR TOPOLOGY COMPARATIVE RESEARCH

V. M. Krutskikh, D. K. Lobanov, D. N. Poymanov, E. A. Mizrah

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: enis-home@mail.ru

*Authors compares two spacecraft power system simulator topologies, develop simulation models of simulators, carry out computational experiments, study electrical and transient simulator characteristics.*

*Keywords: simulator, electrical characteristics, power supply system, simulation model, spacecraft.*

При проведении наземных электрических испытаний электротехнических систем космического аппарата (КА) вследствие сложности применения систем электропитания (СЭП) используют имитаторы [1] электрических характеристик СЭП.

Функции назначения имитатора СЭП:

- питание бортовой аппаратуры номинальным напряжением;
- имитация выходного импеданса СЭП;
- имитация помеховой обстановки на выходной шине питания.

В общем случае имитатор СЭП [4] представляет собой управляемый стабилизатор напряжения с выходным импедансом требуемого вида.

В данной работе произведен сравнительный анализ статических и динамических свойств двух перспективных топологий имитатора электрических характеристик СЭП КА.

Для достижения поставленной цели в работе решены следующие задачи: разработаны математическое описание двух топологий ИСЭП [2], их имитационные модели [3] в пакете схемотехнического моделирования MicroCAP, произведен анализ и синтез ИСЭП с требуемыми показателями качества переходных процессов, проведены вычислительные экспери-

менты с математическими моделями в пакете Mathcad и имитационными моделями в пакете MicroCAP.

Объектом исследования является ИСЭП, предметом исследования – происходящие в нем электрические процессы при воспроизведении штатных и аварийных режимов.

В обеих топологиях ИСЭП используется принцип двойного регулирования мощности: непрерывный стабилизатор напряжения (НСН) обеспечивает требуемое качество выходного напряжения, а импульсный стабилизатор напряжения (ИСН) ограничивает мощность рассеивания непрерывного регулирующего элемента (НРЭ). В топологии (рис. 1, а) это достигается за счет стабилизации падения напряжения на НРЭ, а в топологии (рис. 1, б) – за счет стабилизации напряжения на выходе импульсного преобразователя (ИП) напряжения.

Сравнительный анализ свойств и проведенные исследования с имитационными моделями показали, что при аналогичных параметрах составных частей имитаторов их статические и динамические характеристики практически совпадают. Свойства имитаторов существенно отличаются в аварийном режиме при коротком замыкании НРЭ.

\*Работа проводилась при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации (Соглашение № 14.577.21.0082). Уникальный идентификатор RFMEFI57714X0082.

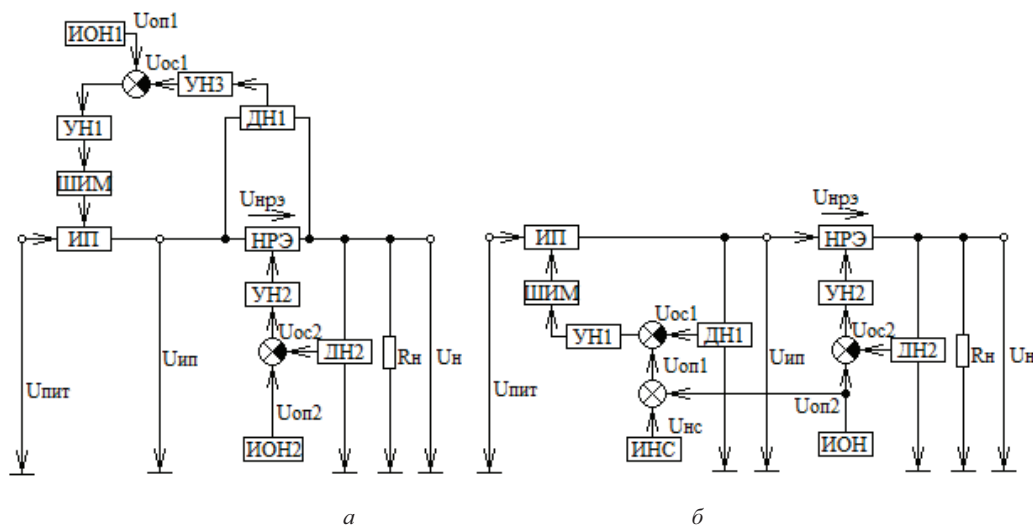


Рис. 1. Топологии ИСЭП со стабилизацией напряжения на НРЭ (а) и стабилизацией напряжения на выходе импульсного преобразователя (б):

ИОН – источник опорного напряжения; ИНС – источник напряжения смещения; УН – усилители напряжения; НРЭ – непрерывный регулирующий элемент; ДН – делитель напряжения; ШИМ – широтно-импульсный модулятор;  $U_{оп1}$  – опорное напряжение ИСН;  $U_{оп2}$  – опорное напряжение ИСН;  $U_{ос1}$  – напряжение ОС ИСН;  $U_{ос2}$  – напряжение ОС ИСН;  $U_{пит}$  – напряжение питания;  $U_n$  – выходное напряжение стабилизатора;  $U_{ип}$  – напряжение на выходе импульсного преобразователя;  $R_n$  – нагрузка

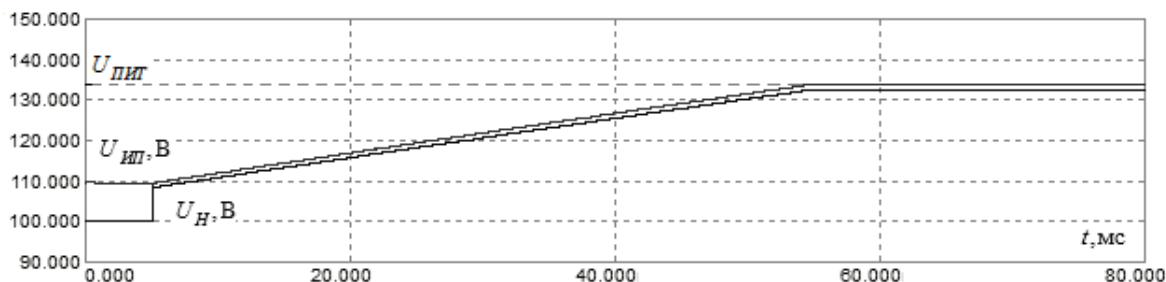


Рис. 2. Переходные процессы ИСЭП со стабилизацией напряжения на НРЭ при коротком замыкании НРЭ

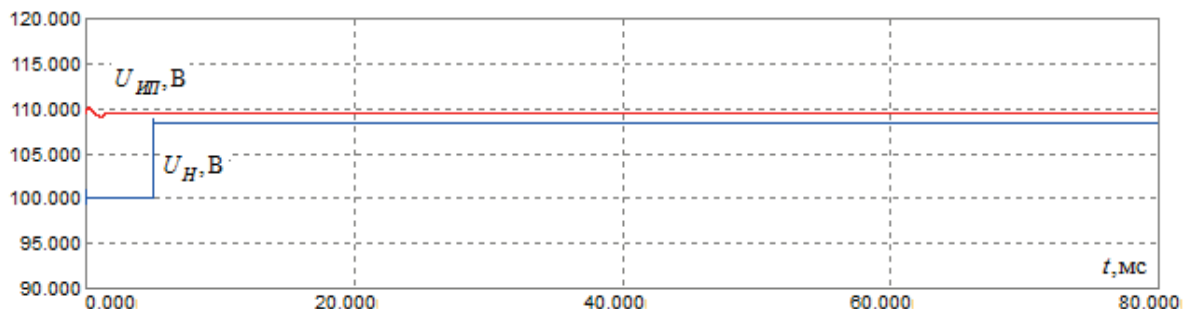


Рис. 3. Переходные процессы ИСЭП со стабилизацией напряжения на выходе ИСН при коротком замыкании НРЭ

В топологии в аварийном режиме (рис. 1, а) происходит рост напряжения  $U_{ип}$  импульсного преобразователя до уровня напряжения  $U_{пит}$  источника питания, который обычно намного превышает уровень напряжения  $U_n$  нагрузки, что опасно для электротехнических систем КА. В топологии в этом же аварийном режиме (рис. 1, б) напряжение  $U_n$  возрастает до напряжения  $U_{ип}$  импульсного преобразователя и может быть уменьшено до требуемой величины отключением напряжения смещения  $U_{нс}$ , что позволят

продлить испытания и тем самым повысить живучесть ИСЭП.

#### Библиографические ссылки

1. Мизрах Е. А., Пойманов Д. Н. Анализ структур имитаторов электрических характеристик систем электропитания космических аппаратов // Вестник СибГАУ. 2007. № 1.
2. Кирьянов Д. В. Самоучитель Mathcad 11. СПб.: БХВ-Петербург, 2003.

3. Разевиг В. Д. Схемотехническое моделирование с помощью Micro-CAP 7. М. : Горячая линия–Телеком, 2003.

4. Балакирев Р. В., Пойманов Д. Н., Ткачев С. Б. Имитатор электрических характеристик мощных систем электропитания для испытаний электротехнических систем космических аппаратов // Тезисы XX Научно-технической конференции молодых ученых и специалистов ОАО «РКК «Энергия». 10–14 ноября 2014. г. Королёв Моск. обл.

#### References

1. Mizrah E. A., Poymanov D. N. Analiz struktur imitatorov elektricheskikh harakteristik system

elektropitaniya kosmicheskikh apparatov // Vestnik SibSAU. 2007. № 1.

2. Kir'yanov D. V. Samouchitel' Mathcad 11. SPb: BVH-Peterburg, 2003.

3. Rezevig V. D. Shemotekhnicheskoe modelirovanie s pomosh'yu Micro-CAP 7. M. : Goryachaya liniya–Telecom, 2003.

4. Balakirev R. V., Poymanov D. N., Tkachev S. B. Imitator elektricheskikh harakteristik moshnih sistem elektropitaniya dlya ispitani' elektrotekhnicheskikh sistem kosmicheskikh apparatov // Tezisi XX Nauchno-tehnicheskoi konferencii molodih uchenih I specialistov ОАО "RKK "Energiya" 10–14 Noyabrya 2014, g. Korolev Mosk. obl.

© Крутских В. М., Лобанов Д. К.,  
Пойманов Д. Н., Мизрах Е. А., 2016

УДК 629.78.054:621.396.018

### МОДЕЛИРУЮЩИЙ НАЗЕМНЫЙ ОТЛАДОЧНЫЙ КОМПЛЕКС БОРТОВОЙ РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ

Ю. Н. Лёган, А. В. Пичкалев, В. В. Прудков

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва»  
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52  
E-mail: al-mail@iss-reshetnev.ru

*Моделирующий наземный отладочный комплекс позволит моделировать электронные схемы вместе со штатным бортовым программным обеспечением для имитации различных нештатных ситуаций работы бортовой РЭА (в том числе для исследования отказов).*

*Ключевые слова: SPICE-моделирование, SPICE-компьютер, отладочный комплекс, программное обеспечение, электронные схемы.*

### THE MODELLING TERRESTRIAL DEBUGGING COMPLEX FOR ON-BOARD RADIO-ELECTRONIC EQUIPMENT

Y. N. Legan, A. V. Pichkalev, V. V. Prudkov

JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems  
52, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation  
E-mail: al-mail@iss-reshetnev.ru

*Modelling terrestrial debugging complex will allow to model electronic schemes together with the regular onboard software to imitate various supernumerary situations of onboard radio-electronic equipment operation (including for research of refusals).*

*Keywords: SPICE- modelling, SPICE-computer, debugging complex, software, electronic schemes.*

Для проведения программных отработочных испытаний (ПОИ) в отделе проектирования и испытаний бортовой радиоэлектронной аппаратуры (РЭА) ОАО «ИСС» был создан унифицированный наземный отладочный комплекс (НОК) программного обеспечения (ПО) бортовой РЭА на базе реального вычислительного модуля и аппаратно-программных эмуляторов функциональных узлов [1]. Аппаратура НОК РЭА имитирует входные сигналы, обрабатываемые в процессоре вычислительного модуля бортовой аппаратуры, и регистрирует его выходные сигналы, эмулируя работу приборов в составе КА.

Отработка ПО без использования реальных технических средств позволяет имитировать различные ситуации без изменения аппаратного состава схемы отработочных испытаний, что исключает риск выхода из строя аппаратных средств НОК и самой РЭА [2].

Разработка специальных программ испытаний ПО на эмуляторах позволяет довести до максимальной полноты проверок всех предполагаемых ситуаций, возможных во время штатной работы РЭА. Результаты исследования работы ПО при имитации различных нештатных ситуаций используются для объяснения

работы бортовой РЭА в летных условиях, когда аппаратура недоступна [3].

Дальнейшее улучшение качества отработки РЭА невозможно без моделирования ее электронных схем и имитации отказов составляющих их элементов. Это целесообразно сделать, включив в состав НОК РЭА SPICE-моделирование (Simulation Program with Integrated Circuit Emphasis) – симулятор электронных схем общего назначения с открытым исходным кодом. Использование SPICE-моделирования позволит моделировать всю аппаратно-программную логику каждого функционального устройства, включая имитацию отказов вплоть до отдельных её элементов. Тем самым осуществляется отработка схемных и технических решений РЭА на моделях, а также обеспечивается сопровождение РЭА с самых ранних этапов ее производства и заканчивая сроком штатной эксплуатации КА. Использование SPICE-моделей при отработке встроенного ПО максимально приблизит моделирование к штатному функционированию. В конечном итоге SPICE-моделирование позволит сократить сроки и уменьшить риски их срыва при разработке и изготовления РЭА.

Функционирование SPICE-модели РЭА целесообразно проводить на SPICE-компьютере, под которым подразумевается специализированный аппаратно-программный комплекс, реализующий функции SPICE-симулятора и обладающий высоким быстродействием [4]. Моделирующий комплекс SPICE-компьютера должен строиться на основе магистрально-модульного стандарта PXI. Магистрально-модульные системы PXI является удобным базисом для совмещения реализации SPICE-компьютера с цифровыми устройствами управления и интерфейсами, а также отработкой функционирования ПО [5].

Исходными данными для построения модели РЭА являются:

- SPICE-модели аналоговых функциональных частей РЭА, которые можно получить из реальных электрических схем РЭА, а также HDL-описаний (Hardware Definition Language) программируемых аналоговых интегральных схем (ПАИС) и аналоговых базовых матричных кристаллов (АБМК);

- HDL-описания цифровых устройств управления и цифровых интерфейсов, которые физически должны быть реализованы на основе программируемых логических интегральных схем (ПЛИС), цифровых базовых матричных кристаллов (ЦБМК), микроконтроллеров (МК), микропроцессоров (МП), запатентованных устройств (ЗУ);
- ПО устройств управления.

Основным преимуществом описываемого подхода являются относительно малые (по сравнению с традиционным моделированием) временные затраты на разработку модели РЭА и её модификацию, так как фактически модель РЭА для описываемого моделирующего комплекса должна получаться:

- из заданий для SPICE-симулятора, получаемых из реальных схем электрических принципиальных функциональных частей РЭА, разрабатываемых с использованием современных систем автоматизированного проектирования (САПР), например Altium Designer;

- заданий для SPICE-симулятора для схем ПАИС/ АБМК, получаемых из базы данных составных частей ПАИС/ АБМК и HDL-описаний ПАИС/ АБМК;

- HDL-описаний цифровых устройств управления или цифровых интерфейсов для схем ПЛИС/ ЦБМК, МП/ МК и ЗУ;

- ПО устройств управления.

Необходимо отметить, что разработка каждой из перечисленных частей входит в процесс разработки современной РЭА.

Реализация SPICE-компьютера в составе НОК РЭА потребует разработки:

- HDL-описаний типовых SPICE-моделей для PXI-модулей с ПЛИС;

- программного интерфейса управления ПЛИС PXI-модулей с загруженными SPICE-моделями;

- базы данных параметризованных SPICE-моделей по аналогии с библиотеками моделей, применяемыми в традиционных САПР.

Применение при разработке SPICE-модели аналоговой части функциональных частей РЭА результатов макетирования и отработки реальных электрических схем позволяет качественно улучшить возможности отладки модели и процесс моделирования за счет имитирования аппаратных отказов ЭРИ.

Модели цифровых устройств управления или цифровых интерфейсов также удобно реализовать из действительных HDL-описаний с использованием PXI-модулей с ПЛИС. Использование модулей с цифровым вводом-выводом позволяет передавать в модель внешние воздействия, например, от векторных генераторов и других устройств имитации сигналов. Таким образом, существует возможность качественно улучшить возможности отладки модели и процесс моделирования за счет «перегрузки» сигналов модели «внешними» сигналами, имитируя аппаратные отказы. Функционирование ПО устройств управления непосредственно на моделях цифровых устройств управления или цифровых интерфейсов «в чистом виде» обеспечит более высокую точность отработки РЭА.

Таким образом, включение в состав НОК РЭА SPICE-компьютера на ПЛИС PXI-модулей даст требуемое улучшение качества отработки бортовой РЭА. Отработка ее на НОК с использованием SPICE-моделирования позволит максимально полно контролировать и диагностировать процессы ее функционирования, начиная с самых ранних этапов макетирования и производства и заканчивая штатной эксплуатацией в составе КА.

#### Библиографические ссылки

1. Пичкалев А. В. Наземный отладочный комплекс бортовой радиоэлектронной аппаратуры // Решетневские чтения : материалы XIV Междунар. науч. конф. ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2010. Ч. 2. С. 515–516.

2. Пичкалев А. В. Автоматизация отработки бортовой радиоэлектронной аппаратуры // Инженерные, научные и образовательные приложения на базе технологий National Instruments – 2011 : сборник трудов

X междунар. науч.-практ. конф. М. : ДМК-пресс, 2011. С. 28–30.

3. Жариков В. Н., Пичкалев А. В. Проблемы отработки программного обеспечения бортовой радиоэлектронной аппаратуры // Вестник СибГАУ. 2012. Вып. 1 (41). С. 15–17.

4. Kapre N., DeHon A. Accelerating SPICE Model-Evaluation using FPGAs // Proceedings of the 17th Annual IEEE Symposium on Field-Programmable Custom Computing Machines, 2009.

5. Жариков В. Н., Пичкалев А. В. Новые технологии для испытательного оборудования // Вестник СибГАУ. 2011. Вып. 1 (34). С. 132–135.

#### References

1. Pichkalev A. V. The terrestrial debugging complex for onboard radio-electronic equipment [Nazemnyj otladochnyj kompleks bortovoj radioelektronnoj apparatury]. Reshetnevskie chteniya: materialy 14 Mezhdunarodnoj nauchoj konferencii (Proceedings 14th Interna-

tional scientific conference “Reshetnev readings”). Krasnoyarsk, 2010. P. 515–516. (In Russ.)

2. Pichkalev A. V. Automation working off on-board radioelectronic equipment [Avtomatizatsiya otrabotki bortovoj radioelektronnoj apparatury] // Proceedings 10th International scientific conference National Instruments. М. : ДМК-пресс, 2011. P. 28–30. (In Russ.)

3. Zharikov V. N., Pichkalev A. V. *Problems of working off of the software of onboard radio-electronic equipment* // Vestnik SibGAU. 2012. № 1 (41). P. 15–17. (In Russ.)

4. Kapre N., DeHon A. Accelerating SPICE Model-Evaluation using FPGAs. in Proceedings of the 17th Annual IEEE Symposium on Field-Programmable Custom Computing Machines. 2009.

5. Zharikov V. N. Pichkalev A. V. *New technologies for test equipment* // Vestnik SibGAU. 2011. № 1 (34). P. 132–135. (In Russ.)

© Леган Ю. Н., Пичкалев А. В.,  
Прудков В. В., 2016

УДК 621.37

### АППАРАТНО-ПРОГРАММНЫЙ ИМИТАТОР ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ СВЯЗИ И РЕТРАНСЛЯЦИИ

Т. Ю. Лямичева, В. А. Комаров

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва»  
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52  
E-mail: VKomarov@iss-reshetnev.ru

*Предложен подход к проведению проверок специализированных наземных систем на основе аппаратно-программного имитатора свойств полезной нагрузки космических аппаратов связи и ретрансляции. Рассмотрена структурная схема имитатора, реализованная на основе технологии программируемого радио.*

*Ключевые слова: полезная нагрузка, имитатор, система орбитальных испытаний, технология программируемого радио.*

### HARDWARE-SOFTWARE SIMULATOR OF COMMUNICATION AND RETRANSMISSION SPACECRAFT PAYLOAD

T. Yu. Lyamicheva, V. A. Komarov

JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems  
52, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation  
E-mail: VKomarov@iss-reshetnev.ru

*The research proposes an approach to conduct inspections of specialized earth systems based on hardware and software simulator of payload spacecraft communication and retransmission properties. The structural scheme of the simulator based on software defined radio technology is considered.*

*Keywords: payload, simulator, in orbit test system, software defined radio technology.*

Проблема обеспечения испытаний вновь создаваемых специализированных наземных систем орбитальных испытаний полезной нагрузки и систем мониторинга связи является актуальной для аэрокосмической отрасли. При вводе в эксплуатацию, оценке технических характеристик и проверке программного обеспечения рассматриваемых систем используется

метод эталонной меры, в качестве которой выступает энергочастотный ресурс ствола ретранслятора космического аппарата (КА), расположенного на орбите. Данный факт обуславливает необходимость решения ряда технических и организационных задач, таких как, например, выделение и аренда энергочастотного ресурса КА, согласование действий персонала стан-

ции, проходящей испытания, и наземного комплекса управления КА. При этом существует вероятность нештатной работы ствола ретранслятора вследствие некорректного функционирования аппаратного и программного обеспечения тестируемых наземных систем.

В качестве решения обозначенной проблемы предлагается подход к проведению испытаний наземных станций с использованием аппаратно-программного имитатора полезной нагрузки космических аппаратов. В связи с тем, что полезная нагрузка КА связи и ретрансляции оказывает влияние на прохождение сигнала, в процессе её орбитальных испытаний проводится измерение и контроль следующих основных характеристик стволов ретрансляторов: неравномерность группового времени запаздывания, амплитудно-частотная характеристика (АЧХ), нелинейность АЧХ, нестабильность частоты гетеродина и пр. [1]. Таким образом, для обеспечения максимальной полноты проверок наземных систем разрабатываемый аппаратно-программный имитатор должен обеспечивать формирование и имитацию условий прохождения сигналов, аналогичных прохождению сигналов в соответствии с обозначенными характеристиками.

С точки зрения практической реализации имитатора перспективным является применение аппаратно-программных решений и технологий *National Instruments* [2]. При этом имитацию условий прохождения сигналов в разрабатываемом комплексе предлагается осуществлять с использованием методов цифровой обработки сигналов на основе технологии программируемого радио – *Software Defined Radio*, центральным звеном которой является программируемое

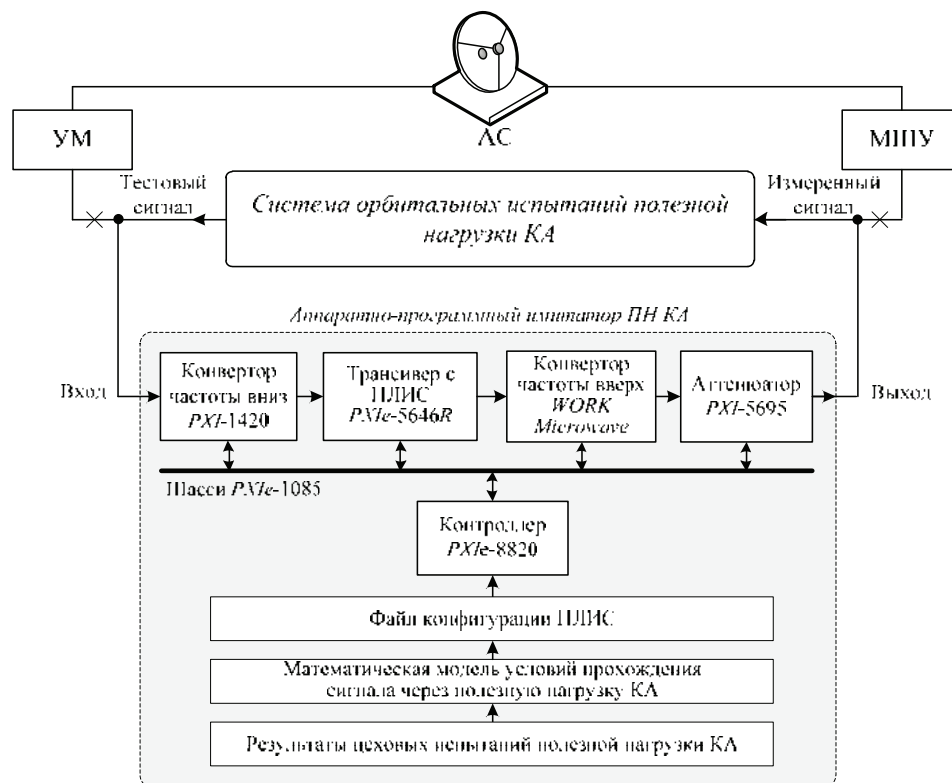
устройство цифровой обработки сигналов [3]. Данное решение позволяет реализовать максимально гибкую и открытую систему, функциональные характеристики которой определяются загружаемой прошивкой ПЛИС и программным обеспечением.

Обобщенная структурная схема аппаратно-программного имитатора полезной нагрузки осуществляющей ретрансляцию сигналов Ку-диапазона, приведена на рисунке.

Аппаратно-программный имитатор представляет собой модульную архитектуру. Основные модули, обеспечивающие преобразование тестового сигнала наземной станции, и контроллер устанавливаются в 18-слотовое шасси PXIe-1085, обладающее пропускной способностью до 1 Гб/слот. Интеграция модулей и внешних устройств осуществляется через драйверы и библиотеки функций среды графического программирования *LabVIEW*. Через контроллер *PXIe-8820* осуществляется управление функциональными узлами имитатора и, в частности, управление модулем с перепрограммируемой ПЛИС (*PXIe-5646R*), также включающим в свой состав аналого-цифровой и цифроаналоговый преобразователи.

Создание программных приложений в среде *LabVIEW* заключается в написании графического кода, состоящего из функциональных блоков и соединяющих их линий связи [4; 5].

Критерием оценки результатов проведенных испытаний является заданная степень соответствия установленных значений условий прохождения сигнала значениям, полученным в процессе измерений тестируемой наземной системы.



Обобщенная структурная схема аппаратно-программного имитатора полезной нагрузки КА связи и ретрансляции:

УМ – усилитель мощности; МШУ – малошумящий усилитель; АС – антенная система

Файл конфигурации ПЛИС может быть синтезирован как в соответствии с результатами цеховых испытаний полезной нагрузки КА, так и в соответствии с заданными расчетными значениями. При этом следует отметить, что методика синтеза аппаратно-программных моделей полезной нагрузки КА, реализуемых на основе ПЛИС, также может быть реализована на основе метода макро моделирования [6].

В целом предлагаемый подход использования реконфигурируемого аппаратно-программного имитатора полезной нагрузки КА применим в аэрокосмической отрасли при развертывании и испытании наземного сегмента космических систем, при метрологической поверке и аттестации контрольно-проверочной аппаратуры модулей полезных нагрузок, а также при проведении работ по исследованию функционирования космических систем передачи данных с имитацией различных условий прохождения сигналов по радиоканалам.

К преимуществам применения аппаратно-программного имитатора можно отнести: сокращение сроков ввода в эксплуатацию наземных систем орбитальных испытаний полезной нагрузки и систем мониторинга связи, сокращение рисков возникновения нештатных ситуаций в работе ресурсов полезной нагрузки космического аппарата, обусловленных некорректным функционированием аппаратного и программного обеспечения рассматриваемых систем на этапе их развертывания и отладки, а также возможность повышения надежности функционирования космических систем в целом за счет реализации дополнительной возможности экспериментальных исследований и оценки влияния параметров тракта прохождения сигнала на функционирование космических систем связи и ретрансляции.

#### Библиографические ссылки

1. Braun Teresa M. Satellite communications. Payload and systems // Wiley-IEEE Press, 2012. 400 p.
2. Официальный сайт компании *National Instruments* [Электронный ресурс]. URL: <http://www.ni.com> (дата обращения 01.09.2016).

3. Александров В. В., Кулешов С. В., Цветков О. В. Концепция программируемой технологии цифровой теории связи: от герц к бит/с // Информационно-измерительные и управляющие системы. 2007. Т. 5, № 6. С. 62–72.

4. Баран Е. Д. LabVIEW FPGA. Реконфигурируемые измерительные и управляющие системы. М. : ДМК Пресс, 2009. 448 с.

5. Комаров В. А., Пичкалев А. В. Применение технологий NI FPGA при испытаниях бортовой аппаратуры космических аппаратов // Интеллект и наука: тр. XI Междунар. научн.-практ. конф. (г. Железнодорожск, 28-29 апреля 2011 г.). Красноярск : Центр информации, 2011. 380 с.

6. Калабеков Б. А., Лапидус В. Ю., Малафеев В. М. Методы автоматизированного расчета электронных схем в технике связи. М. : Радио и связь, 1990. 272 с.

#### References

1. Teresa M. Braun. Satellite communications. Payload and systems // Wiley-IEEE Press, 2012. 400 p.
2. Official site National Instruments. Available at: <http://www.ni.com> (accessed 01.09.2016).
3. Aleksandrov V. V., Kuleshov S. V., Tsvetkov O. V. Kontseptsiya programmirovomoy tekhnologii tsifrovoy teorii svyazi: ot gerts k bit/s. // Informatsionno-izmeritel'nye i upravlyayushchie sistemy. 2007. Vol. 5, № 6. P. 62–72.
4. Baran E. D. LabVIEW FPGA. Rekonfiguriruyemye izmeritel'nye i upravlyayushchie sistemy. M. : DMK Press, 2009. 448 p.
5. Komarov V. A., Pichkalev A. V. Primenenie tekhnologiy NI FPGA pri ispytaniyakh bortovoy apparatury kosmicheskikh apparatov // Intellect i nauka : tr. XI Mezhdunar. nauchn.-prakt. konf. (g. Zheleznogorsk, 28–29 aprelya 2011 g.). Krasnoyarsk : Tsentr informatsii, 2011. 380 p.
6. Kalabekov B. A., Lapidus V. Yu., Malafeev V. M. Metody avtomatizirovannogo rascheta elektronnykh skhem v tekhnike svyazi. M. : Radio i svyaz', 1990. 272 p.

© Лямичева Т. Ю., Комаров В. А., 2016

УДК 629.78.001.5

### ВЛИЯНИЕ ВРАЩАЮЩИХСЯ АККУМУЛЯТОРНЫХ БАТАРЕЙ НА МАССОГАБАРИТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Ц. Г. Надараи<sup>1</sup>, И. Я. Шестаков<sup>2</sup>, А. А. Фадеев<sup>2</sup>, К. Н. Виноградов<sup>2\*</sup>

<sup>1</sup>ООО «Конструирование, внедрение образцов новой техники»

Российская Федерация, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 75

<sup>2</sup>Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева

Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

\*E-mail: VInogradov-KN@yandex.ru

*Система генерирования электроэнергии – одна из важнейших бортовых систем космических аппаратов. Авторы оценивают энергетические характеристики комбинированного накопителя в составе данной системы.*

*Ключевые слова: литий-ионный аккумулятор, накопитель энергии, перспективный космический аппарат, система электропитания, маховик, энергооборуженность.*

## THE EFFECT OF ROTATING BATTERIES FOR MASS-DIMENSIONAL CHARACTERISTICS OF POWER SUPPLY SYSTEM OF THE SPACE VEHICLES

C. G. Nadaraia<sup>1</sup>, I. Ja. Shestakov<sup>2</sup>, A. A. Fadeev<sup>2</sup>, K. N. Vinogradov<sup>2\*</sup>

<sup>1</sup>LLC «Design, implementation of new equipment»  
75, Svobodny Av., Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation

<sup>2</sup>Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
\*E-mail: V1nogradov-KN@yandex.ru

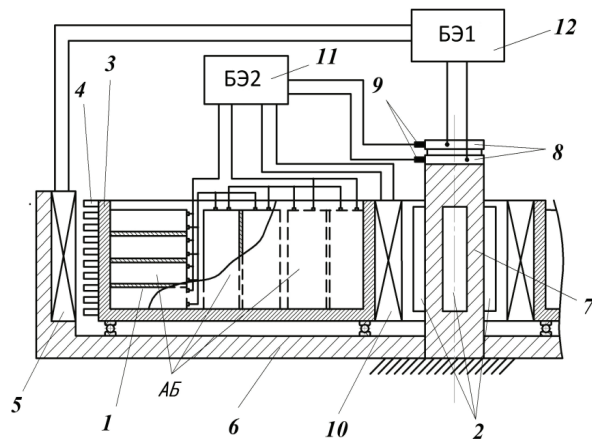
*The system of power generation is one of the most important on-board systems of the space vehicles. The authors assess the energy performance of the combined storage device within this system.*

*Keywords: rechargeable lithium-ion battery, energy storage device, perspective space vehicle, the power supply system, the flywheel, power.*

Космические аппараты (КА) являются одним из перспективных направлений космической деятельности [1].

Производство высоконадежных и конкурентоспособных на мировом рынке спутников различного назначения предъявляет высокие требования к системе генерирования электроэнергии и средств для их технической подготовки к запуску [2]. Выход из строя системы электропитания (СЭП) влечет за собой выход из строя всего аппарата [3]. Поэтому повышение эффективности снабжения электроэнергией различных потребителей на борту КА путем совершенствования СЭП является актуальной задачей.

В работах [4; 5] представлен комбинированный накопитель энергии (см. рисунок), обеспечивающий необходимое электропитание бортовой аппаратуры во время нерасчетных режимов работы КА для поддержания его «живучести», снятия телеметрии и выдачи команд радиоуправления в случаях возможных аварийных ситуаций генератора электроэнергии. Комбинированный накопитель энергии включает химические источники (аккумуляторные батареи), установленные на вращающейся платформе (кинетический накопитель энергии).



Комбинированный накопитель энергии

Аккумуляторная батарея состоит из  $N$  последовательно соединенных аккумуляторных ячеек. Каждая

ячейка содержит  $M$  литий-ионных аккумуляторов, соединенных параллельно.

$$K = N \cdot M, \quad (1)$$

где  $K$  – общее число аккумуляторов, определяемое конструктивными особенностями вращающейся платформы.

В предлагаемом комбинированном накопителе энергии реализовано:

$$N = 4 \text{ ячейки, } M = 11 \text{ аккумуляторов,} \\ K = 44 \text{ общее число аккумуляторов.}$$

Применяемые аккумуляторы ГУП «НИИ электроугольных изделий» имеют индекс ЛИА-8, размеры  $105 \times 45 \times 25$  мм, расположены вертикально. Каждый аккумулятор имеет емкость (С) 8 Ач, рабочее напряжение 2,8 В, массу 0,27 кг [6].

Кинетическая энергия вращающихся масс определяется по известной формуле:

$$E_{\text{кин}} = \frac{1}{2} J_Z \cdot \omega_{ST}^2, \quad (2)$$

где  $J_Z$  – момент инерции вращающегося диска;  $\omega$  – угловая скорость диска.

Количество извлекаемой энергии из аккумулятора, без полного разряда

$$E_{AB} = C \cdot U_{AB} \cdot 0,7. \quad (3)$$

Подставляя в (3) известные данные, получим  $E_{AB} = 56,5$  кДж.

Тогда энергия всей аккумуляторной батареи  $E_{\Sigma AB} = 2,5 \cdot 10^6$  Дж.

Общая энергия  $E_P$  системы с полностью заряженной аккумуляторной батареей и вращающимся маховиком равна

$$E_P = K \cdot C \cdot U_{AB} \cdot 0,7 + \frac{1}{2} J_Z \cdot (\omega_{ST} - \omega_{KR})^2. \quad (4)$$

Учитывая  $\omega = \frac{\pi n}{30}$ , а также  $n_{KR} = 500$  об/мин и  $n_{ST} = 6500$  об/мин, определим значение энергии  $E_{\text{кин}}$  по крайнему правому выражению формулы (4):  $E_{\text{кин}} = 0,6 \cdot 10^6$  Дж.

Кинетическая энергия маховика по отношению к энергии аккумуляторной батареи составит:

$$\frac{E_{\text{кин}}}{E_{\Sigma AB}} \cdot 100\% = 24\%. \quad (5)$$



Таким образом, расчеты показывают, что использование комбинированного накопителя позволит улучшить массогабаритные характеристики системы электропитания КА в пределах 24 %. Полученное значение проверится на экспериментальной установке. Применение современных материалов для диска и аккумуляторных батарей позволит уменьшить массу накопителя при той же самой энергоёмкости.

#### Библиографические ссылки

1. Чеботарев В. Е. Проектирование космических аппаратов систем информационного обеспечения. В 2 кн. Кн. 2. Внутреннее проектирование космического аппарата / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2005. 168 с.
2. Бортовые энергосистемы космических аппаратов на основе солнечных и химических батарей : учеб. пособие. Ч. 1 / Н. В. Белан, К. В. Безручко, В. Б. Елисеев, В. В. Ковалевский, В. А. Летин, В. П. Постановов, А. Н. Федоровский. Харьков : ХАИ, 1992. 191 с.
3. Гуцин В. Н. Основы устройства космических аппаратов : учебник для вузов. М. : Машиностроение, 2003. 272 с.
4. Надараиа Ц. Г., Бабкина Л. А., Шестаков И. Я., Фадеев А. А. Химико-кинетический накопитель энергии // Вестник СибГАУ. 2014. № 2(54). С. 56–61.
5. Виноградов К. Н., Шестаков И. Я., Фадеев А. А., Надараиа Ц. Г. Особенности работы химико-кинетического накопителя энергии // Решетневские чтения : материалы XVIII Междунар. науч. конф., посвящ. 90-летию со дня рождения генер. конструктора ракет.-космич. систем акад. М. Ф. Решетнева (11–14 нояб. 2014, г. Красноярск) : в 3 ч. / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2014. Ч. 1. С. 125–126.

6. Химические источники тока : справочник / под ред. Н. В. Коровина и А. М. Скундина. М. : МЭИ, 2003. 740 с.

#### References

1. Chebotarev V. E. *Proektirovanie kosmicheskikh apparatov sistem informatsionnogo obespecheniya* : v 2 kn. Kn. 2. *Vnutrennee proektirovanie kosmicheskogo apparata* [The design of space vehicles of information support systems : in 2 books. Book. 2. The internal design of the space vehicle]. Krasnoyarsk : SibSAU, 2005. 168 p.
2. Belan N. V., Bezruchko K. V., Eliseev V. B., Kovalevskiy V. V., Letin V. A., Postanogov V. P., Fedorovskiy A. N. *Bortovye energosistemy kosmicheskikh apparatov na osnove solnechnykh i khimicheskikh batarey. Ch. 1* [Onboard power systems of space vehicles based on solar and chemical batteries]. Khar'kov : KhAI, 1992, 191 p.
3. Gushchin V. N. *Osnovy ustroystva kosmicheskikh apparatov* [The basics of the device for space vehicles]. Moscow : Mashinostroenie, 2003. 272 p.
4. Nadaraia Ts. G., Babkina L. A., Shestakov I. Ya., Fadeev A. A. [Chemical-kinetic energy storage device] // Vestnik SibGAU. 2014. № 2(54). P. 56–61 (In Russ.).
5. Vinogradov K. N., Shestakov I. Ya., Fadeev A. A., Nadaraia Ts. G. [Work features of chemical-kinetic energy storage device] // *Materialy XVIII Mezhdunar. nauch. konf. "Reshetnevskie chteniya"*. [Materials XVIII Intern. Scientific. Conf. "Reshetnev reading"]. Krasnoyarsk, 2014. Vol. 1. P. 125–126. (In Russ.)
6. Korovin N. V., Skundin A. M. *Khimicheskie istochniki toka : spravochnik* [Chemical current sources]. Moscow : MEI, 2003. 740 p.

© Надараиа Ц. Г., Шестаков И. Я., Фадеев А. А., Виноградов К. Н., 2016

УДК 681.323:681.326.3:004.383

### ОДНОКРИСТАЛЛЬНЫЕ ВЫЧИСЛИТЕЛИ С ДИНАМИЧЕСКОЙ РЕКОНФИГУРАЦИЕЙ В ЦИФРОВЫХ КОНТУРАХ УПРАВЛЕНИЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ\*

О. В. Непомнящий<sup>1</sup>, Е. А. Вейсов<sup>1</sup>, Н. А. Мамбеталиев<sup>1\*</sup>, А. С. Правитель<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Сибирский федеральный университет

Российская Федерация, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79

<sup>2</sup>АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва»

Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52

E-mail: nurbek.it@gmail.com

*Предложено решение повышения функциональных возможностей и надежности радиоэлектронной аппаратуры малых космических аппаратов за счет применения динамически-реконфигурируемых однокристалльных вычислительных систем.*

*Ключевые слова: малый космический аппарат, электронная аппаратура, микропроцессор, ПЛИС, динамическая реконфигурация, контроллер, адаптивная система.*

\*Работа выполнена при финансовой поддержке федеральной целевой программы «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014–2020 годы». (код проекта 14.578.21.0021 RFMEFI57814X0021).

## USING A DYNAMIC RECONFIGURATION OF SYSTEM-ON-CHIP FOR CONTROL SYSTEM OF SMALL SATELLITES<sup>1</sup>

O. V. Nepomnyashchij<sup>1</sup>, E. A. Veisov<sup>1</sup>, N. A. Mambetaliev<sup>1\*</sup>, A. S. Pravitel<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Siberian Federal University

79, Svobodny Av., Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation

<sup>2</sup>JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems

52, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation

E-mail: nurbek.it@gmail.com

*This paper proposes the solution to increase functionality and reliability of the radio-electronic equipment of small satellite by using dynamic and reconfigurable system-on-chip devices.*

*Keywords: small satellite, electronic equipment, microprocessor, FPGA, dynamic reconfiguration, controller, adaptive system.*

Применение высокопроизводительных, программируемых логических интегральных схем (ПЛИС) имеющих встроенные на кристалл модули динамической реконфигурации, соответствует требованиям к надежности, массогабаритной характеристике и энергопотреблению радиоэлектронной аппаратуры (РЭА) малых космических аппаратов (МКА) [1].

В связи с этим авторами предлагается использовать динамическую реконфигурируемую систему, в состав которой входят [2–3]:

– динамический реконфигурируемый модуль. Это вычислитель, который предназначен для высокопроизводительных вычислений и управления конечным оборудованием;

– управляющий модуль. Представляет собой контроллер, в котором реализуются основные операции управления ПЛИС и специальная операция загрузки конфигурационного файла в динамически реконфигурируемый модуль из памяти. Таким образом, контроллер фактически представляет собой процессор.

С целью практической реализации ДРС авторами разработан лабораторный образец однокристального контроллера для управления системами исполнительной автоматики малого космического аппарата. В основу контроллера заложен принцип динамической реконфигурации [4–5]. ПЛИС контроллера использовалась для управления синхронным двигателем с электромагнитной редуцией (СДЭР), применяющимся в составе модуля раскрытия антенн в рабочее положение и систем поворота солнечных батарей МКА.

Разрабатываемая система управления включает в себя вычислитель на базе FPGA с динамической реконфигурацией Xilinx Virtex-5 [6], регулятор тока, блок коммутации фаз двигателя и регулятор скорости вращения.

При разработке прототипа контроллера предложена магистрально-модульная архитектура центрального вычислителя с динамической реконфигурацией. Для повышения надежности системы в разрабатываемом контроллере использован метод тройного резервирования на уровне процессора. Следует отметить, что каждый процессорный блок является реконфигурируемым модулем и находится в реконфигурируемых областях ПЛИС. Благодаря этому имеется возможность восстановления поврежденного в результате ДФ процессорного ядра путем перезаписи содержимого соответствующего домена ПЛИС [7].

Контроллер памяти представляет собой систему, состоящую из контроллера конфигурационной внешней памяти и контроллера общей для всех процессорных ядер оперативной памяти, при этом вся система вынесена за пределы процессорного блока.

В состав вычислителя входят три ядра программного процессора Sparc V8 с общей внешней кэш-памятью, а также контроллер магистрали в стандарте AMBA. При этом ядра вычислителя сопрягаются с памятью посредством мажоритарной схемы. Следует отметить, что в данном случае количество процессорных ядер, входящих в состав контроллера, ограничивается только ресурсами ПЛИС.

На этапе отработки алгоритмов и проверки работоспособности системы выполняли программную и аппаратную имитацию выхода из строя блоков управления двигателем с целью проверки мажоритарных элементов и блока динамической реконфигурации. При тестировании установлено, что мажоритарные элементы позволяют идентифицировать не все виды отказов, однако по совокупности полученных изменений удается успешно определять «поврежденный» участок и в режиме реального времени восстанавливать участок. Полученные результаты тестирования контроллера управления двигателем с применением принципа динамической реконфигурации позволяют отметить, что реконфигурация ПЛИС происходит за время, на порядок меньшее времени формирования импульсов управления.

Применение программно-реконфигурируемого процессорного ядра обеспечивает высокую производительность при малой потребляемой мощности и позволяет гибко перераспределять вычислительные ресурсы.

### Библиографические ссылки

1. Чумаков А. И. Действие космической радиации на интегральные схемы. М. : Радио и связь, 2004.
2. Юдинцев В. Радиационно стойкие интегральные схемы // Надёжность в космосе и на земле. Электроника: НТБ. 2007. № 5.
3. Филиппов А. К. Высоконадежные динамически реконфигурируемые системы обработки информации для ответственных применений // Проектирование и технология электронных средств. 2008. № 2. С. 2–9.
4. Wang Lie, Wu Feng-yan. Dynamic partial reconfiguration in FPGAs // Third International Symposium on

Intelligent Information Technology Application. 2009. P. 446–448.

5. Однокристалльные системы с динамической реконфигурацией в радиоэлектронной аппаратуре специального назначения / О. В. Непомнящий, Е. А. Вейсов, А. С. Правитель // Успехи современной радиоэлектроники. 2014. № 5. С. 25–29.

6. Carmichael C., Fueller E., Blain P., Caffrey M. SEU Mitigation Techniques for Virtex FPGAs in Space Applications [Electronic resource]. Available at: <http://www.xilinx.com/appnotes/VtxSEU.pdf>.

7. Savani Vijay G., Mecwan Akash I., N Gajjar. P. Dynamic Partial Reconfiguration of FPGA for SEU Mitigation and Area Efficiency // International Journal of Advancements in Technology. 2011. Vol. 2, № 2. P. 285–291.

### References

1. Chumakov A. I. *Deystvie kosmicheskoy radiatsii na integral'nye skhemy* [effects of cosmic radiation on integrated circuits]. Moscow : Radio i svyaz', 2004.

2. Yudintsev V. *Radiatsionno stoykie integral'nye skhemy. Nadjozhnost' v kosmose i na zemle* [Radiation hardened integrated circuits. Reliability in space and on earth] // *Elektronika. NTB*. 2007. № 5. (In Russ.)

3. Filippov A. K. *Vysokonadezhnye dinamicheski rekonfiguriruyemye sistemy obrabotki informacii dlya*

*otvetstvennykh primeneniy* [Highly reliable dynamically reconfigurable data processing systems for critical applications] // *Proektirovanie i tekhnologiya elektronnykh sredstv*. 2008. № 2. P. 2–9. (In Russ.)

4. Wang Lie, Wu Feng-yan. Dynamic partial reconfiguration in FPGAs // *Third International Symposium on Intelligent Information Technology Application*. 2009. P. 446–448.

5. Nepomnyashchiy O. V., Veysov E. A., Pravitel' A. S. *Odnokristal'nye sistemy s dinamicheskoy rekonfiguratsiey v radioelektronnoy apparature spetsial'nogo naznacheniya* [System-on-chip with dynamic reconfiguration in electronic equipment for critical applications]. *Uspekhi sovremennoy radioelektroniki*. 2014. № 5, P. 25–29. (In Russ.)

6. Carmichael C., Fueller E., Blain P., Caffrey M. SEU Mitigation Techniques for Virtex FPGAs in Space Applications [electronic resource]. Available at: <http://www.xilinx.com/appnotes/VtxSEU.pdf>.

7. Vijay G. Savani, Akash I. Mecwan, N. P. Gajjar. Dynamic Partial Reconfiguration of FPGA for SEU Mitigation and Area Efficiency // *International Journal of Advancements in Technology*. 2011. Vol. 2, № 2. P. 285–291.

© Непомнящий О. В., Вейсов Е. А., Мамбеталиев Н. А., Правитель А. С., 2016

УДК 621.316.91

## ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ БЫСТРОДЕЙСТВИЯ УСТРОЙСТВА ЗАЩИТЫ ИСТОЧНИКОВ ПОСТОЯННОГО ТОКА

Л. А. Самотик, Д. Н. Пойманов, Е. А. Мизрах

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: enis-home@mail.ru

*Разработано устройство защиты источников постоянного тока для применения в составе комплекса для испытаний электрооборудования космического аппарата. Экспериментально исследовано его быстродействие.*

*Ключевые слова: система электропитания, защитное отключение, устройство защиты.*

## EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF DIRECT CURRENT SOURCE PROTECTION DEVICE PERFORMANCE

L. A. Samotik, D. N. Poymanov, E. A. Mizrah

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: enis-home@mail.ru

*A DC source protection device was developed for an application in a spacecraft electrics testing system. The device performance is investigated experimentally.*

*Keywords: power supply system, safety switches, protection device.*

Во время проведения наземных испытаний электрооборудования космического аппарата (КА) проверяется корректность его работы в различных режи-

мах. При этом существует вероятность выхода токов и напряжений на входах испытываемого электрооборудования за границы допустимых диапазонов значе-

ний. Для обеспечения безопасной работы электрооборудования КА необходимо применение специальных устройств защиты (УЗ). Такое УЗ применяется для автоматического отключения электрических цепей при коротких замыканиях и/или нештатных режимах (перегрузках, исчезновении или снижении напряжения), а также для включения и отключения нагрузки в штатных режимах [1–4].

Авторами был разработан исследовательский образец быстродействующего устройства защиты (БУЗ) для применения в составе комплекса для испытаний системы электропитания КА. Основными требованиями к БУЗ являются: время срабатывания не более 20 мкс и приведенная погрешность по уровню срабатывания не более 1 %. Структура БУЗ представлена на рис. 1. БУЗ включает в себя: датчики тока (ДТ1, ДТ2), делители напряжений (ДН1, ДН2), драйверы АЦП (ДР1–ДР4), аналогово-цифровые преобразователи (АЦП1–АЦП4), программируемая логическая интегральная схема (ПЛИС), твердотельные реле (ТР1, ТР2), ПЭВМ, источник питания (ИП). Напряжения на выходе твердотельных реле (ТР1, ТР2) ослабляются делителями напряжения (ДН1, ДН2), токи ТР1, ТР2 измеряются датчиками тока (ДТ1, ДТ2), проходят через драйверы АЦП ДР1–ДР4, преобразуются в цифровой вид АЦП1–АЦП4 и подаются на входы ПЛИС. ПЛИС вырабатывает сигналы управления для ТР1, ТР2, производящих отключение выходов при срабатывании БУЗ. Питание устройств, входящих в БУЗ, осуществляется от источника питания постоянного тока ИП. Изменение установок уровня и времени осуществляется с помощью ПЭВМ.

Для оценки фактического времени срабатывания БУЗ была проведена серия экспериментов. Схемы экспериментов приведены на рис. 2.

Уставка времени срабатывания задавалась с учетом времени отключения твердотельного реле. Время

отключения твердотельного реле было определено экспериментально, поскольку применяемые твердотельные реле имеют технологический разброс параметров. Для определения фактического времени срабатывания по току последовательно с датчиком тока была включена широкополосная система измерения тока, поскольку применяемый датчик тока имеет ограниченную полосу пропускания [5].

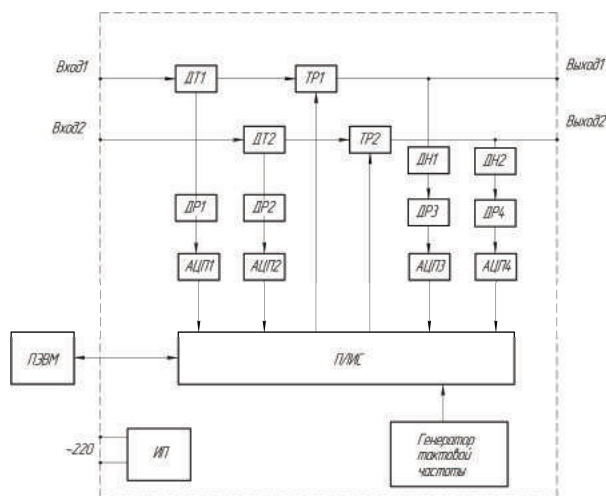


Рис. 1. Структурная схема быстродействующего устройства защиты

Переходные процессы изменения напряжения нагрузки, тока нагрузки и напряжения на выходе датчика тока во время срабатывания БУЗ регистрировались с помощью осциллографа. Результаты исследования быстродействия БУЗ по напряжению для уровня срабатывания 24,3 В приведены на рис. 3. Результаты исследования быстродействия БУЗ по току для уровня срабатывания 12,5А приведены на рис. 4.

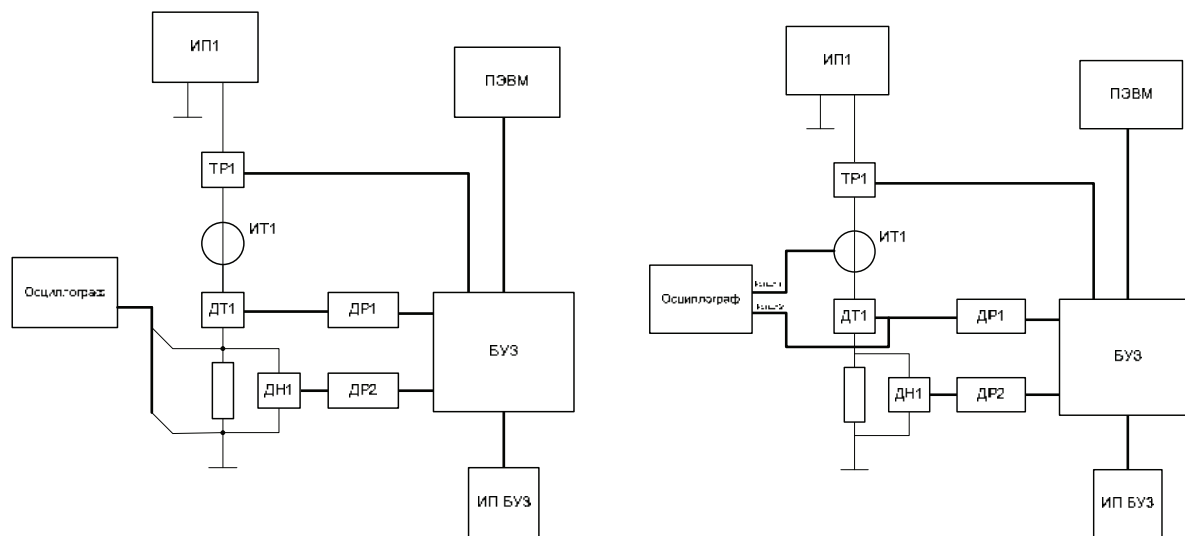
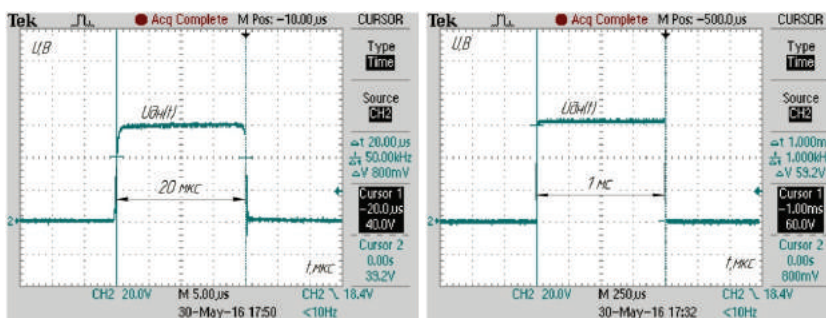


Рис. 2. Схема исследования быстродействия БУЗ:

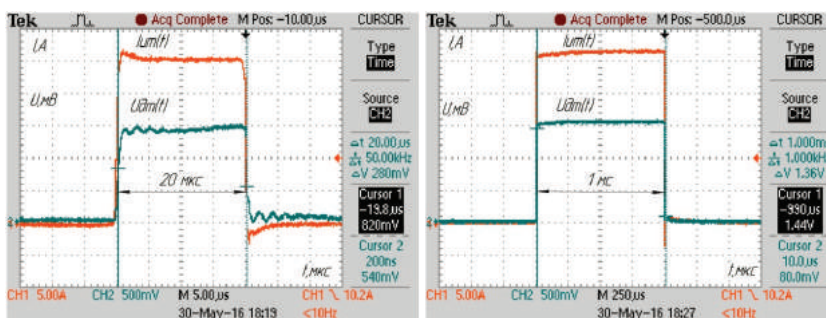
а – по напряжению; б – току; ИП1 – источник питания, ТР1 – твердотельное реле, ДТ1 – датчик тока; ДР – драйвера АЦП, ДН1 – датчик напряжения; ИТ1 – широкополосная система измерения тока; БУЗ – быстродействующее устройство защиты; ИП БУЗ – источник питания устройства защиты



а

б

Рис. 3. Переходной процесс изменения напряжения нагрузки (Uдн) при уставке времени срабатывания:  
а – 20 мкс; б – 1 мс



а

б

Рис. 4. Переходной процесс изменения тока нагрузки (Iдт) и напряжения на выходе датчика тока (Uдт) при установке времени срабатывания:  
а – 20 мкс; б – 1 мс

Разработанное БУЗ имеет следующие характеристики:

- время срабатывания 20 мкс – 4с. (настраиваемое) с погрешностью не более 5 мкс при двукратном превышении порога срабатывания;
- возможность задания до 4-х порогов срабатывания по току и напряжению;
- возможность подключения внешних датчиков на разные диапазоны токов и напряжений;
- приведенная погрешность срабатывания по уровню срабатывания –  $\gamma = \pm 1\%$ .

По результатам исследования можно сделать вывод о возможности широкого применения БУЗ, реализованных на ПЛИС для защиты как источников питания КА, так и потребителей от повышенных токов и напряжений при необходимости обеспечения времени срабатывания порядка единиц микросекунд.

#### Библиографические ссылки

1. Кабышев А., Тарасов Е. Низковольтные автоматические выключатели. Томск : Изд-во Томск. гос. политехн. ун-та, 2011. С. 4–7.
2. Чернобровов Н., Семенов В. Релейная защита энергетических систем. М. : Энергоатомиздат, 1998. С. 774–781.
3. Practical Power System Protection / L. G. Hewitson, M. Brown and R. Balakrishnan // Newnes, Oxford, 2005.

4. ГОСТ 12.2.007.0–75. ССБТ. Изделия электротехнические. Требования безопасности. М. : Изд-во стандартов, 2003.

5. Current Transducer LA 55-P [Электронный ресурс]. URL: [http://www.lem.com/docs/products/la\\_55\\_p\\_e.pdf](http://www.lem.com/docs/products/la_55_p_e.pdf) (Дата обращения: 11.09.2016).

#### References

1. Kabyshev A., Tarasov E. Nizkovol'tnyye avtomaticheskie vykljuchатели. Tomsk : Izdatel'stvo Tomskogo politehnicheskogo universiteta, 2011. P. 4–7.
2. Chernobrovov N., Semenov V. Relejnaja zashhita jenergeticheskikh sistem. M. : Energoatomizdat, 1998. P. 774–781.
3. Practical Power System Protection / L. G. Hewitson, M. Brown and R. Balakrishnan // Newnes, Oxford, 2005.
4. GOST 12.2.007.0–75. SSBT. Izdelija jelektrotehnicheskie. Obshchie trebovanija bezopasnosti. [State Standard 12.2.007.0-75. Occupation safety standards system. Electrical equipment. General safety requirements]. Moscow : Standartinform publ., 2003.
5. Current Transducer LA 55-P. Available at: [http://www.lem.com/docs/products/la\\_55\\_p\\_e.pdf](http://www.lem.com/docs/products/la_55_p_e.pdf) (accessed 11.09.2016).

© Самотик Л. А., Пойманов Д. Н., Мизрах Е. А., 2016

**РАЗРАБОТКА СИСТЕМЫ ВИЗУАЛЬНОГО НАБЛЮДЕНИЯ**А. С. Тимофеев<sup>1</sup>, А. С. Шаранок<sup>1\*</sup>, В. А. Афонина<sup>2</sup>

<sup>1</sup>ООО «Научно производственный центр «Малые космические аппараты»  
 Российская Федерация, 662971, г. Железнодорожск Красноярского края, ул. Школьная, 33  
<sup>2</sup>АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва»  
 Российская Федерация, 662972, г. Железнодорожск Красноярского края, ул. Ленина, 52  
 E-mail: \*sharanok@mail.ru

*Необходимость визуального контроля состояния космического аппарата, а также отсутствие подобных систем на российском рынке космической техники стали причинами разработки системы визуального наблюдения, способной выполнить поставленную задачу.*

*Ключевые слова: SpaceWire, визуальное наблюдение, фотокамера, инфракрасная камера, LVDS.*

**DEVELOPING VISUAL OBSERVATION SYSTEM**A. S. Timofeev<sup>1</sup>, A. S. Sharanok<sup>1\*</sup>, V. A. Afonina<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Research and Production Center Small Satellites Limited Liability Company  
 33, Shkol'naya Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662971, Russian Federation  
<sup>2</sup>JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems  
 52, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation  
 E-mail: \*sharanok@mail.ru

*Necessity of visual inspection of the spacecraft state and the lack of such systems in the Russian market of space technology have become reasons for the development of a visual observation system, which is able to complete the task.*

*Keywords: SpaceWire, visual observation, photo camera, infrared camera, LVDS.*

На первом этапе летных испытаний космических аппаратов различного класса важнейшей задачей является оперативный контроль состояния космического аппарата, в том числе и контроль за трансформируемыми конструкциями. В настоящий момент на российском рынке космической техники отсутствует аппаратура, способная выполнить указанную задачу.

Задача по мониторингу трансформируемых систем была поставлена в рамках создания космического аппарата «Енисей-А1». Кроме того, в рамках создания системы визуального наблюдения заказчиком (АО «ИСС») было предложено реализовать дополнительный функционал, включающий в себя не только мониторинг трансформируемых систем, но и мониторинг температурного фона поверхности космического аппарата и его отдельных частей посредством фотографирования поверхности космического аппарата в инфракрасном диапазоне.

Анализ поставленной задачи привел к тому, что для построения системы визуального наблюдения была выбрана модульная структура, которая включила в себя: центральный моноблок (ЦМБ) и блоки регистрации данных (БРД). Структурно-функциональная схема системы визуального наблюдения приведена на рисунке.

Выбранная схема позволяет выполнять мониторинг поверхности космического аппарата и трансформируемых систем в различных точках космического аппарата, при этом со стороны приборов космического аппарата всё информационно-логическое взаимодействие строится через ЦМБ СВН как с еди-

ным прибором. Такой подход позволяет избавиться от большого числа абонентов, подключаемых к информационно-логической сети КА.

Распределение задач по модулям СВН.

Задачи БРД:

- обеспечение фотографирования в визуальном диапазоне с заданными параметрами;
- обеспечение фотографирования в инфракрасном диапазоне с заданными параметрами;
- хранение и передача снимков в ЦМБ.

Исходя из поставленных задач, в состав БРД вошли:

модуль формирования изображений (МФИ), включающий в свой состав камеры видимого и инфракрасного диапазонов;

универсальная поворотная платформа (УПП), которая совместно с камерами МФИ призвана обеспечить требования по углам обзора.

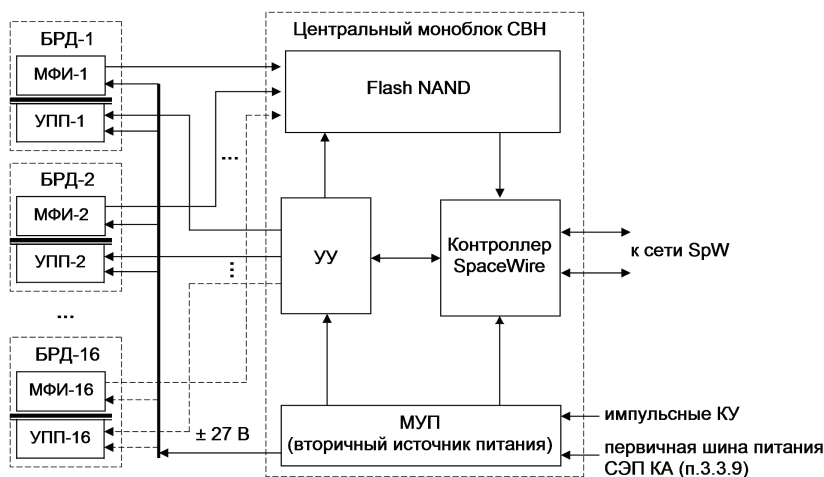
Задачи ЦМБ:

- управление питанием БРД;
- сбор данных с БРД;
- сжатие и передача данных внешнему потребителю;
- хранение снимков в сжатом формате.

Исходя из поставленных задач, в состав ЦМБ вошли: Flash NAND – устройство хранения данных; устройство управления (УУ), включающее в себя центральный процессор, ОЗУ, внутренний коммутатор SpaceWire [1];

модуль управления питанием (МУП);

контроллер SpaceWire, обеспечивающий связь с внешними абонентами.



Структурно-функциональная схема системы визуального наблюдения (СВН)

Учитывая объем передаваемой информации между модулями СВН, а также количество возможных абонентов (до 16), в качестве внутреннего интерфейса был выбран интерфейс SpaceWire с транспортным протоколом RMAP [2–3].

В качестве внешнего интерфейса, в соответствии с требованиями заказчика, был также выбран SpaceWire с транспортным протоколом RMAP, но при необходимости он может быть заменен на любой другой.

Одной из проблем, с которой столкнулись при разработке СВН, был большой объем информации, необходимый для передачи на Землю по каналу управления космическим аппаратом. Информативность современных каналов управления космическими аппаратами составляет 8 000 бит/с (для некоторых КА 32 000 бит/с). С учетом современных возможностей каналов управления изображение размером 96 Кбайт будет передаваться приблизительно за 330 кадров телеметрии, или за 165 секунд (при информативности 8 000 бит/с). Однако средства канала управления КА не могут в настоящий момент обеспечить непрерывный прием (без пропуска принимаемых кадров телеметрии) такого количества информации, как следствие – восстановление изображения наземными средствами становится затруднительным.

Для преодоления этой проблемы было предложено два варианта решения:

интегрировать передаваемую информацию в высокоскоростные каналы полезной нагрузки космического аппарата;

уменьшить объем передаваемой информации.

Первый вариант имеет множество трудностей организационного характера, связанных с передачей информации от пользователя КА (эксплуатирующей организации) к организации, обеспечивающей оперативный контроль за космическим аппаратом (в данном случае АО «ИСС»), а также с размещением информации от системы визуального наблюдения внутри пакетов информации полезной нагрузки.

Исходя из вышеизложенного был выбран второй вариант решения проблемы, для чего разработаны алгоритмы сжатия информации и её передачи на наземные средства управления космическими аппаратами порционно [4–5].

Стоит отметить, что в настоящий момент успешно проведены лабораторно-отладочные испытания системы визуального наблюдения. Разработка продолжается.

**Краткие характеристики СВН.** Масса и габариты:

- ЦМБ – 6 кг;
- БРД (1 комплект) – 4 кг;
- ЦМБ (Д×Ш×В) – 200×200×300 мм;
- БРД (Д×Ш×В) – 200×200×300 мм.

**Технические характеристики.** Количество ТМ датчиков – 4, а именно:

- 2 аппаратных параметра (0–6В): включение 1-го комплекта, включение 2-го комплекта;
- 2 температурных параметра: температура 1-го комплекта, температура 2-го комплекта.

Количество команд управления – 3, с характеристиками:

- амплитуда от 22 до 31 В;
- длительность от 40 до 150 мс;
- суммарный ток утечки ключей формирования команд в закрытом состоянии не более ±200 мкА.

Интерфейсы информационного обмена – в качестве внутреннего интерфейса обмена (между ЦМБ и БРД) выбран интерфейс SpaceWire. В качестве внешнего интерфейса обмена выбран интерфейс SpaceWire с поддержкой протокола обмена RMAP, поддержка других протоколов обмена может быть реализована путем доработки прошивки ЦМБ СВН.

**Характеристики камеры.** Горизонтальный угол обзора с учетом возможностей унифицированной поворотной платформы: ±180.

Вертикальный угол обзора с учетом возможностей унифицированной поворотной платформы: ±155.

Камера визуального диапазона:

- разрешающая способность камеры 1 032×779 пикселей;
- матрица размером 1/3 дюйма;
- цветность: черно-белая в градациях серого (8, 10, 12 бит);
- скорость: 40 кадров в секунду;
- объектив: опционально;
- размер кадра: 640×480 – 48 Кбайт, 1 024×768 – 96 Кбайт.

Камера инфракрасного диапазона:

- термочувствительность: 0,6 С;

- размер матрицы ИК-детектора: 160×120 точек;
- температурный диапазон: –40...+100 С;
- максимальное расстояние до объекта измерения: 5 м.

#### Библиографические ссылки

1. ESA Standard ECSS-E-50-12C SpaceWire – Links, nodes, routers and networks. European cooperation for space standardization // ESA Publications Division ESTEC. The Netherlands, Noordwijk, 2008. 129 p.
2. ESA Standard ECSS-E-ST-50-52C SpaceWire – Remote memory access protocol. European cooperation for space standardization // ESA Publications Division ESTEC. The Netherlands, Noordwijk, 2010. 109 p.
3. Разработка транспортного протокола STP-ISS для бортовых сетей SpaceWire / Ю. Е. Шейнин, В. Л. Оленев, И. Я. Лавровская и др. // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2014. Т. 16, № 6 (2). С. 632–639.
4. Методы сжатия данных. Устройство архиваторов, сжатие изображений и видео / Д. Ватолин, А. Ратушняк, М. Смирнов и др. М. : Диалог-МИФИ, 2002. 384 с.
5. Миано Дж. Форматы и алгоритмы сжатия изображений в действии. М. : Триумф, 2003. 336 с.

#### References

1. ESA Standard ECSS-E-50-12C SpaceWire – Links, nodes, routers and networks. European cooperation for space standardization. ESA Publications Division ESTEC. The Netherlands, Noordwijk, 2008. 129 p.
2. ESA Standard ECSS-E-ST-50-52C SpaceWire – Remote memory access protocol. European cooperation for space standardization. ESA Publications Division ESTEC. The Netherlands, Noordwijk, 2010. 109 p.
3. Sheynin Yu. E., Olenov V. L., Lavrovskaya I. Ya., Korobkov I. L., Kochura S. G., Open'ko S. I., Dymov D. V. [Development of the STP-ISS transport protocol for the onboard SpaceWire networks] // *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra Rossiyskoy akademii nauk*. 2014. Vol. 16, № 6. P. 632–639. (In Russ.)
4. Vatin D., Ratushnyak A., Smirnov M., Yukin V. [Data compression methods. Archiver design, image and video compression]. Moscow : Dialog-MIFI, 2002. 384 p. (In Russ.)
5. Miano J. *Formaty i algoritmy szhatiya izobrazheniy v deystvii* [Compressed image file formats: JPEG, PNG, GIF, XMB, BMP]. Moscow : Triumph, 2003. 336 p. (In Russ.)

© Тимофеев А. С., Шаранок А. С., Афонина В. А., 2016

УДК 681.3:629.7

### ВНУТРИКРИСТАЛЬНОЕ ИНЪЕКТИРОВАНИЕ В РЕАЛЬНОМ ВРЕМЕНИ

В. Х. Ханов\*, С. А. Чекмарёв, Е. С. Лепешкина

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: \*khvkh@mail.ru

*Рассмотрен вопрос тестирования сбоеустойчивости микропроцессоров к ионизирующему излучению космического пространства. Обосновывается актуальность инъектирования сбоев в реальном времени. Для этой цели для микропроцессоров типа «система на кристалле» предлагается внутрикристалльное инъектирование.*

*Ключевые слова: сбоеустойчивость, инъектирование сбоев, реальное время.*

#### REAL TIME ON-CHIP INJECTION

V. Kh. Khanov\*, S. A. Chekmarev, E. S. Lepeshkina

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: \*khvkh@mail.ru

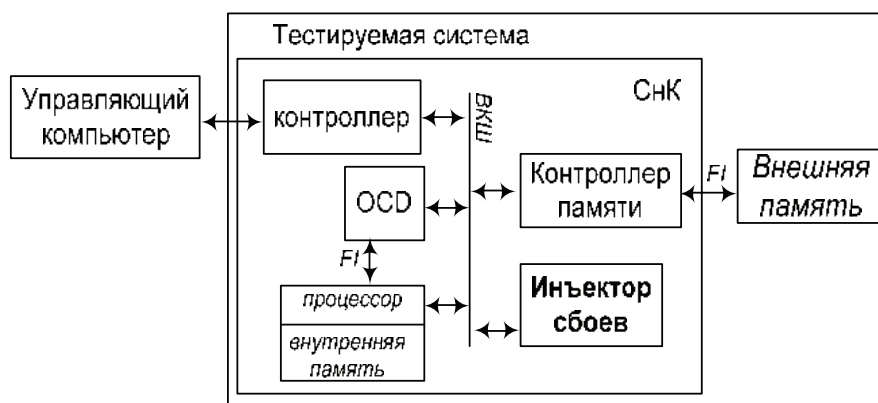
*This paper describes the problem of microprocessor radiation fault tolerance testing. It demonstrates the need of real time fault injection. With this view for SoC-microprocessors the paper proposes on-chip injection.*

*Keywords: fault tolerance, fault injection, real time.*

Инъектирование сбоев – это способ оценки сбоеустойчивости системы путем преднамеренного введения (инъектирования) сбоев в нее. Обеспечение сбоеустойчивости является важной проблемой повышения надежности электронной компонентной базы, исполь-

зующейся в космосе. Существующие методы инъекции сбоев можно классифицировать по скорости инъектирования как быстрые и медленные. В работах [1; 2] вводится понятие инъектирования в реальном времени.





Концептуальная архитектура FI-метода для СнК-процессоров

Реальное время инъектирования предполагает внесение сбоев с задержками, меньшими времени отклика микропроцессорной системы на внешние события, например, при синхронном обмене с внешними устройствами. Кроме того, инъектирование в реальное время необходимо для создания множественных сбоев способом быстрого последовательного внесения однократных сбоев в соседние биты памяти. Данные два обстоятельства подтверждают важность RTFI и актуальность исследований, проводимых в данном направлении.

В работах [1; 2] также предложена схема инъектирования с использованием внутрикристалльного порта тестирования (On Chip Debugging, OCD) и показано, что инъектирование во внешнюю память в режиме без остановки процессора происходит в реальное время. Предложен также вариант системы инъектирования во внутреннюю память в реальное время. Однако он отличается высокой инвазивностью, т. е. внесением изменений в ядро процессора, что ограничивает его практическое применение.

В работах [3; 4] предложено решение данной задачи для микропроцессоров типа «система на кристалле» (СнК-процессор) с помощью схемы внутрикристалльного инъектирования (см. рисунок). Инъектор сбоев в виде отдельного сложно-функционального блока (СФ-блока) располагается внутри процессора на внутрикристалльной шине (ВКШ), он автономно проводит инъектирование, а управляющий компьютер, занимается только сбором статистики.

Данная архитектура инъектирования позволяет выполнять инъекции как во внутреннюю, так и во внешнюю память микропроцессора. По окончании процесса тестирования инъектор сбоев изымается из микропроцессора без каких-либо последствий для СнК-процессора.

Экспериментальные исследования над предложенной схемой проведены над софт-процессором LEON3. Задержка инъектирования  $t_3$  привязана к количеству тактов микропроцессора в соответствии с выражением

$$t_3 = \frac{N_0 \pm \Delta_N}{F},$$

где  $N_0$  – среднее число тактов, необходимых для внесения инъекции;  $\Delta_N$  – максимальное отклонение от

среднего показателя числа тактов, необходимых для внесения инъекций;  $F$  – системная частота. Установлено, что для предложенной схемы значение  $(N_0 + \Delta_N)$  составляет: в режиме с остановкой процессора – не более 61 системного такта, а в режиме без остановки процессора – не более 47 системных тактов, что составляет при  $F = 25$  МГц соответственно 2,44 и 1,88 мкс.

Таким образом, внутрикристалльное инъектирование можно охарактеризовать как очень быстрое, соответствующее реальному времени для генерации мультибитовых сбоев и взаимодействию микропроцессора с внешними устройствами, в том числе по последовательному интерфейсу.

#### Библиографические ссылки

1. Fidalgo A. Using NEXUS Compliant Debuggers for Real Time Fault Injection on Microprocessors / A. Fidalgo, J. Ferreira // SBCCI'06 19th Symposium on Integrated Circuits and System Design: Brazil Brazil – August 28 – September 01, 2006. P. 214–219.
2. Fidalgo A. Real-time fault injection using enhanced on-chip debug infrastructures / A. Fidalgo, M. Gerigota, G. Alves, J. Ferreira // Microprocessors and Microsystems. 2011. № 25. P. 441–452.
3. Чекмарёв С. А. Способ и система инъекции ошибок для тестирования сбоеустойчивых процессоров бортовых систем космических аппаратов // Вестник СибГАУ. 2014. № 4(56). С. 132–138.
4. Chekmarev S. A., Khanov V. Kh., Antamoshkin O. A. Modification of Fault Injection Method via On-Chip Debugging for Processor Cores of Systems-On-Chip // 2015 International Siberian Conference on Control and Communications (SibCon), Proceedings. Omsk, May 21–23, 2015. 4 p.

#### References

1. Fidalgo A., Ferreira J. Using NEXUS Compliant Debuggers for Real Time Fault Injection on Microprocessors // SBCCI'06 19th Symposium on Integrated Circuits and System Design: Brazil Brazil – August 28 – September 01, 2006. P. 214–219.
2. Fidalgo A. Real-time fault injection using enhanced on-chip debug infrastructures / A. Fidalgo, M. Gerigota, G. Alves, J. Ferreira // Microprocessors and Microsystems 2011. № 25. P. 441–452.

3. Chekmarev S.A., [Method and system for testing a fault tolerance of processor board of spacecraft systems via injection faults] // *Vestnik SibGAU*. 2014. № 4. P. 132–138 (In Russ.)

4. Chekmarev S. A., Khanov V. Kh., Antamoshkin O. A. Modification of Fault Injection Method via

On-Chip Debugging for Processor Cores of Systems-On-Chip // 2015 International Siberian Conference on Control and Communications (SibCon-2015), Proceedings. Omsk, May 21–23. 2015. 4 p.

© Ханов В. Х., Чекарёв С. А.,  
Лепешкина Е. С., 2016

УДК 681.3:629.7

### ПРОЕКТЫ СИБГАУ ДЛЯ БОРТОВЫХ ИНФОРМАЦИОННЫХ СЕТЕЙ SPACEWIRE КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ АО «ИСС»

В. Х. Ханов\*, Д. В. Дымов

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: \*khvkh@mail.ru

*Представлен обзор проектов, выполненных СибГАУ в интересах АО «ИСС», в области создания бортовых информационных сетей на базе технологии SpaceWire.*

*Ключевые слова: сбоеустойчивость, инъектирование сбоев, реальное время.*

### SibSAU PROJECTS FOR THE ONBOARD OF INFORMATION NETWORK SPACEWIRE OF SPACECRAFT JSC "ISS"

V. Kh. Khanov\*, D. V. Dymov

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: \*khvkh@mail.ru

*This paper presents an overview of the projects carried out by SibSAU for JSC "ISS" in the field of on-board information networks on the basis of SpaceWire technology.*

*Keywords: fault tolerance, fault injection, real time.*

В настоящее время основным способом комплексирования систем космических аппаратов (КА) производства АО «ИСС» является мультиплексный канал обмена (МКО), соответствующий стандарту MIL-STD-1553B [1]. Однако уже почти 10 лет назад стало понятно, что возможности МКО не отвечают возросшим требованиям по организации обмена между системами КА, в связи с чем на АО «ИСС» были инициированы работы по исследованию возможностей организации бортовой сети КА на основе технологии SpaceWire, которая появилась как раз в это время. К этим работам были привлечены специалисты лаборатории электронного космического приборостроения созданной в той момент в СибГАУ.

СибГАУ отводилась роль проведения прикладных исследований по проблематике создания инфраструктуры сети SpaceWire на элементной базе ПЛИС типа FPGA и демонстрация ее возможностей. В качестве базового узла бортовой сети был определен процессорный модуль типа «система на кристалле» на основе процессора LEON3 [2], поэтому инфраструктуру сети требовалось создать в виде сложно-функциональных блоков (СФ-блоков) для данного процессора. Одновременно с формированием целей и задач исследований лаборатория СибГАУ была оснащена необходимым оборудованием для проведения предстоящих работ, включая комплекс GR RASTA.

Инфраструктура сети SpaceWire включает три базовые функциональные устройства: кодек сети, маршрутизирующий коммутатор и контроллер протокола удаленного доступа RMAP.

В качестве кодека сети SpaceWire был выбран и использован открытый СФ-блок SpaceWireLight [3]. Данные кодек свободно распространяется без всяких условий и имеет хорошую репутацию. Первоначально он был использован без каких-либо изменений, впоследствии кодек был доработан специалистами лаборатории СибГАУ для повышения отказоустойчивости обмена в сети SpaceWire.

Маршрутизирующий коммутатор и контроллер RMAP были разработаны полностью самостоятельно, так как для данных устройств нет хороших открытых проектов. Разработки выполнены в полном соответствии с рекомендациями стандартов ECSS-E-ST-50-12C [4] (SpaceWire) и ECSS-E-ST-50-52C [5] (RMAP). Процесс разработки сопровождался неоднократной демонстрацией в АО «ИСС» работоспособности и возможностей разработанных устройств как автономно – в составе отдельных процессорных модулей разной структуры, так и комплексно – в составе инженерной модели сети SpaceWire, состоящей из нескольких устройств, имитирующих бортовую аппаратуру КА, взаимодействующую по сети.

Наиболее завершенной разработкой, прошедшей полную функциональную верификацию, является аппаратный контроллер протокола RMAP на платформе ПЛИС MicroSemi (Actel). Контроллер включает как RMAP-target, так и RMAP-initiator. Система верификации основана на PVD-подходе, каждый пункт стандарта подтверждается собственным программным тестом. Общее количество тестов превысило 100. В настоящее время разработанный в СибГАУ RMAP-контроллер используется в качестве прототипа для проектирования бортовой аппаратуры перспективных КА АО «ИСС».

Ближайшими планами предстоящих работ АО «ИСС» с привлечением на отдельных этапах специалистов СибГАУ являются: 1) прототипирование и тестирование базовых СФ-блоков (RMAP, LEON3, интерфейсные мосты, маршрутизатор) для комплекта отечественных СБИС (платформы ASIC и БМК) инфраструктуры сети SpaceWire; 2) экспериментальная отработка технологического демонстратора программируемого контроллера удаленного управления бортовой РЭА;

3) разработка требований и проекта спецификации для сенсорных сетей КА (совместный проект АО «ИСС», СибГАУ и ТУСУР).

#### References

1. MIL-STD-1553. Available at: <http://en.wikipedia.org/wiki/MIL-STD-1553> (accessed: 09.09.2016).
2. LEON. Available at: <http://en.wikipedia.org/wiki/LEON>, (accessed: 09.09.2016).
3. Joris van Rantwijk, SpaceWire Light v20110709. Available at: [http://opencores.org/project,spacewire\\_light](http://opencores.org/project,spacewire_light), (дата обращения: 09.09.2016).
4. ECSS-ST-50-12C SpaceWire – Links, nodes, routers and networks// European Cooperation for Space Standardization (ECSS), 2008. 129 p.
5. ECSS-E-ST-50-52C SpaceWire – Remote memory access protocol// European Cooperation for Space Standardization (ECSS), 2010. 109 p.

© Ханов В. Х., Дымов Д. В., 2016

УДК 621.37

### ФИЛЬТРЫ НА ДВУМЕРНОМ ЭЛЕКТРОМАГНИТНОМ КРИСТАЛЛЕ С ДОПОЛНИТЕЛЬНЫМИ ЕМКОСТНЫМИ И ИНДУКТИВНЫМИ СВЯЗЯМИ\*

С. А. Ходенков<sup>1\*</sup>, Н. М. Боев<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup>Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

<sup>2</sup>Институт физики имени Л. В. Киренского СО РАН  
Российская Федерация, 660036, г. Красноярск, Академгородок, 50/38

\*E-mail: hsa-sibsau@mail.ru

*Исследованы микрополосковые фильтры на основе двумерного электромагнитного кристалла. Использование дополнительной емкостной или индуктивной связи позволяет улучшить частотно-селективные свойства конструкций, востребованных в ракетно-космической технике.*

*Ключевые слова: фильтр, электромагнитный кристалл, емкостная связь, индуктивная связь.*

### THE FILTERS BASED ON TWO-DIMENSIONAL ELECTROMAGNETIC CRYSTAL WITH ADDITIONAL CAPACITIVE AND INDUCTIVE COUPLINGS

S. A. Khodenkov<sup>1\*</sup>, N. M. Boev<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup>Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation

<sup>2</sup>Kirensky Institute of Physics SB RAS  
50/38, Akademgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russian Federation

E-mail: hsa-sibsau@mail.ru

*The microstrip filters based on 2D electromagnetic crystals are investigated. Additional capacitor or inductive couplings allow to improve frequency-selective properties of the designs demanded in the aerospace equipment.*

*Keywords: filter, electromagnetic crystal, capacitive coupling, inductive coupling.*

При разработках новых частотно-селективных СВЧ-устройств [1], используемых в спутниках связи, разработчики традиционно стараются увеличить их

селективные свойства [2–3], повысить технологичность изготовления, уменьшить габариты, а также снизить себестоимость готовых изделий.

\*Исследование выполнено при поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации, грант Президента Российской Федерации для государственной поддержки молодых российских ученых – кандидатов наук, МК-9119.2016.8.

Всем вышеперечисленным требованиям отвечают микрополосковые устройства, которые активно изучаются в последнее время.

В настоящей работе приведены результаты исследований полосно-пропускающих фильтров четвертого порядка на основе двумерного электромагнитного кристалла.

Параметрический синтез микрополосковых конструкций проводился с помощью численного электродинамического анализа 3D-моделей. Для объективного сравнения характеристик полосно-пропускающих фильтров (ППФ) использовались одинаковые подложки с диэлектрической проницаемостью  $\varepsilon = 9,8$  и толщиной  $h = 1$  мм (материал – поликор). Также были зафиксированы центральная частота полосы пропускания (ПП)  $f_0 \approx 1,0$  ГГц и относительная ширина ПП –  $\Delta f/f_0 \approx 20$  %.

Во всех СВЧ конструкциях использовано заземление полосковых проводников резонаторов на основании (позиции 1 на рис. 1, а; рис. 2, а; рис. 3, а), реализованное в виде сквозного отверстия высотой  $h$  в диэлектрической подложке, заполненного проводящим материалом. Площадь всех отверстий одинакова и составляет величину  $0,04$  мм<sup>2</sup>.

В первом полосно-пропускающем фильтре (рис. 1, а) входной и выходной резонаторы конструктивно подключены к внешним линиям передачи. Амплитудно-частотная характеристика (АЧХ) этого устройства приведена на рис. 1, б. Очевидно, что протяженная высокочастотная полоса заграждения реализована за счет большого скачка волновых сопротивлений отрезков линий.

Во втором фильтре (рис. 2, а) связь резонаторов первого ряда с портами обеспечивают емкости  $C = 10$  пФ, т. е. реализована емкостная связь с внешним СВЧ-трактом. На АЧХ этого ППФ наблюдается увеличенное подавление мощности в полосах заграждения (рис. 2, б).

В третьем ППФ (рис. 3, а) связь резонаторов с портами обеспечивают тонкие протяженные полосковые проводники, заземленные с одного конца на основание (индуктивная связь с внешним СВЧ-трактом). Отметим, что благодаря такой дополнительной связи СВЧ-устройство также имеет большее подавление мощности в полосах заграждения, но, в отличие от рассмотренных выше конструкций, обладает еще и более симметричной АЧХ.

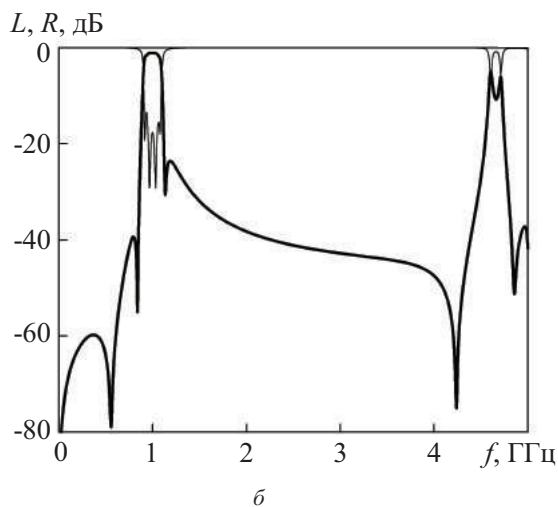
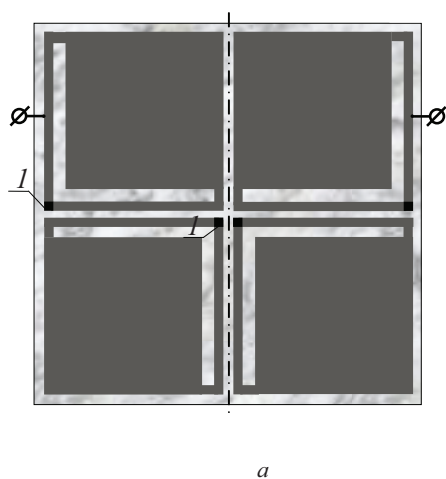


Рис. 1. Топология полосковых проводников фильтра четвертого порядка (а) и его АЧХ (б)

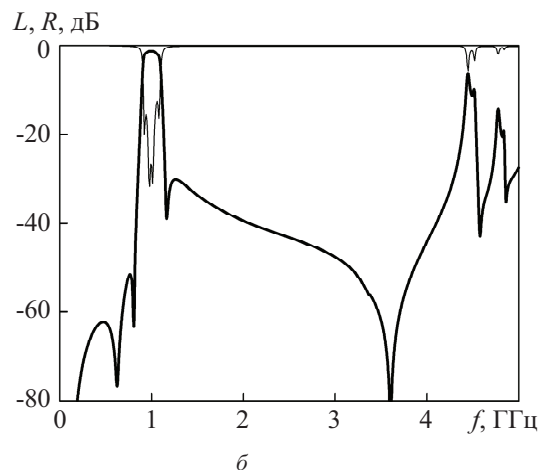
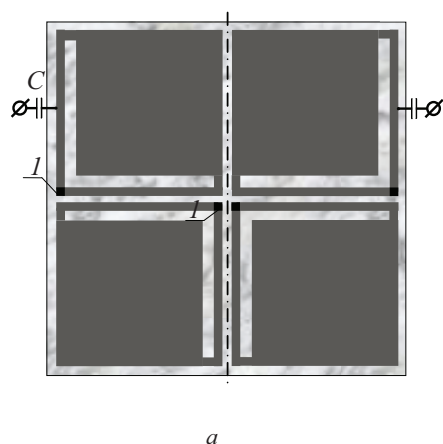


Рис. 2. Топология полосковых проводников фильтра с емкостной связью с внешним СВЧ-трактом (а) и его АЧХ (б)

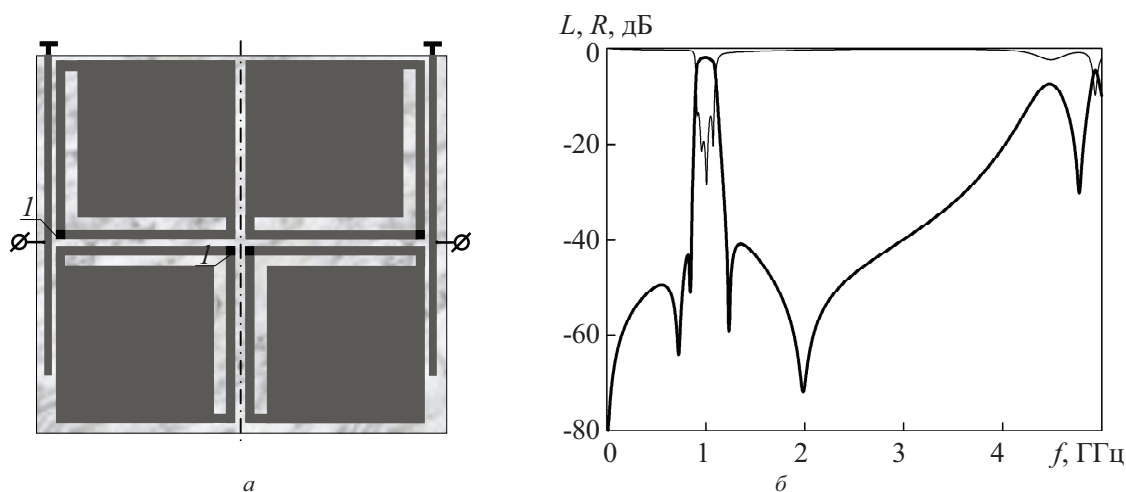


Рис. 3. Топология полосковых проводников фильтра с индуктивной связью с внешним СВЧ-трактом (а) и его АЧХ (б)

Таким образом, использование дополнительных связей резонаторов с внешним СВЧ-трактом позволяет увеличить подавление мощности в полосах заграждения ППФ. При этом благодаря индуктивной связи с внешним СВЧ-трактом можно реализовать более симметричную амплитудно-частотную характеристику фильтра.

#### Библиографические ссылки

1. Микрополосковый диплексер / Д. В. Борисенков, С. А. Ходенков, А. О. Афонин и др. // Решетневские чтения : материалы XIX Междунар. науч. конф. (10–14 ноября 2015, г. Красноярск) : в 2 ч. / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2015. С. 222–223.
2. Belyaev B. A., Serzhantov A. M., Tyurnev V. V. A dual-mode split microstrip resonator and its application in frequency selective devices // Microwave and optical technology letters. 2013. Vol. 9. P. 2186–2190.
3. СВЧ фильтры на основе 2D фотонного кристалла / С. А. Ходенков, Д. В. Борисенков, А. О. Афонин и др. // Решетневские чтения : материалы XIX Между-

нар. науч. конф. (10–14 ноября 2015, г. Красноярск) : в 2 ч. / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2015. С. 260–262.

#### References

1. [Microstrip diplexer] / D. V. Borisenkov, S. A. Hodenkov, A. O. Afonin, etc. // *Materialy XIX Mezhdunar. nauch. konf. "Reshetnevskie chteniya"* [Materials XIX Intern. Scientific. Conf "Reshetnev reading"]. Krasnoyarsk, 2015. P. 222–223. (In Russ.)
2. Belyaev B. A., Serzhantov A. M., Tyurnev V. V. A dual-mode split microstrip resonator and its application in frequency selective devices // *Microwave and optical technology letters.*, 2013. Vol. 9. P. 2186–2190.
3. [The microwave filters based on 2D photon crystal] / S. A. Hodenkov, D. V. Borisenkov, A. O. Afonin, etc. // *Materialy XIX Mezhdunar. nauch. konf. "Reshetnevskie chteniya"* [Materials XIX Intern. Scientific. Conf "Reshetnev reading"]. Krasnoyarsk, 2015. P. 260–262. (In Russ.)

© Ходенков С. А., Боев Н. М., 2016

УДК 681.3:629.7

### СИСТЕМА НА КРИСТАЛЛЕ В КАЧЕСТВЕ ТЕСТОВОГО ОКРУЖЕНИЯ ДЛЯ ВЕРИФИКАЦИИ СЛОЖНО-ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ БЛОКОВ

А. В. Шахматов

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: sanecsan@rambler.ru

Рассмотрен вопрос верификации сложно-функциональных блоков с помощью тестового программного обеспечения, выполняемого на процессоре системы на кристалле, в которую включен верифицируемый сложно-функциональный (СФ) блок. Представленный метод использован для создания тестового окружения для верификации сетевых контроллеров с помощью тестовой петли.

Ключевые слова: функциональная верификация, тестовое окружение, сетевой контроллер, тестовая петля.

## SYSTEM ON CHIP AS A TEST ENVIRONMENT FOR VERIFYING IP-BLOCKS

A. V. Shakhmatov

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: sanecsan@rambler.ru

*This paper describes the problem of verification of IP-block using the test software running on the processor system-on-chip, which includes this IP-block. The presented method is used to create a test environment for verifying network controllers via the loopback.*

*Keywords: functional verification, test environment, network controller, loopback.*

Функциональная верификация предназначена для подтверждения соответствия спроектированного устройства заданным функциональным требованиям.

Одним из способов верификации является верификация с помощью процессора (Processor Driven Verification, PDV) [1]. Данный подход хорошо известен с того момента, как сначала мини- и микро-ЭВМ, а затем и персональные компьютеры стали использоваться для отладки и тестирования встраиваемых в них устройств, подключаемых к их внутренней шине. Тестовые воздействия на тестируемое устройство (Device Under Test, DUT) были программными. Если необходимо верифицировать внешний интерфейс к DUT, то использовалось дополнительное эталонное устройство, подключенное к компьютеру, через которое с помощью программных воздействий по физическому соединению верифицировался внешний интерфейс тестируемого устройства. Данный способ тестирования получил название тестовой петли (loopback).

Метод PVD можно использовать для верификации СФ-блоков с той разницей, что вместо компьютера используется сама система на кристалле, в которой с помощью процессорного ядра СнК программно формируются тестовые воздействия на верифицируемый СФ-блок. Таким образом, тестовое окружение состоит из процессорной системы на кристалле, включающей верифицируемый СФ-блок. При этом предполагается, что все СФ-блоки СнК, включая процессор и внутрикристальную шину, уже ранее полностью верифицированы и апробированы на практике; правильность их функционирования гарантирована; им можно полностью доверять.

Верификация сначала проводится в RTL-модели СнК, включающей и верифицируемый СФ-блок, а

затем в прототипе на базе устройств программируемой логики, например, в программируемых логических интегральных схемах типа FPGA. Тестирование с помощью FPGA-реализации позволяет выявить ошибки, не обнаруженные в процессе верификации на модели, а также убедиться в значениях технологических характеристик СФ-блока для конкретной FPGA.

На рисунке представлена архитектура окружения тестирования для верификации СФ-блока сетевого контроллера. Архитектура имеет вид классической тестовой петли, когда проверяется взаимодействие двух устройств, одно из которых является эталонным, другое – проверяемым, под контролем управляющего устройства, роль которого в данном случае выполняет процессор СнК вместе с соответствующим тестовым программным обеспечением. Тестовая петля через доверенные сетевые кодеки сначала осуществляется в модели, а при прототипировании в ПЛИС заменяется физическим кабельным соединением.

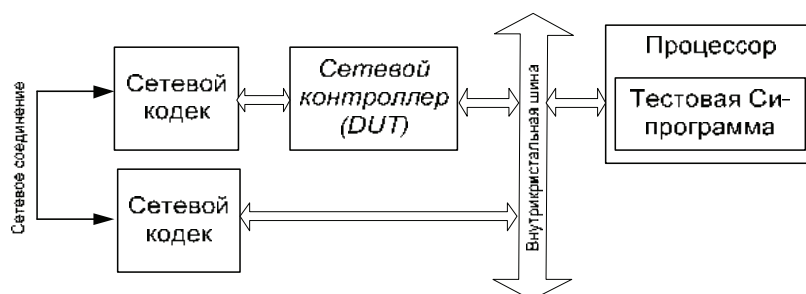
Таким образом, в работе предложен способ построения окружения тестирования СФ-блоков контроллеров сетевых интерфейсов, использующий технические решения PDV.

#### Библиографическая ссылка

Processor Driven Verification. [Электронный ресурс]. URL: [http://s3.mentor.com/public\\_documents/whitepaper/resources/mentorpaper\\_43473.pdf](http://s3.mentor.com/public_documents/whitepaper/resources/mentorpaper_43473.pdf) (дата обращения: 09.09.2016).

#### References

Processor Driven Verification. Available at: [http://s3.mentor.com/public\\_documents/whitepaper/resources/mentorpaper\\_43473.pdf](http://s3.mentor.com/public_documents/whitepaper/resources/mentorpaper_43473.pdf). (accessed: 03.05.2016).



Архитектура окружения тестирования для верификации СФ-блока сетевого контроллера



**Секция**

**«ИСПОЛЬЗОВАНИЕ КОСМИЧЕСКИХ  
СРЕДСТВ, ТЕХНОЛОГИЙ  
И ГЕОИНФОРМАЦИОННЫХ СИСТЕМ  
ДЛЯ МОНИТОРИНГА  
И МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРИРОДНОЙ СРЕДЫ»**

УДК 629.7.018

## ВЛИЯНИЕ ФОРМЫ ЗОНЫ ОБЗОРА НА ЭФФЕКТИВНОСТЬ ОБЗОРА ЗЕМЛИ КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ РАДИОЛОКАЦИОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ

В. С. Варфоломеев

ФГУП «Конструкторское бюро «Арсенал» имени М. В. Фрунзе»  
Российская Федерация, 195009, г. Санкт-Петербург, ул. Комсомола, 1-3  
E-mail: varfolomeev008@mail.ru

*Эффективность космических систем ДЗЗ характеризуется, в том числе, периодичностью наблюдения выбранных регионов. В целях повышения эффективности целесообразно рассмотреть возможность создания бортового РЛК кругового обзора.*

*Ключевые слова: дистанционное зондирование Земли, периодичность наблюдения, боковой обзор, РЛК КА, мгновенная зона обзора.*

### INFLUENCE OF THE VIEW ZONE SHAPE TO REVIEW THE EFFICIENCY OF LAND SPACECRAFT RADAR

V. S. Varfolomeev

Federal State Unitary Enterprise «Design Bureau «Arsenal» named after M. V. Frunze»  
1-3, Komsomol Street, Saint-Petersburg, 195009, Russian Federation  
E-mail: varfolomeev008@mail.ru

*The effectiveness of remote sensing by space systems is characterized by time of monitoring the selected regions. In order to improve efficiency it is advisable to consider the development of an on – board radar system of the panoramic view.*

*Keywords: Earth remote sensing, side view, target equipment, on-board radar system, panoramic view.*

Дистанционное зондирование Земли (ДЗЗ) является одним из приоритетных направлений развития российской космонавтики в настоящее время. Вектор его развития должен быть направлен на создание и комплексное использование спутниковой группировки ДЗЗ, обеспечивающей стратегическую независимость России в космической информации. Приоритетность развития космических средств ДЗЗ актуализирована стратегическими интересами России в космосе, обусловленными широким спектром внутренних, внешних, природных и техногенных вызовов [1].

Эффективность космических систем (КС) ДЗЗ характеризуется, в том числе, периодичностью наблюдения выбранных регионов и шириной полосы обзора (ШПО). Следовательно, улучшение периодичности обзора выбранных регионов является важным направлением развития систем ДЗЗ.

Под обзором поверхности Земли понимается наблюдение поверхности Земли с помощью аппаратуры, установленной на борту космического аппарата (КА) [2]. Для наблюдения используется целевая аппаратура различного типа: оптическая, радиотехническая, радиолокационная или лазерная. Множество точек поверхности Земли, осматриваемых КА в данный момент, называется мгновенной зоной обзора (МЗО) [3].

При движении КА по орбите МЗО перемещается по поверхности Земли. Геометрическое место МЗО называется полосой обзора. Границами полосы обзора

являются огибающие МЗО [2]. Геометрической характеристикой полосы обзора является ШПО.

Улучшение периодичности обзора может быть осуществлено с помощью увеличения количества КА в орбитальной группировке (ОГ), увеличения количества полос обзора или изменения ширины и формы МЗО.

Бортовые радиолокационные комплексы (РЛК) имеют ряд особенностей работы: ограничены углы наблюдения и максимальная дальность до наблюдаемого объекта.

Особенность двустороннего бокового обзора, присущая КА радиолокационного наблюдения, заключается в том, что не осматривается поверхность под КА – заданный отступ от трассы (рис. 1).

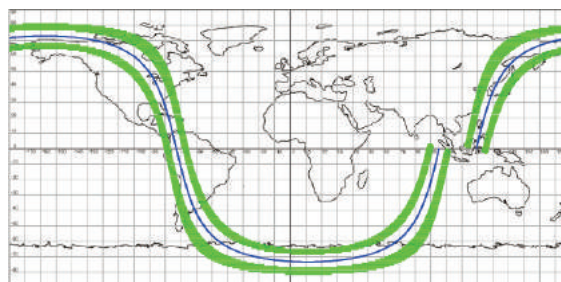


Рис. 1. Осмотренная поверхность Земли при двустороннем боковом обзоре за один виток КА



## Результаты расчёта

Способ обзора	Коэффициент покрытия, %		
	за 1 виток	за 2 витка	за 3 витка
Односторонний боковой	3,73	7,22	10,68
Двусторонний боковой	7,46	13,92	20,09
Круговой	14,35	24,8	35,19

В настоящее время КА ДЗЗ радиолокационного наблюдения используют односторонний или двусторонний боковой обзор [4]. Увеличение ШПО с помощью установки дополнительных РЛК ведёт к увеличению массогабаритных показателей и существенно увеличению энергопотребления [5], что ограничено возможностями КА, приводит к значительному росту стоимости КС ДЗЗ.

Для увеличения эффективности КС ДЗЗ предлагается использовать РЛК с круговым обзором. При использовании кругового обзора с сохранением углов наблюдения, при которых работает РЛК, МЗО принимает форму кольца с центром в подспутниковой точке (рис. 2). При круговом обзоре увеличивается ШПО (к поверхности Земли, которая осматривается при двустороннем боковом обзоре, добавляется поверхность, которая находится около трассы КА и не осматривается при двустороннем боковом обзоре).

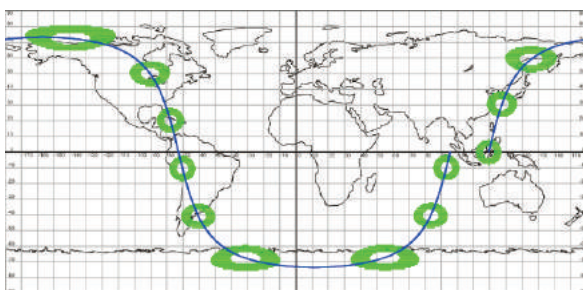


Рис. 2. МЗО КА с РЛК при круговом обзоре для различных моментов времени

Для сравнения эффективности обзора были проведены расчёты коэффициента покрытия (доля осматриваемой земной поверхности) для различных форм МЗО. Расчёт производится с помощью алгоритма оценки эффективности обзора поверхности Земли. Основные положения алгоритма:

- учитываются размеры и формы МЗО, её расположения относительно трассы;
- полёт КА моделируется с учётом возмущающих сил;
- вся полоса обзора рассчитывается как сумма МЗО (за вычетом уже осматриваемых областей).

В качестве расчётной орбиты используется круговая орбита с наклоном  $i = 73$ , высотой  $h = 500$  км, ШПО 500 км, отступ от трассы 400 км. Результаты расчёта приведены в таблице.

Для осмотра всей поверхности Земли в широтном поясе  $(-80; 80)$  одному КА с круговым обзором необходимо 70 часов, а одному КА, использующему двусторонний боковой обзор, 110 часов.

**Вывод.** На эффективность землеобзора существенно влияет форма МЗО. В целях повышения эффективности работы КС ДЗЗ целесообразно рассмотреть возможность создания бортового РЛК кругового обзора.

## Библиографические ссылки

1. Дистанционное зондирование Земли // Специальное приложение к журналу «Российский космос». М., 2012. 68 с.
2. Власов С. А., Мамон П. А. Теория полёта космических аппаратов. СПб., 2007. 435 с.
3. Можяев Г. В. Синтез орбитальных структур спутниковых систем. М.: Машиностроение, 1989. 304 с.
4. Радиолокационные системы землеобзора космического базирования / В. С. Верба, Л. Б. Неронский, И. Г. Осипов и др. М.: Радиотехника, 2010. 680 с.
5. Методы обеспечения живучести низкоорбитальных автоматических КА зондирования Земли / А. Н. Кирилин, Р. Н. Ахметов, А. В. Соллогуб и др. М.: Машиностроение, 2010. 384 с.

## References

1. Remote sensing of Earth. A special supplement to the journal «Russian Space». Moscow, 2012, 68 p.
2. Vlasov S. A., Mamon P. A. *Teoriya poletov kosmicheskikh apparatov* [Spacecraft flight theory]. Saint-Petersburg, 2007. 435 p.
3. Mozhaev G. V. *Sintez orbital'nykh struktur sputnikovyykh sistem* [Synthesis orbiting satellite systems, structures]. M.: Mashinostroyeniye, 1989. 304 p.
4. *Radiolokatsionnyye sistemy zemleobzora kosmicheskogo bazirovaniya* [Space – based radar systems of Earth review] / V. S. Verba, L. B. Neronsky, I. G. Osipov, V. E. Turuk. M.: Radiotekhnika, 2010. 680 p.
5. Kirilin A. N., Ahmetov R. N., Sologub A. V., Makarov V. P. *Metody obespecheniya zhivuchesti nizkoorbital'nykh avtomaticheskikh kosmicheskikh apparatov zondirovaniya Zemli* [Methods to ensure the survivability of unmanned space LEO Earth sensing devices]. M.: Mashinostroyeniye, 2010. 384 p.

УДК 528.88, 550.34, 551.510

## ИЗУЧЕНИЕ ВЛИЯНИЯ СИЛЬНЫХ ЗЕМЛЕТРЯСЕНИЙ НА ВАРИАЦИИ ОЗОНА ПО ДАННЫМ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ

А. В. Дергунов, В. Б. Кашкин

Сибирский федеральный университет  
Российская Федерация, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79  
E-mail: alexanderdergunov94@gmail.com

*На основе анализа карт общего содержания озона (ОСО) было выявлено «озоновое облако» с повышенным ОСО, существующее 4 дня. Уточнена очаговая область землетрясения размером 10×10 градусов, над которой сформировалось «озоновое облако». В ходе исследования была разработана методика изучения состояния озонового слоя над сейсмоактивной областью.*

*Ключевые слова: дистанционное зондирование Земли из космоса, общее содержание озона, землетрясения, дегазация Земли.*

## RESEARCH OF THE INFLUENCE OF STRONG EARTHQUAKE IN THE OZONE VARIATIONS BASED ON REMOTE SENSING

A. V. Dergunov, V. B. Kashkin

Siberian Federal University  
79, Svobodnyi Av., Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation  
E-mail: alexanderdergunov94@gmail.com

*The paper is based on the analysis of total ozone (TO) maps; they have been identified as "ozone cloud" with an increased TO, it can exist 4 days. The paper refines focal region with the size of 10x10 degrees earthquake, over which the "ozone cloud" is formed. The study has been developed a method of studying the state of the ozone layer above a seismically active area.*

*Keywords: remote sensing of the Earth from space, the total ozone content, earthquake, degassing of the Earth.*

Ежегодно на нашей планете происходят десятки и сотни землетрясений, некоторые из них чрезвычайно сильные и наносят огромный ущерб инфраструктуре и экономике многих государств. Сейсмическая активность в некоторых регионах нашей планеты способна вызывать смертоносные оползни и обрушение жилых зданий, а также вызывать многометровые цунами, что влечет за собой гибель тысяч людей. При сейсмических событиях происходит выход литосферных газов в атмосферу, активизируются фотохимические процессы, которые приводят к дополнительному образованию молекул озона [1]. В тропосфере и нижней стратосфере над сейсмически активными районами наблюдаются изменения общего содержания озона (ОСО).

В данном исследовании из базы данных NOAA [2] были выбраны сильные землетрясения магнитудой от 7,0 до 9,0, произошедшие в Турции (17.08.1999), Иране (26.12.2003), Гаити (12.01.2010), Японии (11.03.2011), Коста-Рике (5.09.2012). Анализ карт общего содержания озона основывался на данных космического мониторинга, полученных с помощью приборов TOMS/ Earth Probe и OMI/ Aura, представленных в открытом доступе на сайте NASA [3]. Информация содержит значения общего содержания озона, измеряемые в единицах Добсона (1 е. Д. = 10<sup>-5</sup> м), привязанные к географическим координатам.

На рис. 1 для примера приведены полученные карты общего содержания озона для территории Турции, где произошло землетрясение 17.08.1999 магнитудой 7,6 в 3.01 по местному времени, в районе г. Измит. Справа от рис. 1, б приведена цветовая шкала ОСО от 250 до 370 е. Д. Эта шкала справедлива для всех представленных на рис. 1 карт ОСО. Координаты эпицентра землетрясения 40.760° с. ш. и 29.970° в. д., глубина гипоцентра – 17 км. Для выделения очаговой области была выбрана зона по широте в диапазоне 25–55° с. ш. и по долготе – 5–55° в. д. На рис. 1, а видно, что за 8 дней до землетрясения (9 августа 1999 г.) озоносфера над исследуемой локальной областью находится в «спокойном» состоянии, характерном для данной территории в августе, ОСО в точке, близкой к эпицентру, равно 283 е. Д. 9 августа 1998 г. значение ОСО в данной точке было равно 282 е. Д. На рис. 1, б за 3 дня до сейсмического события (14 августа 1999 г.) можно видеть, что общее содержание озона в эпицентральной области увеличилось, ОСО составило 309 е. Д. На рис. 1, в на следующий день после землетрясения (18 августа 1999 г.) можно наблюдать существенное уменьшение общего содержания озона в точке, близкой к эпицентру, до 278 е. Д.

На основе анализа карт ОСО были уточнены размеры очаговой области, в которой определялись средние значения общего содержания озона.

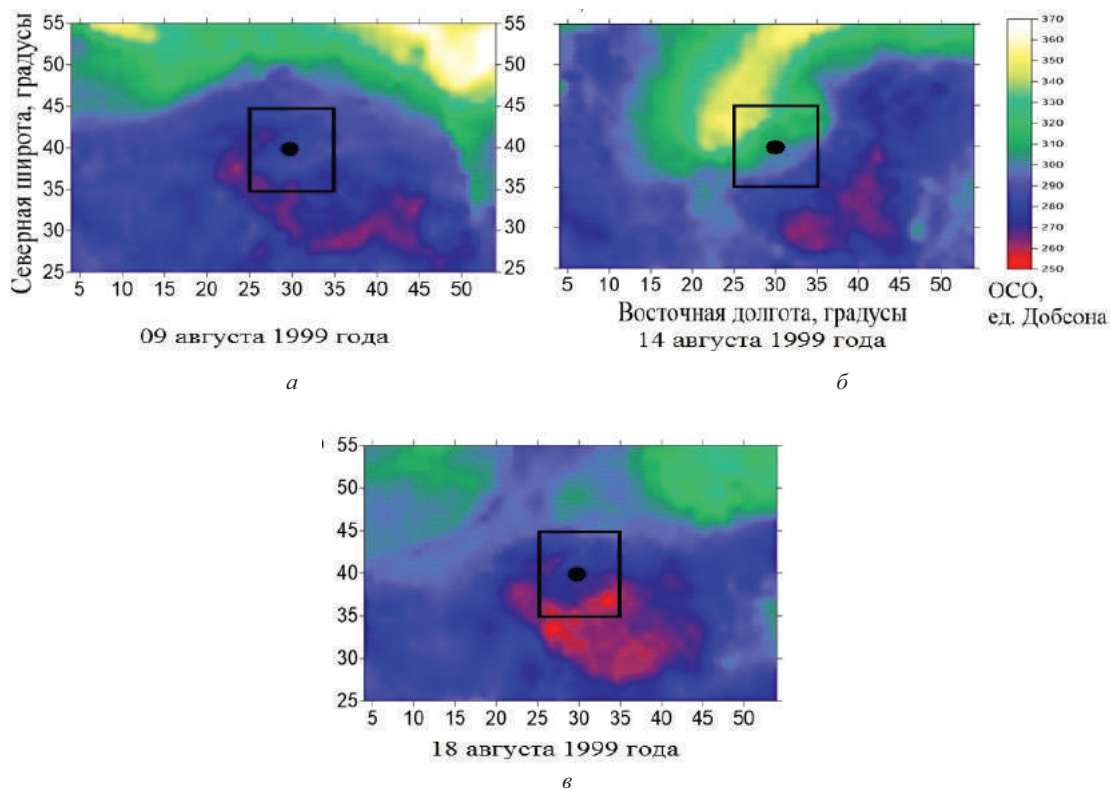


Рис. 1. Карты ОСО над очаговой областью турецкого землетрясения, «черной» точкой обозначен эпицентр землетрясения, квадратом – очаговая область

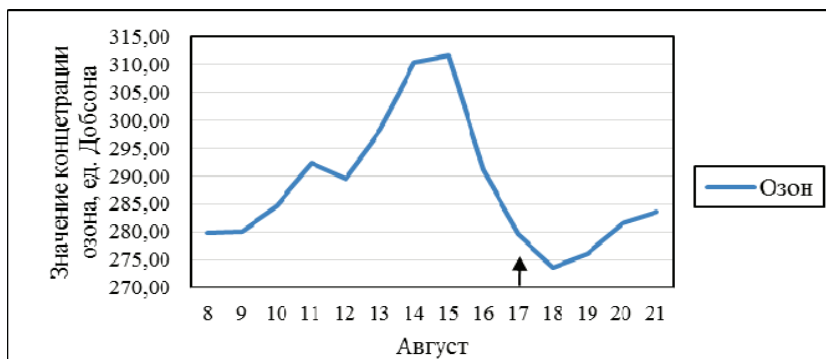


Рис. 2. График изменчивости ОСО над очаговой областью 10°×10° в августе 1999 г

Эта область расположена в зоне 10°×10° с координатами по широте в диапазоне 35–45° и по долготе – 25–35°. График изменчивости ОСО над данной очаговой областью в период с 8 по 21 августа представлен на рис. 2. Стрелкой обозначена дата землетрясения. Как видно из графика рис. 2, с 9 августа, т. е. за 8 дней до землетрясения, началось повышение ОСО с 279 е. д. Увеличение общего содержания озона над очагом продолжалось 2 дня, и 11 августа ОСО составило уже 292 е. д. 12 августа, за 5 дней до сейсмического события, произошло уменьшение ОСО в очаге до 289 е. д. «Озоновое облако» с повышенным содержанием озона существовало над очаговой областью с 12 по 16 августа (рис. 2).

Непосредственно в момент землетрясения 17 августа наблюдалось уменьшение содержания озона, рав-

ное 280 е. д., дальнейшее снижение содержания озона продолжалось и 18 августа. ОСО составило 274 е. д. После 18 августа в очаговой области происходило восстановление озонового слоя.

Таким образом, в работе на основе анализа карт общего содержания озона было выявлено «озоновое облако» с повышенным ОСО, существующее в период с 12 по 16 августа.

По картам ОСО уточнена очаговая область землетрясения размером 10×10 градусов, над которой сформировалось «озоновое облако».

В ходе исследования была разработана методика изучения состояния озонового слоя над сейсмоактивной областью, что позволило исследовать изменения концентрации озона и во время других землетрясений.

## Библиографические ссылки

1. Кашкин В. Б., Рублева Т. В., Хлебоброс Р. Г. Стратосферный озон: вид с космической орбиты. Красноярск : СФУ, 2015. 221 с.
2. Национальный Центр экологической информации США (NOAA) [Электронный ресурс]. URL: <http://www.ngdc.noaa.gov/> (дата обращения 05.04.2016).
3. Файлообменный ресурс NASA [Электронный ресурс]. URL: <ftp://jwocky.gsfc.nasa.gov/pub/> (дата обращения 05.04.2016).

## References

1. Kashkin V. B., Rubleva T. V., Khlebopros R. G. Stratospheric ozone: view from space orbit. Krasnoyarsk : SFU, 2015. 221 p.
2. National Centers for Environmental Information (NOAA). Available at: <http://www.ngdc.noaa.gov/> (accessed 05.04.2016).
3. File-sharing resource NASA. Available at: <ftp://jwocky.gsfc.nasa.gov/pub/> (accessed 05.04.2016).

© Дергунов А. В., Кашкин В. Б., 2016

УДК 550.348.436; 551.24

### ВАРИАЦИИ МЕТАНА НАД ЭПИЦЕНТРОМ ТУВИНСКОГО ЗЕМЛЕТРЯСЕНИЯ ПО СПУТНИКОВЫМ ДАННЫМ AIRS/AQUA

Е. С. Дюбо<sup>1</sup>, Т. В. Рублева<sup>1</sup>, Е. Г. Швецов<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Сибирский федеральный университет  
Российская Федерация, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79  
<sup>2</sup>Институт леса имени В. Н. Сукачева СО РАН  
Российская Федерация, 660036, г. Красноярск, Академгородок, 50  
E-mail: jenikak@mail.ru

*В работе изучаются вариации метана над эпицентральной областью Тувинских землетрясений 2011 и 2012 гг. по данным прибора AIRS, установленного на спутнике AQUA (USA). Создана методика предварительной обработки спутниковых данных AIRS/ AQUA по общему содержанию метана.*

*Ключевые слова: обработка спутниковых данных, атмосфера, метан, землетрясение, сейсмичность.*

### METHANE VARIATIONS OVER EPICENTRE OF THE TUVA EARTHQUAKE ACCORDING TO SATELLITE DATA OF AIRS/AQUA

E. S. Dyubo<sup>1</sup>, T. V. Rubleva<sup>1</sup>, E. G. Shvetsov<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Siberian Federal University  
79, Svobodnyi Av., Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation  
<sup>2</sup>V. N. Sukachev Institute of Forest, Siberian Branch of the Russian Academy of Sciences  
50, Akademgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russian Federation  
E-mail: jenikak@mail.ru

*Methane variations over area of epicenter of the Tuva earthquakes of 2011 and 2012 years according to the data of AIRS device installed on the AQUA (USA) satellite are studied in the research. The technique of a pretreatment of satellite data of AIRS/ AQUA on the common content of methane is developed.*

*Keywords: processing of satellite data, atmosphere, methane, earthquake, seismicity.*

В литературе описан ряд сейсмических событий, когда происходит увеличение количества водорода, гелия и общего содержания озона в очаговой области за 2–3 суток до землетрясения [1; 2].

В данной работе исследовалось изменение общего содержания метана CH<sub>4</sub> в сейсмоактивных зонах Тывы. Для исследования были выбраны землетрясения, произошедшие 27.12.2011 г. (UTC 15:21:55) и 26.02.2012 г. (UTC 6:17:20) в Тыве. Глубина гипоцентра составила 17 и 11,7 км, соответственно. Координаты эпицентров сейсмических событий в 2011 г. (51,82° с. ш., 95,93° в. д.) и 2012 г. (51,73° с. ш.,

95,92° в. д.), т. е. землетрясения произошли на одной и той же территории с интервалом в два месяца. Магнитуда обоих землетрясений 6,7. Во время землетрясений метан выделялся из трещин и разломов подстилающей поверхности и быстро достигал высоты в 10–15 км [3].

Изменение количества метана в сейсмоактивных областях изучалось по данным радиометра AIRS (Atmospheric InfraRed Sounder) – спутник Aqua (USA, 2002) [4]. Измерения прибором AIRS проводятся в надир с пространственным разрешением 13,5 км. Полоса обзора – 1 650 км. Радиометр высоко-

го спектрального разрешения AIRS измеряет ИК-излучение в диапазоне от 3,75 до 15,4 мкм, включая полосу поглощения метана (7,66 мкм).

Анализировалось общее содержание метана за двадцать дней (10 дней до и 10 дней после землетрясения). До сейсмического события количество метана в эпицентральной области менялось: в 2011 г. – от  $32,5 \cdot 10^{18}$  до  $36,1 \cdot 10^{18}$  молекул/см<sup>2</sup> (рис. 1); в 2012 г. – от  $32,7 \cdot 10^{18}$  до  $36,1 \cdot 10^{18}$  молекул/см<sup>2</sup> (рис. 2).

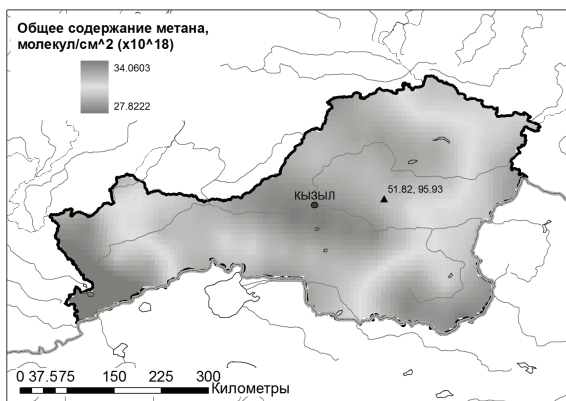


Рис. 1. Общее содержание метана над эпицентральной областью землетрясения в Тыве в 2011 г.

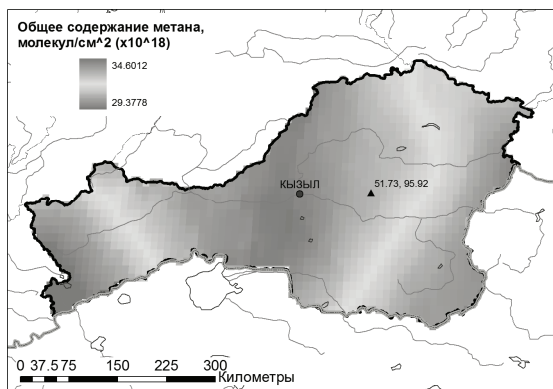


Рис. 2. Общее содержание метана над эпицентральной областью землетрясения в Тыве в 2012 г.

На рис. 3 изображены графики общего содержания метана за 21 день. Точкой 11 отмечен день, в который произошло сейсмическое событие. Коэффициент корреляции между рядами данных до сейсмического события равен 0,71, что указывает на высокую схожесть процессов выделения газа CH<sub>4</sub> в исследуемой зоне до моментов землетрясений.

Создана методика предварительной обработки спутниковых данных AIRS/ AQUA по общему содержанию метана. Построены графики, показывающие вариации общего содержания метана на высотах 13–15 км над эпицентральными областями сейсмических событий в Тыве. Проанализированы данные

по метану для землетрясений 2011 и 2012 гг. Коэффициент корреляции между рядами данных за 10 дней до сейсмического события равен 0,71.

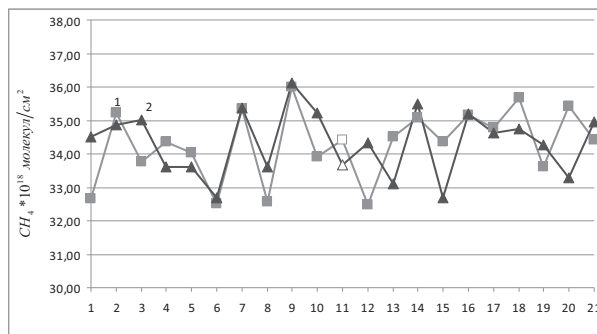


Рис. 3. Общее содержание метана над сейсмоактивной областью в Тыве: 1 – в 2011; 2 – 2012 гг.

Возможно, процессы выделения метана в атмосфере в исследуемой эпицентральной области непосредственно до землетрясений имеют одинаковую физическую природу.

#### Библиографические ссылки

1. Кашкин В. Б., Романов А. А. Аномальное поведение атмосферного озона в период Алтайского землетрясения 2003 г. (по спутниковым данным EP/TOMS) // Исследование Земли из космоса. 2011. № 02. С. 63–66.
2. Сывороткин В. Л. Глубинная дегазация Земли и глобальные катастрофы. М. : ООО «Геоинформцентр», 2002. 250 с.
3. Лагутин А. А., Мордвин Е. Ю., Шмакова И. А. Содержание метана в тропосфере Западной Сибири по данным AIRS/ AQUA // Известия Алтайского государственного университета. 2012. Т. 1–1, № 73. С. 191–196
4. Данные измерений метана прибором AIRS [Электронный ресурс]. URL: <http://airs.jpl.nasa.gov/> (дата обращения 25.02.2016 г.).

#### References

1. Kashkin V. B., Romanov A. A. [The Anomalous behavior of atmospheric ozone in the period of the Altai earthquake 2003 (according to satellite EP/TOMS)] // *Study of Earth from space*. 2011. № 02. P. 63–66.
2. Syvorotkin V. L. *Deep degassing of the Earth and global catastrophes*. Moscow : Geoinformtsentr, 2002. 250 p.
3. Lagutin A. A., Mordvin E. Yu., Shmakov I. A. [The Content of methane in the troposphere of West Siberia according to the AIRS/ AQUA] // *News of Altai state University*. 2012. Vol. 1–1, № 73. P. 191–196
4. Electronic textbook StatSoft. Available at: <http://airs.jpl.nasa.gov/> (accessed 25.02.2016).

© Дюбо Е. С., Рублева Т. В., Швецов Е. Г., 2016

## ОЦЕНКА ПОЖАРНОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ НА РАСТИТЕЛЬНОСТЬ НА ОСНОВЕ МНОГОФАКТОРНОГО АНАЛИЗА ДИСТАНЦИОННЫХ ДАННЫХ

В. В. Заяц<sup>1</sup>, Е. И. Пономарев<sup>2\*</sup>, Ю. П. Юронен<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

<sup>2</sup>Институт леса имени В. Н. Сукачева СО РАН  
Российская Федерация, 660036, г. Красноярск, Академгородок, 50/28

\*E-mail: evg@ksc.krasn.ru

*Представлены результаты тематической обработки данных дистанционной съемки участка, пройденного огнем, спутниковыми системами Landsat-8/OLI и TERRA/ Modis с целью оценки степени пожарного воздействия на растительность.*

*Ключевые слова: дистанционная сканерная съемка, классификация, лесной пожар, вегетационный индекс, мощность теплоизлучения активной зоны пожара.*

## ASSESSING FIRE IMPACT ON VEGETATION BASED ON REMOTE DATA MULTIPLE CLASSIFICATION

V. V. Zayats<sup>1</sup>, E. I. Ponomarev<sup>2\*</sup>, Y. P. Yuronen<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochoy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation

<sup>2</sup>V. N. Sukachev Institute of Forest SB RAS  
50/28, Akademgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russian Federation

\*E-mail: evg@ksc.krasn.ru

*This article presents results of thematic pre-processing of burned area remote imagery by Landsat-8/OLI and TERRA/Modis satellite systems for the purpose of the assessment of fire impact on vegetation.*

*Keywords: remote scanner imagery, classification, wildfires, vegetation index, fire radiative power.*

Ежегодно в России регистрируются десятки тысяч природных пожаров. Мониторинг природных пожаров и оценка послепожарных изменений является актуальной проблемой как и на региональном, так и на глобальном уровнях. Данные спутников дистанционного зондирования Земли являются одним из наиболее доступных источников информации о пожарах, которые способны обеспечить необходимый уровень детализации, охват территории, периодичность обновления сведений. Масштабы пожарного воздействия и мониторинг послепожарных изменений также наиболее эффективно можно получать, используя материалы съемки из космоса [1].

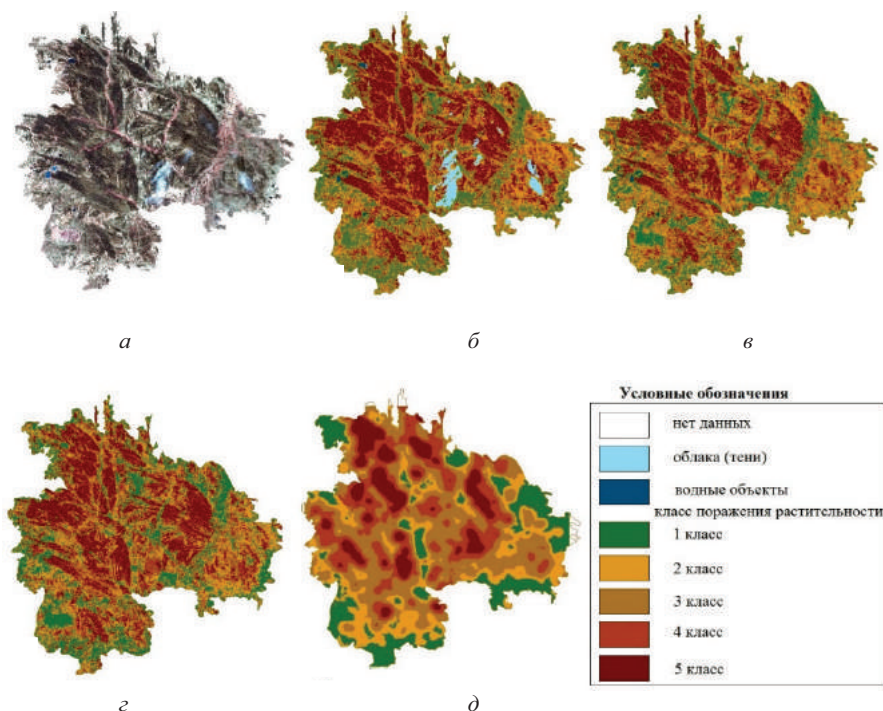
Цель работы – анализ эффективности различных методов дистанционной оценки и классификации пожарного воздействия.

Объект исследования – участок, пройденный огнем, в Нюрбинском районе Республики Саха (Якутия) (координаты центра 63°58'51" с. ш., 117°46'21" в. д.) с общей площадью 1 840,40 км<sup>2</sup>. Оценка границ полигона пожара и степени послепожарной нарушенности растительности выполнялась на основе данных спутника Landsat-8, аппаратура OLI (Operational Land Imager) с пространственным разрешением 30 м. Для валидации были обработаны космические снимки участка, пройденного огнем, до возникновения пожара и через год после пожара. Сопряженно протести-

рована методика оценки пожарного воздействия по данным о фактической мощности теплоизлучения активных зон пожара по данным TERRA/ Modis (рабочий диапазон  $\lambda = 3,929\text{--}3,989$  мкм, пространственное разрешение 1 000 м).

В данной работе использовались методы неконтролируемой классификации (ISODATA), нормализованного разностного вегетационного индекса (NDVI), индекса гари (dNBR) и метод на основе мощности теплоизлучения (FRP) [2; 3]. Данные методы реализовывались в программных пакетах ArcGis и ScanEx.

Основной интерес представляет вопрос об эффективности оценки и прогноза пожарного воздействия на основе оперативных данных о регистрируемой мощности теплоизлучения пожара, которые могут быть получены с периодичностью не ниже 4–6 часов. На основе радиояркостной температуры в среднем ИК-диапазоне вычислялся показатель FRP [4]. Использование термически активных пикселей с разрешением 1 000 м приводит к ошибкам в определении контуров пожара, поэтому в качестве исходных данных были взяты координаты центров пикселей и значения показателя FRP в них. На основе слоя точечных данных была построена модель пространственного распределения мощности теплоизлучения методом кригинг-интерполяции.



Пример классификации участка, пройденного огнем, по степени нарушенности растительности:  
*a* – исходный снимок; *б* – автоматизированная классификация; *в* – NDVI; *г* – dNBR; *д* – FRP

Результатом работы являются тематические карты классификации участка, пройденного огнем, в различные сроки наблюдений: до пожара, непосредственно во время пожара (FRP-интерполяция), после пожара и через год после пожара (см. рисунок). В ходе количественного и пространственно-временного анализа результатов было выявлено, что метод на основе показателя FRP согласуется со значениями, получаемыми на основе традиционных подходов, так как данные о мощности теплового излучения связаны с количеством сгорающего лесного горючего материала и со степенью повреждения. При этом ввиду низкого пространственного разрешения границы выделяемых классов могут варьироваться.

Метод на основе индекса NDVI чувствителен к сезону съемки, для выполнения работ по определению степени нарушенности растительности необходимо учитывать вегетационные особенности и тип растительности в регионе исследования. Анализируя полученные результаты, можно сказать, что метод чувствителен к объектам нерастительного происхождения, и вследствие этого могут присутствовать ошибки в определении участков растительности с малым проективным покрытием, где большее влияние имеют спектральные свойства почвенного покрова.

Метод на основе индекса гари dNBR формируется в результате разности «индексных» изображений до и после пожара. Данный индекс отображает изменение объектов с течением времени. Объекты, которые практически не изменились, были объединены в один класс, независимо от типа, в нашем случае объединяются водные объекты с растительностью. Данный факт приводит к увеличению площадных характеристик и пространственному смещению контуров клас-

сов. Облачность также негативно влияет на качество получаемых данных. В целом результаты работы этого метода на безоблачных участках согласуются с результатами автоматизированной классификации.

Таким образом, оценка пожарного воздействия и мониторинг послепожарных изменений могут проводиться не только на основе «традиционных» методов анализа вегетационных индексов, но и с использованием показателя, характеризующего энергетику пожара в различные моменты времени (мощности теплоизлучения FRP), что может быть использовано как оперативный метод качественной и количественной диагностики послепожарного состояния растительности.

#### Библиографические ссылки

1. Спутниковая оценка гибели лесов России от пожаров / С. А. Бартаев, Ф. В. Стыцено, В. А. Егоров и др. // Лесоведение. 2015. № 2. С. 83–94.
2. Пономарев Е. И. Классификация пожаров в Сибири по данным TERRA/ Modis на основе показателя радиационной мощности // Исслед. Земли из космоса. 2014. № 3. С. 56–64.
3. Швецов Е. Г., Пономарев Е. И. Оценка влияния внешних условий на мощность теплоизлучения от лесных пожаров по данным спутникового мониторинга // Сибирский экологический журнал. 2015. № 3. С. 413–421. DOI: 10.15372/SEJ20150308.
4. Kumar S. S., Roy D. P., Boschetti L., and Kremens R. Exploiting the power law distribution properties of satellite fire radiative power retrievals: A method to estimate fire radiative energy and biomass burned from sparse satellite observations // Journal

of Geophysical Research. 2011. Vol. 116. D19303. DOI: 10.1029/2011JD015676.

### References

1. Bartalev S. A., Stytsenko F. V., Egorov V. A., Loupian E. A. [Russia's forest fire damage estimation] // *Lesovedenie*. 2015. № 2. P. 83–94 (In Russ.).
2. Ponomarev E. I. [Classification of Wildfires in Siberia on the Base of TERRA/Modis Data in Terms of Radiative Power] // *Issledovanie Zemli iz kosmosa*. 2014. № 3. P. 56–64 (In Russ.).
3. Shvetsov E. G., Ponomarev E. I. [Estimating the Influence of External Environmental Factors on Fire

Radiative Power Using Satellite Imagery] // *Contemporary Problems of Ecology*. 2015. Vol. 8, № 3. P. 337–343. doi: 10.1134/S1995425515030142.

4. Kumar S. S., Roy D. P., Boschetti L. and Kremens R. Exploiting the power law distribution properties of satellite fire radiative power retrievals: A method to estimate fire radiative energy and biomass burned from sparse satellite observations // *Journal of Geophysical Research*. 2011. Vol. 116. D19303. DOI: 10.1029/2011JD015676.

© Заяц В. В., Пономарев Е. И., Юрonen Ю. П., 2016

УДК 622.85:622.882:622.271.45

## УГОЛЬНЫЕ РАЗРЕЗЫ ЕВРОПЫ ИЗ КОСМОСА

<sup>1,2</sup> И. В. Зеньков

<sup>1</sup>Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнёва  
Российская Федерация, 660037, Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

<sup>2</sup>Институт вычислительных технологий СО РАН, Красноярский филиал  
Специальное конструкторско-технологическое бюро «Наука»  
Российская Федерация, 660049, Красноярск, просп. Мира, 53  
E-mail: zenkoviv@mail.ru

*Представлены результаты исследования технических и технологических параметров угольных разрезов в странах Европы, установленные с использованием ресурсов дистанционного зондирования, находящихся в открытом доступе.*

*Ключевые слова: дистанционное зондирование Земли, угольные разрезы, добыча угля открытым способом, тепловая генерация электроэнергии, угледобывающие страны Европы, технологические показатели карьеров.*

## COAL MINES OF EUROPE FROM SPACE

<sup>1,2</sup> I. V. Zenkov

<sup>1</sup>Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation

<sup>2</sup>Institute of computational technologies SB RAS, Krasnoyarsk branch  
Special Designing and Technological Bureau «Nauka»  
53, Mira Av., Krasnoyarsk, 660049, Russian Federation  
E-mail: zenkoviv@mail.ru

*The article presents the results of a study of technical and technological parameters of coal mines in Europe established using resources of remote sensing in the public domain.*

*Keywords: remote sensing, coal mines, extraction of coal by open method, thermal power generation, coal mining country of Europe, technological parameters quarries.*

Исследования, представленные в статье, выполнены в соответствии с основными положениями государственной политики Российской Федерации в области космической деятельности на период до 2030 года и дальнейшую перспективу, утвержденной Президентом Российской Федерации от 19 апреля 2013 г. № Пр-906. Следуя реализации и ресурсному обеспечению мероприятий госпрограммы «Космическая деятельность России на 2013–2020 годы», определяющей использование космических средств дистанционного зондирования Земли в международном со-

трудничестве в области космонавтики, проведены работы по обработке космоснимков стран Европы, в которых осуществляется масштабная добыча бурого угля открытым способом, используемого в тепловой генерации электрической энергии.

Совместная научно-практическая школа (Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнёва и Специальное конструкторско-технологическое бюро «Наука» ИВТ СО РАН) по исследованию открытых горных работ с использованием ресурсов дистанционного зондиро-



вания Земли (ДЗЗ) развивается по двум направлениям: исследование технологических параметров систем разработки открытым способом рудных и угольных месторождений и долговременный мониторинг формирования и развития растительных экосистем на территории отработанных (действующих) карьеров и породных отвалов. В статье кратко представлены результаты исследований по первому направлению, выполненных с использованием информационных ресурсов, размещенных в открытом доступе на сайте <https://www.google.com/earth/>.

К настоящему времени объем добычи угля открытым способом в странах Европы, несмотря на поставки значительного количества природного газа с территории РФ, находится на уровне 550 млн т в год. В десятку стран с наибольшим объемом добычи угля входят Германия, Польша, Греция, Чехия, Сербия, Болгария, Румыния, Босния и Герцеговина, Великобритания и Венгрия.

В Германии с годовым объемом добычи бурого угля на уровне 190 млн т работают 7 угольных разрезов. Суммарная длина фронта добычных работ составляет 22,7 км. При этом протяженность фронта добычных работ на каждом разрезе является величиной непостоянной и изменяется в диапазоне 1 700–4 500 м. Фрагмент космоснимка с изображением горных работ представлен на рис. 1.

Главной особенностью германских угольных разрезов является наличие одного рабочего борта с параллельным либо веерным его перемещением во времени и пространстве. Добыча угля производится по классическим технологиям отработки горизонтальных залежей с мощными угольными пластами. На пяти угольных разрезах вся вскрышная толща поделена на два технологических слоя – надугольный (нижний) слой вскрышных пород мощностью до 60 м обрабатывают цепными экскаваторами непрерывного действия как нижним, так и верхним черпанием (рис. 2).

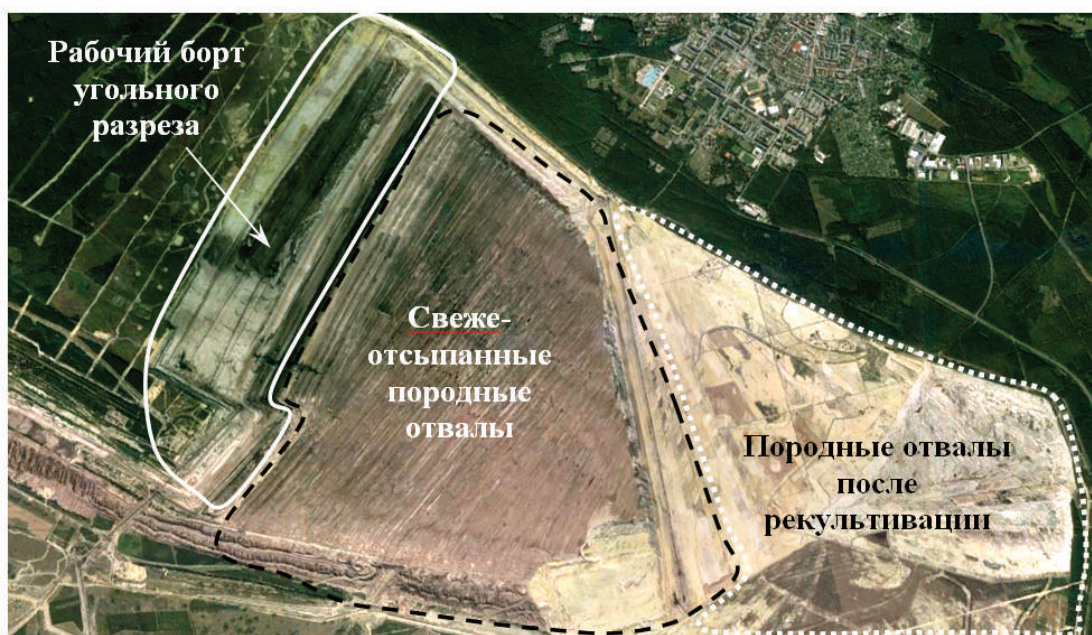


Рис. 1. Фрагмент космоснимка с изображением горных работ на угольном разрезе «Вайсвассер» (Восточная Германия)



а

б

Рис. 2. Отработка надугольного вскрышного уступа цепными экскаваторами с использованием транспортно-отвального моста на отсыпке породы во внутренний отвал:  
а – отработка вскрышных пород нижним черпанием; б – отработка вскрышных пород верхним черпанием

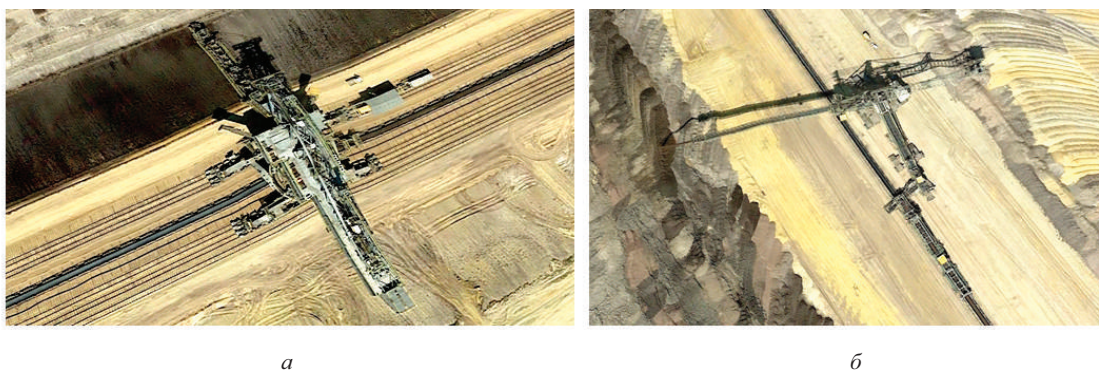


Рис. 3. Фрагменты горных работ по подготовке угольных пластов к выемке:  
*а* – цепной экскаватор непрерывного действия; *б* – отвалообразователь на отсыпке вскрышных пород



Рис. 4. Фрагменты добычных работ из космоса:  
*а* – забой роторного экскаватора; *б* – отработка угольного пласта цепным экскаватором нижним черпанием

При отработке этого слоя используют транспортно-отвальные мосты, по которым вскрышу перемещают и укладывают во внутренние отвалы. Оставшаяся толща вскрышных пород (верхний слой) обрабатывается цепными или роторными экскаваторами с погрузкой на забойные конвейеры и последующей транспортировкой во внешние либо внутренние отвалы.

На отвалах вскрыша принимается с конвейера на перегружатель с последующей пересыпкой на приемную консоль отвалообразователя (рис. 3).

Годовая производительность одного угольного разреза в зависимости от длины добычного фронта может составлять от 8–10 до 28–35 млн т. Весь объем добычи угля обеспечивают 23 роторных и 27 цепных экскаваторов, 8 отвалообразователей и 5 транспортно-отвальных мостов, работающих одновременно в комплексе с 2–3 цепными экскаваторами (рис. 4).

Добытый уголь по конвейерам направляют на тепловые электрические станции, где его используют в качестве основного топлива при выработке тепловой и электрической энергии. Тепловые станции размещают в непосредственной близости от угольных разрезов с целью минимизации затрат на транспортировку угля из экскаваторных забоев до угольных складов на тепловых станциях.

В Польше действует 9 угольных разрезов, из которых по годовому объему добычи угля выделяется угольный разрез «Богатыня», расположенный в за-

падной части страны на границе с Германией. Открытым способом обрабатывают горизонтальные залежи бурого угля. Горно-геологическое строение разрабатываемых месторождений таково, что строительство разрезов с протяженным фронтом добычных работ не представляется возможным. Поэтому на 4 разрезах длина фронта добычных работ находится в диапазоне 500–650 м. Суммарная протяженность фронта добычных работ на всех 9 разрезах составляет 13,05 км.

Разработку угольных месторождений производят 38 роторных и 13 цепных экскаваторов. Вскрышные породы по конвейерам транспортируются на породные отвалы, на которых отсыпается отвалообразователями. Транспортно-отвальные мосты на вскрышных работах в угольных разрезах Польши не используют. Добытый уголь доставляют по конвейерам на тепловые станции или укладывают во временные склады для погрузки в автомобильный или железнодорожный транспорт для дальнейшей отправки потребителям. Комплект горнотранспортного оборудования на всех разрезах может обеспечить годовой объем по горной массе на уровне 500–650 млн т. Подвигание фронта добычных работ на 100 м при мощности угольных пластов 45–50 м может вполне обеспечить годовой объем добычи угля на уровне 90–100 млн т.

В Греции действуют 6 угольных разрезов, причем 5 из них расположены концентрированно на одном месторождении бурых углей. Суммарная протяженность добычного фронта составляет 15 км. На всех

разрезах работают 38 роторных экскаваторов в комплексе с 19 отвалообразователями. Сложное горно-геологическое строение разрабатываемых месторождений обуславливает применение 82 гидравлических экскаваторов с емкостью ковша 3–4 м<sup>3</sup> и автосамосвалов грузоподъемностью 25–30 т в количестве 580 ед. Весь годовой объем добытого угля на уровне 50–55 млн т сжигается на 5 тепловых электростанциях, расположенных в шаговой доступности от угольных разрезов.

В Чехии действуют 5 угольных разрезов на севере страны. Здесь также разрабатывают горизонтальные или слабонаклонные пласты энергетических углей мощностью до 40 м. Суммарная протяженность фронта добычных работ составляет по 5 разрезам 16,7 км. Длина фронта добычных работ на разрезах изменяется в диапазоне от 0,9 до 3,6 км. Годовой объем добычи угля на уровне 50 млн т обеспечивает комплект горнотранспортного оборудования, состоящий из 46 роторных и 4 цепных экскаваторов, 23 отвалообразователей, 4 карьерных экскаваторов типа «прямая лопата» с ковшем емкостью 12–14 м<sup>3</sup> и 15 постоянно работающими железнодорожных составов на вывозке вскрышных пород. Каждый железнодорожный состав включает 10 думпкаров грузоподъемностью 100–120 т и один промышленный электровоз, тяговые агрегаты которого позволяют преодолевать крутые подъемы (50–60 ‰) на отрезках железнодорожных путей, уложенных в капитальных траншеях.

В Сербии уголь открытым способом добывают на 5 разрезах. Суммарная длина фронта добычных работ составляет 8,3 км. На вскрышных работах и отработке угольных пластов задействованы 28 роторных и 3 цепных экскаватора. Кроме этого, на экскавации горной массы используют драглайны ЭШ-10/70. Вскрышные породы при укладке в отвалы перемещают по конвейерам, используя при этом 18 отвалообразователей. Горно-геологические условия залегания угольных пластов и комплект горнотранспортного оборудования позволяют добывать ежегодно объем угля на уровне 30–35 млн т.

Угольная база Болгарии представлена одним крупным месторождением «Трояново». Его разработка производится двумя угольными разрезами «Трояново-север» и «Трояново-юг». Длина фронта добычных работ на первом разрезе составляет 4,5 км. На выемке вскрыши и ее укладке в отвал задействованы 8 роторных экскаваторов и 5 отвалообразователей. Угольный пласт отработывают тремя уступами 3 роторных и 2 цепных экскаватора. Длина фронта добычных работ на разрезе «Трояново-юг» составляет 7,8 км. На выемке вскрыши и ее укладке в отвал задействованы 11 роторных экскаваторов и 7 отвалообразователей. Угольный пласт отработывают в четыре уступа 5 роторных и 5 цепных экскаватора. Весь объем ежегодно добываемого бурого угля, а это 26–27 млн т, сжигают на месте в паровых котлах трех тепловых станций, расположенных в шаговой доступности от угольных разрезов.

В Румынии действует 11 угольных разрезов. Суммарная протяженность добычных уступов составляет 20,4 км. Всего на горных работах задействовано

62 роторных экскаватора в комплексе с 42 отвалообразователями. Частично добытый уголь сжигается на месте в котлах тепловых электростанций. Большая часть отправляется по железной дороге потребителям. Прогнозная оценка выглядит следующим образом: имеющийся в наличии парк горнотранспортного оборудования может обеспечить годовой объем добычи угля на уровне 40–45 млн т.

В Боснии и Герцеговине действуют 4 угольных разрезы. Суммарная протяженность фронта добычных работ составляет 3,5 км. На горных работах задействованы 6 роторных экскаваторов в комплексе с 3 отвалообразователями и 3 драглайна типа ЭШ-13/50. На разрезах широкое применение получили гидравлические экскаваторы типа «прямая и обратная лопата». Экскаваторы с емкостью ковша 3–4 м<sup>3</sup> работают в комплексе с 90 автосамосвалами грузоподъемностью 25–30 т, а экскаваторы с емкостью ковша 8–10 м<sup>3</sup> – с 60 автосамосвалами грузоподъемностью 120–130 т. Суммарный годовой объем добычи угля на всех разрезах составляет 10–11 млн т.

В Великобритании уголь добывают в многочисленных угольных разрезах единичной мощностью по добыче угля 100–150 тыс. т и в шахтах. Добыча угля на уровне 10–12 млн т в год в островном государстве имеет тенденцию к постоянному снижению, так как гораздо выгоднее ввозить австралийский уголь по ценам ниже в 2–3 раза, чем покупать его у отечественных горнопромышленников.

В Венгрии функционируют всего два угольных разреза, отработывающих горизонтальные угольные пласты мощностью 20–25 м. Фронт горных работ составляет 1,4 и 1,8 км, что обеспечивает годовой объем добычи угля на уровне 9–10 млн т. Горнотранспортное оборудование включает 8 роторных и 7 цепных экскаваторов, 8 отвалообразователей. На одном из разрезов, 8 отвалообразователей, расположенных между угольными пластами, задействованы один карьерный гусеничный экскаватор с ковшем емкостью 5–6 м<sup>3</sup> и автосамосвалы грузоподъемностью 25–30 т в количестве 13 ед.

Итак, результаты исследования территорий угледобывающих европейских стран из космоса свидетельствуют о том, что в ближайшие годы объем добычи угля будет оставаться на достигнутом уровне порядка 500–550 млн т в год, и это несмотря на то, что общество находится в постоянных поисках широкого применения альтернативных источников энергии. Основным горнотранспортным оборудованием на экскавации горной массы являются 337 роторных и цепных экскаваторов, одновременно установленных на 50 европейских угольных разрезах.

Таким образом, в статье достаточно наглядно показано использование результатов спутниковой съемки в решении задач горного дела, таких как изучение технологических параметров разработки месторождений по фактическому состоянию горных работ, и в частности при разработке угольных месторождений открытым способом.

УДК 528.88, 551.21, 551.510.

## ГАЗОВЫЕ ПРИМЕСИ В АТМОСФЕРЕ НАД ВУЛКАНОМ ПОПОКАТЕПЕТЛЬ ПО СПУТНИКОВЫМ ДАННЫМ OMI/ AURA

В. Б. Кашкин, К. В. Краснощёков

Сибирский федеральный университет  
Российская Федерация, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79  
E-mail: kraspeed1994@gmail.com

*Проанализированы данные о содержании двуокиси серы и озона над вулканом Попокатепетль в Мексике. Показаны вариации общего содержания двуокиси серы и озона над исследуемой областью.*

*Ключевые слова: дистанционное зондирование, общее содержание озона, вулканические выбросы.*

## ATMOSPHERIC TRACE GASES OVER THE VOLCANO POPOCATEPETL SATELLITE DATA OMI / AURA

V. B. Kashkin, K. V. Krasnoshchekov

Siberian Federal University  
79, Svobodnyi Av., Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation  
E-mail: kraspeed1994@gmail.com

*The research analyses data content of sulfur dioxide and ozone over the volcano Popocatepetl in Mexico. It shows variations of the total sulfur dioxide and ozone over the study area.*

*Keywords: remote sensing, total ozone, volcanic emissions.*

Газы, выбрасываемые из недр Земли во время крупных вулканических извержений, оказывают большое влияние на состояние воздушной среды над районом извержения. В результате инжекции вулканических частиц в атмосферу увеличивается аэрозольная оптическая толщина, ослабляется прямая солнечная радиация на уровне подстилающей поверхности и уменьшается общее содержание озона [1].

В данной работе изучались спутниковые данные по атмосферным примесям двуокись серы ( $\text{SO}_2$ ) и озон ( $\text{O}_3$ ), полученные с помощью спектрометра OMI (спутник Aura, USA) [2]. Район исследования – географическая область  $18,5^\circ$ – $19,3^\circ$  с. ш. и  $98,2^\circ$ – $99,1^\circ$  з. д. в Мексике, где действовал вулкан Попокатепетль (4 мая 2012 г.). Координаты вулкана Попокатепетль  $19^\circ 01' 20''$  с. ш. и  $98^\circ 37' 40''$  з. д. Время извержения вулкана со 2 по 8 мая 2012 г. За этот период показаны

вариации общего содержания озона и двуокиси серы над исследуемой областью (рис. 1). Вертикальные шкалы графика – значения общего содержания двуокиси серы и озона, представленные в единицах Добсона (е. д., 1 е. д. =  $10^{-5}$  м). На горизонтальной шкале показаны результаты измерений газовых примесей за каждый день исследуемого периода. Необходимо отметить, что количество измерений общего содержания озона и двуокиси серы, представленных в базе [2] за каждый день, не совпадает. Так, за 2 мая приведены данные о 13 измерениях, 3 мая – о 6, 4 мая – о 23-х, 5 мая – 7, 6 мая – 8, 7 мая – 7, 8 мая – 15. Это отражено на неравномерной горизонтальной шкале графика, представленного на рис. 1. С 4 по 5 мая 2012 года существенно увеличилось содержание двуокиси серы – с 20 до 100 е. д., а в это же время содержание озона уменьшилось с 300 до 150 е. д.

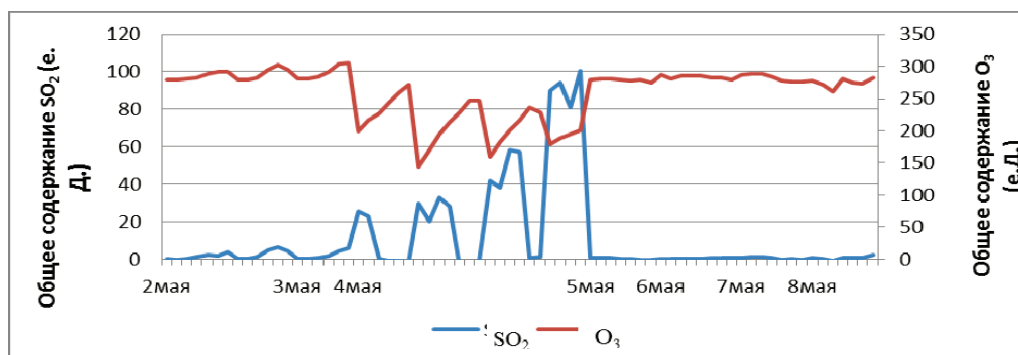


Рис. 1. Изменение общего содержания  $\text{SO}_2$  и  $\text{O}_3$  со 2 по 8 мая над вулканогенным районом в Мексике

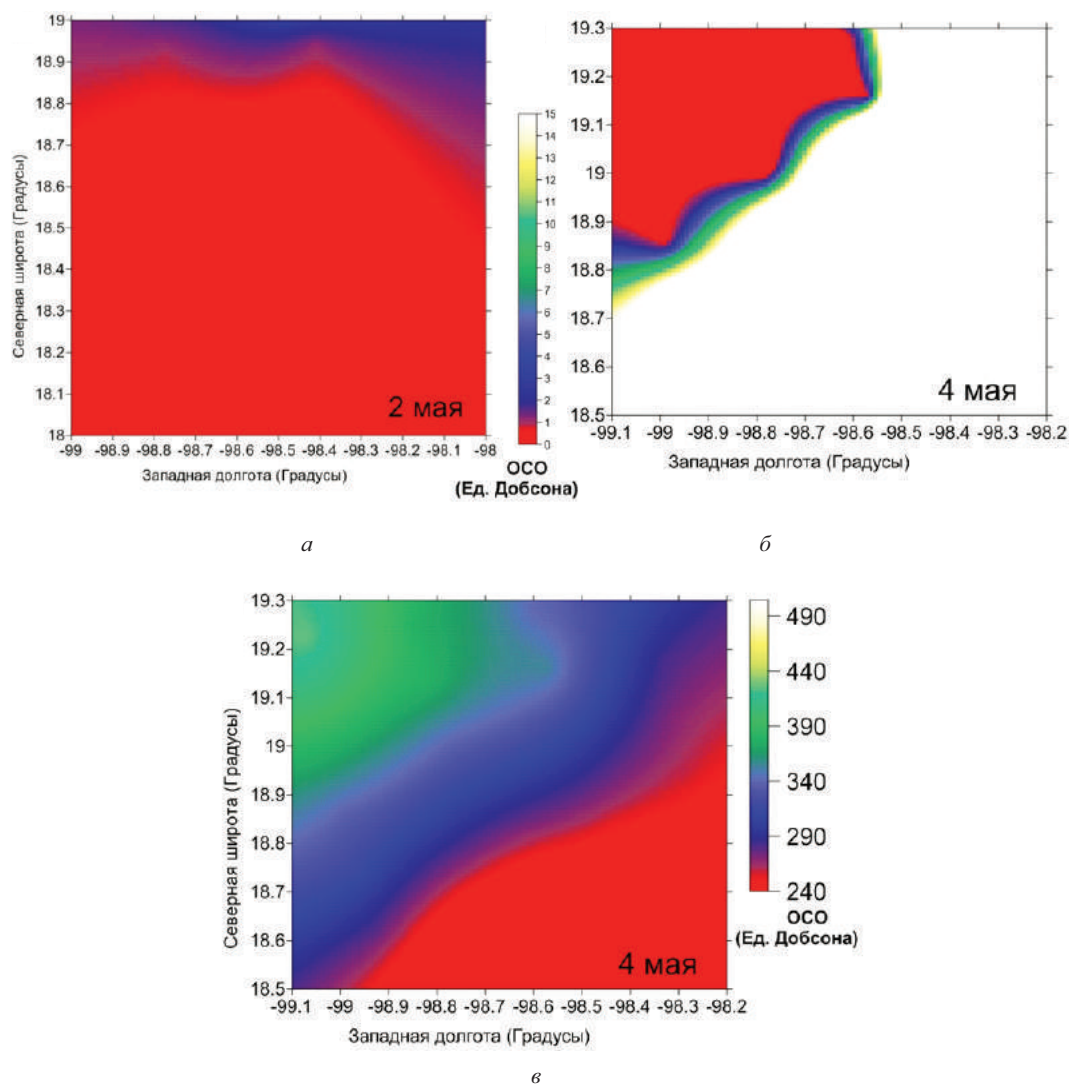


Рис. 2. Общее содержание SO<sub>2</sub> и O<sub>3</sub> в мае 2012 года над областью вулкана

Для исследования изменчивости газовых примесей над вулканической областью были построены карты общего содержания двуокиси серы за 2 и 4 мая 2012 г. (рис. 2, а, б соответственно), а также карта общего содержания озона за 4 мая 2012 г. (рис. 2, в).

Во время извержения вулкана Попокатепетль концентрация SO<sub>2</sub> в атмосфере резко возросла. Цветовая шкала, представленная на рис. 2 справа, имеет одну особенность: её диапазон от 0 до 15 ед., это позволяет изучать одновременно несколько изображений распределения общего содержания SO<sub>2</sub> за различные дни.

Из полученных результатов следует, что над вулканом Попокатепетль в Мексике увеличение содержания SO<sub>2</sub>, достигающего высот стратосферы, приводит к уменьшению общего содержания озона в два раза.

#### Библиографические ссылки

1. Кашкин В. Б., Рублева Т. В., Хлебодор Р. Г. Стратосферный озон: вид с космической орбиты. Красноярск : СФУ, 2015. 221 с.
2. NASA Goddard Space Flight Center [Электронный ресурс]. URL: <http://avdc.gsfc.nasa.gov/pub/data/satellite/Aura/OMI/V03/L2OVP/OMSO2/> (Дата обращения: 27.05.2016).

#### References

1. Kashkin V. B., Rubleva T. V., Khlebozor R. G. Stratospheric ozone: the view from space orbit. Krasnoyarsk: Siberian Federal University, 2015. 221 p.
2. NASA Goddard Space Flight Center. Available at: <http://avdc.gsfc.nasa.gov/pub/data/satellite/Aura/OMI/V03/L2OVP/OMSO2/> (accessed: 05/27/2016).

© Кашкин В. Б., Краснощёков К. В., 2016

УДК 550.348.432, 551.11

## СЕЙСМИЧЕСКОЕ МИКРОРАЙОНИРОВАНИЕ ТЕРРИТОРИИ САНКТ-ПЕТЕРБУРГА И ЕГО ОКРЕСТНОСТЕЙ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ GPS НАВИГАЦИИ

Е. В. Коврижных

Сибирский федеральный университет  
Российская Федерация, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79  
E-mail: e.kovrizhnykh@mail.ru

*Произведена установка сейсмометрической аппаратуры и получены записи сейсмического шума в четырёх пунктах Санкт-Петербурга и его окрестностей с использованием GPS навигации. Проанализированы полученные данные с использованием методики Накамура.*

*Ключевые слова: сейсмический шум, микрорайонирование, методика Накамура, GPS навигация.*

## SEISMIC MICROZONATION IN ST. PETERSBURG AND THE SURROUNDING AREA USING GPS NAVIGATION

E. V. Kovrizhnykh

Siberian Federal University  
79, Svobodnyi Av., Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation  
E-mail: e.kovrizhnykh@mail.ru

*The research describes seismometric equipment and obtains the recording of seismic noise in the four areas of St. Petersburg and the surroundings with using GPS navigation. It analyses the data produced using the Nakamura's method.*

*Keywords: seismic noise, microzonation, Nakamura's method, GPS navigation.*

В настоящее время навигационная система GPS активно используется в задачах геодинамики для изучения современных движений земной коры. Регистрация сигналов GPS с точностью до двух метров позволяет определять координаты местонахождения сейсмометрической аппаратуры. В данной работе координаты четырёх пунктов и высоты расположения приборов над эллипсоидом Земли на территории г. Санкт-Петербурга и его окрестностей, определялись с использованием GPS-приемников. Расположение сейсмометрической аппаратуры на карте местности изображено на рисунке [1].

Каждая точка на карте (см. рисунок), в которой проводились измерения, удалена от ближайшей точки на расстояние около 30 км. Каждому пункту регистрации сейсмического шума соответствует свой рельеф местности и геологическое строение верхних слоёв Земли.

Информация о расположении каждого пункта регистрации и используемых приборах приведена в таблице. Измерения в каждом пункте регистрации производились по трём компонентам:  $Z$  – вертикальная,  $E$  – восток-запад,  $N$  – север-юг. Частота оцифровки 50 отсч./с.

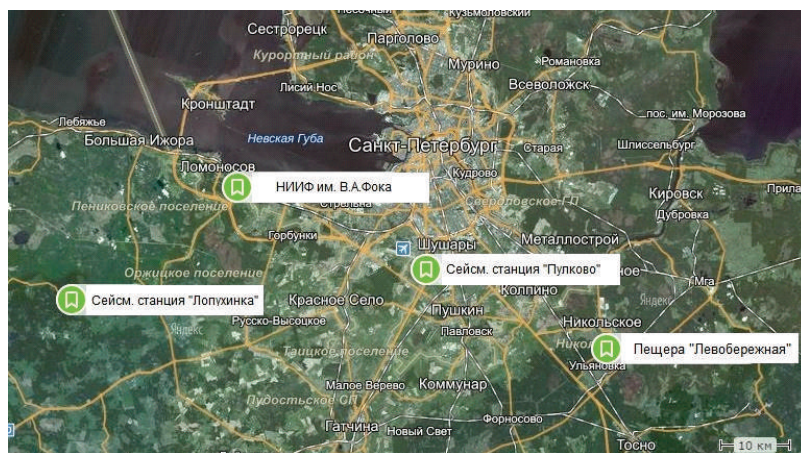
Регистрация сейсмических шумов осуществлялась непрерывно в течение длительного периода времени: НИИФ им. В. А. Фока – с 02.03.2016 по 13.03.2016 (12 суток); сейсмическая станция «Пулково» – с 02.03.2016 по 13.03.2016 (12 суток); пещера «Левобережная» – с 26.11.2015 по 02.12.2015 (7 суток); сейсмическая станция «Лопухинка» – с 02.04.2016 по 13.04.2016 (12 суток). Полученные данные с каждого

пункта регистрации обрабатывались в программном комплексе WSG («Windows Seismic Grafer») [2].

В результате были построены графики средних значений спектральных амплитуд компонент  $H$  (горизонтальной, полученной из  $E$  и  $N$ ) и  $V$  (вертикальной  $Z$ ), а также их отношения  $H/V$  для дня и ночи каждого пункта регистрации. Были вычислены средние значения резонансных частот дня и ночи для каждого пункта регистрации: НИИФ им. В. А. Фока:  $f_1 = 0,879$  Гц; сейсмическая станция «Пулково»:  $f_2 = 0,661$  Гц; пещера «Левобережная»:  $f_3 = 0,58$  Гц; сейсмическая станция «Лопухинка»:  $f_4 = 0,644$  Гц.

Вычисленные резонансные частоты позволяют применить методику Накамура, основной идеей которой является то, что глубина залегания грунта обратно пропорциональна частоте и отношению спектральных амплитуд  $H/V$ , соответствующих пику спектра Накамура, а также прямо пропорциональна скорости распространения поперечных волн в толще технического фундамента [5]. Полученные результаты приведены в таблице.

Таким образом, осуществлена привязка по времени и определены точные координаты, превышение высоты эллипсоида Земли сейсмометрической аппаратуры с помощью GPS-приёмников. Получены записи сейсмического шума в четырёх пунктах Санкт-Петербурга и его окрестностей. Вычислено отношение  $H/V$  спектральных амплитуд сейсмического шума в соответствующих пунктах. По полученным характеристикам оценена глубина залегания осадочного слоя, находящегося под каждым из четырёх рассмотренных пунктов, по методу Накамура.



Расположение сейсмометрической аппаратуры

**Сведения о расположении каждого пункта регистрации, используемых приборах и результатах анализа данных**

Пункт регистрации	Сейсмометрическая аппаратура [3–4]	Координаты	<i>d</i> , м	<i>l</i> , м	<i>A</i>	<i>h</i> , м
НИИФ им. В. А. Фока	трехкомпонентный сейсмометр CMG-6TD	59,880° с. ш. 29,825° в. д.	32	3	6,3	27,1
сейсмическая станция «Пулково»	трехкомпонентный сейсмометр CMG-6TD	59,767° с. ш. 30,317° в. д.	65	10	12,8	17,7
пещера «Левобережная»	трехкомпонентный сейсмометр CMG-6TD	59,666° с. ш. 30,796° в. д.	174	5	9,0	28,7
сейсмическая станция «Лопухинка»	сейсмическая станция «УГРА», сейсмометры GS-13	59,732° с. ш. 29,388° в. д.	148	2	15,3	15,2

Примечания: *d* – высота над эллипсоидом Земли; *l* – глубина, на которой была расположена аппаратура; *A* – отношение спектральных амплитуд  $H/V$  (среднее между отношениями дневного и ночного интервалов времени), соответствующее резонансной частоте *f* на графике Накамура  $H/V$ ; *h* – глубина залегания осадочного слоя, находящегося под пунктом регистрации.

**Библиографические ссылки**

1. Подробная карта России и мира [Электронный ресурс] // «Яндекс.Карты – подробная карта России и мира». URL: <https://yandex.ru/maps/> (дата обращения: 17.9.2016).
2. Акимов А. П., Красилов С. А. Характеристики WSG // Стандартный пакет файлов программного комплекса WSG. 2009. 17 с.
3. Технические характеристики CMG-6TD [Электронный ресурс] // Guralp Systems. URL: [http://www.vulcanseismicsystems.com/images\\_guralp/L\\_Guralp\\_CMG-6TD\\_ru.pdf](http://www.vulcanseismicsystems.com/images_guralp/L_Guralp_CMG-6TD_ru.pdf) (дата обращения: 17.09.2016).
4. Мехрюшев Д. Ю. Аппаратурные разработки Геофизической службы РАН // Национальный отчет Международной ассоциации сейсмологии и физики недр Земли Международного геодезического и геофизического Союза 2003–2006 : К XXIV Генеральной ассамблее МГГС / под ред. А. Д. Завьялова, М. В. Невского, А. О. Глико и др. ; Национальный геофизический комитет РАН. М., 2007. 15 с.
5. Nakamura Y. A. Method for dynamic characteristics estimation of subsurface using microtremor on the ground surface // Quarterly Report of

the Railway Technical Research Institute. 1989. Vol. 30. P. 25–33.

**References**

1. Detailed map of Russia and the world. Available at: <https://yandex.ru/maps/> (accessed 17.09.2016).
2. Akimov A. P., Krasilov S. A. Features of the «WSG». Standard Package WSG software system files. 2009. 17 p.
3. Specifications CMG-6TD. Available at: [http://www.vulcanseismicsystems.com/images\\_guralp/L\\_Guralp\\_CMG-6TD\\_ru.pdf](http://www.vulcanseismicsystems.com/images_guralp/L_Guralp_CMG-6TD_ru.pdf) (accessed 17.09.2016).
4. Mehrjusev D. «Apparaturnye razrabotki Geofizicheskoy Sluzhby RAN» [Instrumental develop Geophysical Survey RAS] // National Report of the International Association of the International Union of Geodesy and Geophysics Seismology and Physics of the Earth's interior 2003–2006. National Geophysical Committee RAS. Moscow, 2007. 15 p.
5. Nakamura Y. A. Method for dynamic characteristics estimation of subsurface using microtremor on the ground surface // Quarterly Report of the Railway Technical Research Institute. 1989. Vol. 30. P. 25–33.

© Коврижных Е. В., 2016

## ИНТЕРПОЛЯЦИЯ ГОДОГРАФОВ РЕФРАГИРОВАННЫХ ВОЛН

С. А. Перетокин<sup>1,2</sup>, М. А. Шарейко<sup>1,2\*</sup>, К. В. Симонов<sup>3</sup><sup>1</sup>НП «Экологический центр рационального освоения природных ресурсов»

Российская Федерация, 660049, г. Красноярск, просп. Мира, 53

<sup>2</sup>Сибирский федеральный университет

Российская Федерация, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79

<sup>3</sup>Институт вычислительного моделирования СО РАН

Российская Федерация, 660036, г. Красноярск, Академгородок, 50/44

\*E-mail: mixail.sharejko.91@mail.ru

*Разработан алгоритм, основанный на методе Кондратьева, для построения годографов рефрагированных волн и их интерпретации применительно к решению задач сейсмомикрорайонирования.*

*Ключевые слова: сейсмология, сейсмические волны, землетрясения, рефрагированные волны, метод Кондратьева, сейсмомикрорайонирование.*

## HODOGRAPH INTERPRETING REFRACTED WAVES

S. A. Peretokin<sup>1,2</sup>, M. A. Shareiko<sup>1,2\*</sup>, K. V. Simonov<sup>3</sup><sup>1</sup>Non-Profit Partnership "Environmental Management of Natural Resources Center"

53, Mira Av., Krasnoyarsk, 660049, Russian Federation

<sup>2</sup>Siberian Federal University

79, Svobodnyi Av., Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation

<sup>3</sup>Institute of Computational Modeling SB RAS

50/44, Akademgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russian Federation

\*E-mail: mixail.sharejko.91@mail.ru

*The paper demonstrates an algorithm based on Kondratieff method to build hodograph of refracted waves and their interpretation with regard to the solution of problems of seismic microzoning.*

*Keywords: seismology, seismic waves, earthquakes, refracted waves, Kondratieff method, seismic microzoning.*

Исследование посвящено интерпретации годографов рефрагированных волн, которые применяются при следующей модели изучаемой геосреды: залегания градиентного слоя на полупространстве и отсутствии скачка скоростей на границе сред. При решении прикладных задач по сейсмомикрорайонированию интерпретация годографов сводится к отысканию закона изменения скорости волны в градиентном слое  $V = f(h)$  и мощности градиентной толщи  $H$  [1].

Для решения указанных задач в инженерной сейсморазведке широко апробирован и хорошо зарекомендовал себя способ Кондратьева, в основе которого лежит представление градиентной среды как предельного случая слоисто-однородной среды при стремлении мощности тонких слоев к нулю [2–3].

Рассмотрим алгоритм для получения необходимых оценок. Глубина проникновения луча для выбранной произвольной точки годографа определяется по формуле

$$h_i = \frac{\bar{V}_i \cdot t_{0i}}{2\sqrt{1 - (\bar{V}_i / V_i^*)^2}},$$

где  $\bar{V}_i$  – средняя скорость в точки  $i$ ;  $t_{0i}$  – значение времени, отсекаемое на оси времен касательной к го-

дографу в точке  $i = 1, 2, 3 \dots m$ ;  $V_i^*$  – кажущаяся скорость в выбранной  $i$ -й точке с координатами  $t_i, x_i / 2$ , равная истинной на глубине максимального проникновения луча  $h_i$ .

Величина  $\bar{V}_i$  вычисляется по формуле [4]

$$\bar{V}_i = \frac{1}{2} \left[ \frac{x_i}{t_i} + \sqrt{\frac{x_i}{t_i} \cdot V_i^*} \right].$$

Для годографа рефрагированных волн подбирается зависимость  $t = f(x)$ , выраженная степенной функцией. К каждой  $i$ -й точке данной зависимости строится касательная по уравнению

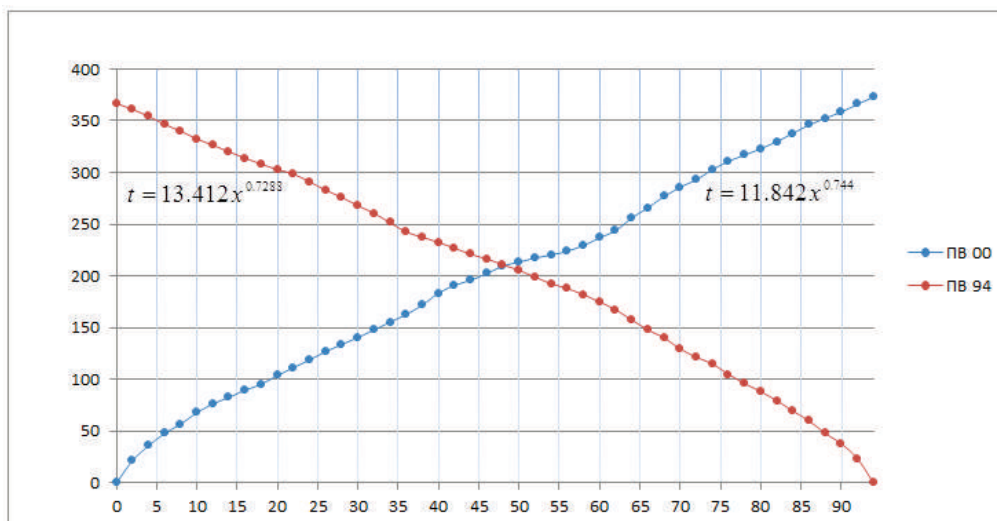
$$t = f(x_i) + f'(x_i) \cdot (x - x_i).$$

По пересечению касательных с осью времен определяются  $t_{0i}$ , а по их наклону кажущиеся скорости

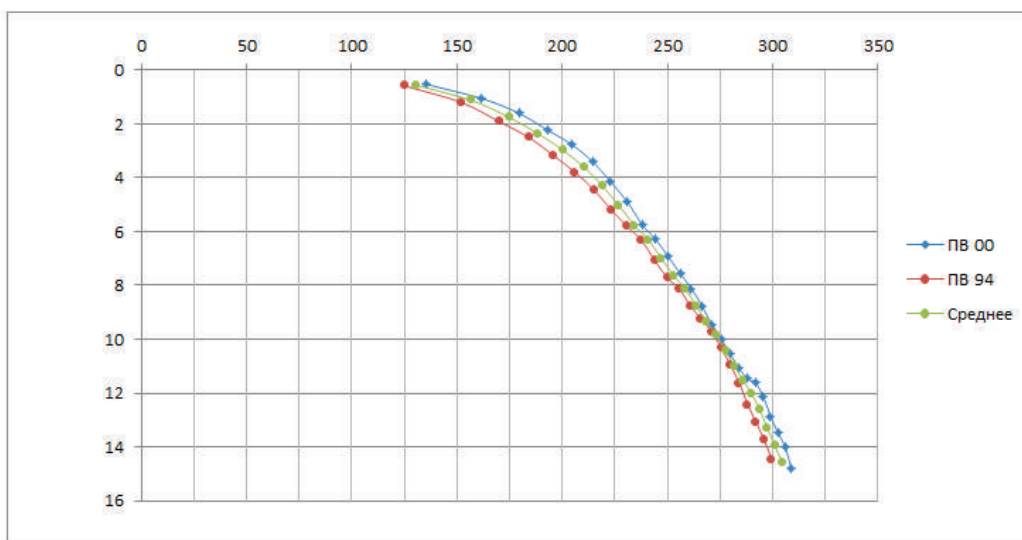
$$V_i^* = \frac{\Delta x}{\Delta t}.$$

Результатом всех вычислений является построение зависимости  $V = f(h)$  для исследуемого участка наблюдений, где  $V_i = V_i^*$  (см. рисунок).





а



б

Интерпретация сейсмозонда № 25 (этап 2) по S-волнам:

а – годографы пунктов возбуждения (ПВ) 00 и 94 с подобранными степенными функциями; б – изменение скорости с глубиной в градиентной среде, рассчитанное для ПВ 00 и ПВ 94 и среднее между ними

### Библиографические ссылки

1. Алешин А. С. Сейсмическое микрорайонирования особо ответственных объектов. М. : Светоч Плюс, 2010. 304 с.
2. Аптикаев Ф. Ф. Инструментальная шкала сейсмической интенсивности. М. : Наука и образование, 2012. 176 с.
3. Заалишвили В. Б. Физические основы сейсмического микрорайонирования. М. : ОИФЗ РАН, 2000. 367 с.
4. Гусев А. А. Описательная статистическая модель излучения очага землетрясения и ее применение к оценке сильного движения // Вулканология и сейсмология. 1984. С. 3–22.

### References

1. Aleshin A. S. *Seismic zoning especially important objects*. M. : Torch Plus, 2010. 304 p.
2. Aptikaev F. F. *Instrumental seismic intensity scale*. M. : Science and Education, 2012. 176 p.
3. Zaalishvili V. B. *Physical fundamentals of seismic zoning*. M. : UIPE RAS, 2000. 367 p.
4. Gusev A. A. *Descriptive statistical model of earthquake source radiation and its application to the evaluation of a strong movement* // *Volcanology and seismology*. 1984. P. 3–22.

© Перетокин С. А., Шарейко М. А., Симонов К. В., 2016

УДК 621.396.962

## ОПРЕДЕЛЕНИЕ ДИСТАНЦИИ ДО ИЗЛУЧАЮЩИХ АСТРОНОМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ ОДИНОЧНЫМ РАДИОТЕЛЕСКОПОМ

А. В. Рудинский, М. В. Шенгелия

ЗАО «Научно-производственный центр «Аквамарин»  
Российская Федерация, 195196, г. Санкт-Петербург, Таллинская ул., 7  
E-mail: ar13113@yandex.ru

*Предложен метод определения координат излучающих астрономических объектов одиночным радиотелескопом без привлечения второго радиотелескопа для построения дистанционной базы.*

*Ключевые слова: начальный фазовый вектор, оценка фазового вектора, обработка временных рядов, метод наименьших квадратов, модель движения объекта, модель уровня сигнала, координаты объекта.*

## DETERMINING THE DISTANCE TILL RADIATING ASTRONOMIC OBJECTS BY THE SINGLE RADIOTELESCOPE

A. V. Rudinskiy, M. V. Shengelia

JSC «The Scientific and Production Center «Akvmarin»  
7, Tallinskaya Str., Saint-Petersburg, 195196, Russian Federation  
E-mail: ar13113@yandex.ru

*The research proposes a method to determine coordinates of radiating astronomic objects by the single radiotelescope without participation of the second radiotelescope to build the remote base.*

*Keywords: initial phase vector, evaluation of phase vector, processing of the temporal ranks, least square method, model of the object's movement, model of the signal's level, object's coordinates.*

Одной из важнейших задач радиоастрономии является задача определения расстояния до излучающих астрономических объектов.

Многие десятилетия, прошедшие с начала работ по этому направлению, были использованы для совершенствования известного геометрического способа определения координат объекта, который, в конечном счёте, сводится к построению треугольника, в вершине которого находится объект, по стороне (расстояние между двумя приёмниками) и двум углам под которым каждый из двух участников наблюдения видит объект (пеленг или азимут). Однако все эти усилия не могут в полной мере компенсировать невозможность создания в земных условиях дистанционной базы для определения координат удалённых астрономических объектов.

Решение этой задачи авторы статьи видят в отказе от двухпозиционного определения координат объектов и переходе на однопозиционное за счёт расширения пространства измерений.

В самом деле, если при наблюдении за объектом фиксировать: время наблюдения, направление на объект, мощность сигнала, пришедшего на вход антенны, которая обратно пропорциональна квадрату расстояния до объекта, то появляется возможность решать задачу не на геометрической основе (использующей только направление на объект и время), а на функциональной, используя связи между моделью движения объекта в полярных (сферических) координатах и моделью уровня сигнала, поступившего на вход измерителя [1; 2].

Тогда оценка начальной дистанции до объекта примет вид

$$\hat{D}_0(t) = f(\delta, U(t), \dot{P}_0, Q_0, \dot{\nu}_0, t),$$

где:  $\dot{P}_0$  – временное изменение пеленга в начальный момент времени;  $Q_0 = \left( \frac{\dot{D}_0}{D_0} \right)$  – относительное временное изменение дистанции в начальный момент времени;  $\dot{D}_0$  – временное изменение дистанции в начальный момент времени;  $D_0$  – дистанция до объекта в начальный момент времени;  $t$  – текущий момент времени;  $\dot{\nu}_0$  – величина изменения угла места в начальный момент времени;  $\delta$  – коэффициент километического ослабления сигнала на трассе «объект – наблюдатель»;  $U(t)$  – уровень сигнала в момент времени  $t$ .

Как и всякая динамическая задача, решаемая задача требует не только задания модели движения и модели сигнала, но и знания начального фазового вектора, который и будет определять изменения во времени динамической системы.

Очевидно, что в данной задаче фазовый вектор недоступен измерению по техническим причинам, а следовательно, он должен быть получен на основе результатов измерений выхода системы. В свою очередь, ошибки измерения приводят к тому, что полученный фазовый вектор будет неточным, то есть будет являться оценкой фазового вектора. Оценка фазового вектора производится на базе обработки времен-

ных рядов измеряемых параметров методом наименьших квадратов.

Отметим, что для проверки работоспособности предлагаемого метода можно использовать архивные результаты многолетних наблюдений за астрономическими объектами.

Особенную ценность предлагаемый метод представляет для слежения за ближними астрономическими объектами (искусственные спутники), так как он позволяет определять координаты объектов в режиме реального времени

#### Библиографические ссылки

1. Рудинский А. В., Шенгелия М. В. О возможности однопозиционного определения дистанции до объекта в пассивном режиме работы радиотелескопа // Фундаментальные исследования. 2013. № 11 (4). С. 648–650.

2. Рудинский А. В., Левин М. З., Кленин В. Л., Шенгелия М. В. О возможности применения метода определения координат объекта однопозиционным

пассивным радиоэлектронным комплексом // Навигация. Радиолокация. Связь : материалы XX Международной конференции. Кн. 2. Воронеж, 2014. С. 1130–1137.

#### References

1. Rudinskiy A. V., Shengelia M. V. About the possibility of monostatic determination of the distance till the object during the radiotelescope's passive mode of work // Fundamentalnye issledovaniya. 2013. № 11 (4). P. 648–650.

2. Rudinskiy A. V., Levin M. Z., Klenin V. L., Shengelia M. V. About the possibility of appliance of the approach for the determination of the object's coordinates by the monostatic passive radioelectronic complex // Materials of the XX International Conference «Navigatsiya, Radiolocatsiya, Svyaz». Voronezh, 2014. Vol. 2. P. 1130–1137

© Рудинский А. В., Шенгелия М. В., 2016

УДК 550.34

### ОПЕРАТИВНЫЕ ОЦЕНКИ ГЕОДИНАМИЧЕСКОЙ ОПАСНОСТИ АЛТАЕ-САЯНСКОГО РЕГИОНА (2009–2016)

В. Г. Сибгатулин<sup>1</sup>, С. П. Перетокин<sup>1,2</sup>, И. Р. Худобердин<sup>1,2</sup>, А. А. Кабанов<sup>1,3\*</sup>, К. В. Симонов<sup>4</sup>

<sup>1</sup>НП «Экологический центр рационального освоения природных ресурсов»  
Российская Федерация, 660049, г. Красноярск, просп. Мира, 53

<sup>2</sup>Сибирский федеральный университет

Российская Федерация, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79

<sup>3</sup>Тувинский институт комплексного освоения природных ресурсов СО РАН  
Российская Федерация, 667007, Республика Тыва, г. Кызыл, ул. Интернациональная, 117а

<sup>4</sup>Институт вычислительного моделирования СО РАН

Российская Федерация, 660036, г. Красноярск, Академгородок, 50/44

E-mail: \*weller86@inbox.ru

*На основе данных созданной системы геодинамического мониторинга и разработанной методики комплексного анализа предвестников подготовки сильного землетрясения (в сейсмическом и в электромагнитном сигналах, в уровне концентрации радона в подземных водах) в период 2009–2016 гг. выполнялись оперативные оценки геодинамической опасности Алтае-Саянского региона, при этом учитывались внешние геодинамические факторы, связанные с системой Земля–Луна–Солнце (концепция барицентра).*

*Ключевые слова: геодинамический мониторинг, землетрясение, предвестники, гравитационный прилив, концепция барицентра.*

### OPERATIVE ESTIMATING GEODYNAMIC HAZARD IN ALTAI-SAYAN REGION (2009–2016)

V. G. Sibgatulin<sup>1</sup>, S. A. Peretokin<sup>1,2</sup>, I. R. Hudoberdin<sup>1,2</sup>, A. A. Kabanov<sup>1,3\*</sup>, K. V. Simonov<sup>4</sup>

<sup>1</sup>Non-Profit Partnership "Environmental Management of Natural Resources Center"  
53, Mira Av., Krasnoyarsk, 660049, Russian Federation

<sup>2</sup>Siberian Federal University

79, Svobodnyi Av., Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation

<sup>3</sup>Tuvinian Institute for Exploration of Natural Resources of SB RAS  
117 A, International Street, Kyzyl, 667007, Russian Federation

<sup>4</sup>Institute of Computational Modeling SB RAS

50/44, Akademgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russian Federation

E-mail: \*weller86@inbox.ru

*The research is based on the data created by geodynamic monitoring system and developed methods of complex analysis of precursors of preparation of strong earthquake (seismic and electromagnetic signals in the level*

of radon in groundwater) (2009–2016) To perform rapid estimating geodynamic danger of Altai-Sayan region, the research takes into consideration the external geodynamic factors related to the Earth-Moon-Sun system (barycenter concept).

*Keywords:* geodynamic monitoring, earthquake precursors, gravitational tide, the concept of barycenter.

Авторами по результатам многолетних исследований обоснована аппаратная и методическая основа для системы сбора, обработки и анализа данных геодинамического мониторинга естественных геофизических полей в рамках полигонных исследований Алтае-Саянской сейсмоактивной области, что обеспечило решение задач оперативного выделения предвестников в процессе подготовки сильного землетрясения и среднесрочной оценки геодинамической опасности. Выявлены характерные признаки подготовки землетрясений в виде «энергетического клина», который соответствует стадии «сейсмического затишья», на которой снижается энергетический уровень регистрируемых в прогностической области сейсмических событий. Также выделены предвестники подготовки сильного землетрясения в исследуемой очаговой области в электромагнитном поле в виде искажения суточного хода ЕИЭМПЗ за несколько дней до землетрясения. В уровне концентрации радона также выделяются кратко-среднесрочные предвестники подготовки сильного землетрясения в рамках полигонных исследований.

Разработан способ оценки координат положения барицентра (центра масс системы Земля–Луна) и выполнены расчёты расстояний от барицентра до гипоцентров сильных (магнитудой от 6,0) землетрясений, где показана статистически значимая зависимость повторяемости сильнейших землетрясений от расстояния гипоцентр – барицентр.

Алгоритм анализа и интерпретации предвестников подготовки сильного землетрясения определяется: по данным сейсмического мониторинга выделяется зона подготовки землетрясения, в сейсмическом сигнале которой проявился предвестник подготовки этого землетрясения в виде формирования «энергетического клина»; в поле ЕИЭМПЗ при подготовке землетрясения выделяется аномальное изменение суточного хода электромагнитного сигнала; в уровне концентрации радона в подземных водах регистрируется резкое колебание, определяющееся величиной абсолютного максимального отклонения от среднефоновой концентрации; и также учитывается положение барицентра системы Земля–Луна относительно гипоцентра прогнозируемого землетрясения как показатель времени срабатывания землетрясения.

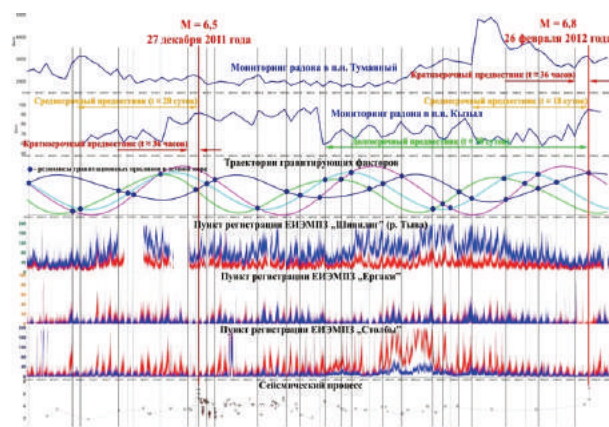
В итоге разработана методика комплексного анализа предвестников подготовки сильного землетрясения в сейсмическом и в электромагнитном сигналах, в уровне концентрации радона в подземных водах, учитывающая геодинамические факторы системы Земля–Луна–Солнце.

В период 2009–2016 гг. в рамках созданной системы мониторинга обеспечивалась оперативная и непрерывная регистрация низкоэнергетических землетрясений, изменения поля ЕИЭМПЗ и концентрации радона в подземных водах, на основе которых выполнялась оперативная оценка геодинамической опасно-

сти, в том числе для последних трёх сильнейших землетрясений в регионе.

При анализе данных подготовки землетрясения 10 февраля 2011 г. магнитудой 5,5 на юге Красноярского края по данным сейсмического мониторинга выделена зона подготовки землетрясения, в сейсмическом сигнале которой проявился предвестник подготовки этого землетрясения в виде формирования «энергетического клина». За двое суток до события в поле ЕИЭМПЗ также наблюдалась аномалия в виде повышения уровня суточного хода сигнала, что являлось краткосрочным предвестником. Время возникновения землетрясения также коррелируется с гравитационными факторами, вызванными движением небесных тел Земля–Луна.

При анализе данных подготовки землетрясения 27 декабря 2011 г. магнитудой 6,5 в Каа-Хемском районе Республики Тыва по данным сейсмического мониторинга выделена зона подготовки землетрясения, в сейсмическом сигнале проявился предвестник подготовки этого землетрясения в виде формирования «энергетического клина». За девять суток до этого события в поле ЕИЭМПЗ также наблюдалось аномальное поведение суточных ходов сигнала. Сопоставление времени возникновения землетрясения с гравитационными факторами также показало корреляцию времени возникновения землетрясения с внешними геодинамическими факторами (см. рисунок).



Корреляция между структурой естественного импульсного электромагнитного поля Земли, структурой эмиссии радона и расчетными резонансами деформационных приливов

Таким образом, созданная по заданию МПР РФ система геодинамического мониторинга очаговых зон сильнейших землетрясений Алтае-Саянского региона на основе комплекса геолого-геофизических методов (ГД-поле, сейсмология, ЕИЭМПЗ, радон) способна обеспечить как оценку изменения напряженно-деформированного состояния изучаемой геологической среды, так и среднесрочный (1–3 месяца) и краткосрочный (1–10 суток) прогноз сильных землетрясений с  $M \geq 5,0$ .

Достигнутая точность прогнозов составляет по магнитуде  $\Delta M \pm 0,5$ ; по времени  $\Delta t \pm 1-15$  суток; по местоположению эпицентра  $\Delta S$  от 100 до 500 км. Низкая точность определения положения эпицентров сейсмических событий связана с принципиальной невозможностью равноточного определения сопряжённых величин: магнитуды и положения эпицентра.

С другой стороны, уровень комплексирования различных методов геодинамического мониторинга не обеспечивает надёжный прогноз положения эпицентра ( $\Delta S \pm 50-100$  км). Для повышения надёжности определения положения эпицентров землетрясений необходимо увеличить плотность сетей регистрации электромагнитного и газгидрогеохимического методов, а также дополнить применяемый геолого-

геофизический комплекс данными спутниковых инфракрасной и геохимической съёмок.

Как показали исследования очаговых зон, в последние годы является весьма перспективным для усиления прогностических возможностей созданной системы геомониторинга учет внешних геофизических факторов в рамках концепции барицентра системы Земля–Луна–Солнце.

Разработанная комплексная методика позволяет выполнять оперативные оценки геодинамической опасности Алтае-Саянского региона и оценки напряженно-деформированного состояния геосреды, что актуально также для решения прикладных задач в ракетно-космической тематике.

© Сибгатулин В. Г., Перетокин С. А., Худобердин И. Р., Кабанов А. А., Симонов К. В., 2016

УДК 537.86

## ВЛИЯНИЕ ВЛАЖНОСТИ ДРЕВЕСИНЫ ЛЕСНОГО ПОЛОГА НА ЭФФЕКТЫ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ С ИЗЛУЧЕНИЕМ НАВИГАЦИОННЫХ СПУТНИКОВ

А. В. Сорокин<sup>1,2</sup>, С. В. Фомин<sup>2,3</sup>, М. А. Белоусов<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

<sup>2</sup>Красноярский научный центр

Российская Федерация, 660036, г. Красноярск, Академгородок, 50

<sup>3</sup>Институт физики имени Л. В. Киренского СО РАН

Российская Федерация, 660036, г. Красноярск, Академгородок, 50/38

E-mail: sorav@iph.krasn.ru, rsd@ksc.krasn.ru

*Представлен расчет значений комплексной диэлектрической проницаемости модели лесного полога в зависимости от влажности и объемного содержания древесины для частот спутников ГЛОНАСС и GPS. Получены количественные данные для оценки диэлектрической проницаемости лесного полога с разными таксационными характеристиками и состоянием усыхания.*

*Ключевые слова: комплексная диэлектрическая проницаемость, влажность древесины, лесной полог, сигналы навигационных спутников, таксационные характеристики.*

## THE INFLUENCE OF WOOD MOISTURE IN THE FOREST CANOPY INTERACTION EFFECTS WITH RADIATION OF NAVIGATION SATELLITES

A. V. Sorokin<sup>1,2</sup>, S. V. Fomin<sup>2,3</sup>, M. A. Belousov<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Reshetnev Siberian State Aerospace University

31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation

<sup>2</sup>Krasnoyarsk Scientific Center SB RAS

50, Akademgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russian Federation

<sup>3</sup>Kirensky Institute of Physics SB RAS

50/38, Akademgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russian Federation

E-mail: sorav@iph.krasn.ru, rsd@ksc.krasn.ru

*The paper presents sstimated values of a complex dielectric permittivity of model of a forest canopy depending on humidity of wood for frequencies of the GLONASS and GPS satellites. Quantitative data to evaluate the dielectric constant of the forest canopy with different forest characteristics and the condition of drying.*

*Keywords: moisture content of wood, the forest canopy, the signals of navigation satellites, inventory characteristics.*

Методы пассивного мониторинга земных покровов с использованием сигналов глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС) группировок

ГЛОНАСС и GPS в настоящее время интенсивно разрабатываются [1–3]. Однако в приложении к лесным покровам методики получения лесотаксационных и

физических характеристик лесного полога с применением сигналов ГНСС до сих пор находятся в стадии исследований.

В данной работе представлена диэлектрическая модель лесного полога с учетом анизотропных свойств древесины [4] и рассмотрено влияние таксационных характеристик и влажности древесины на диэлектрическую проницаемость (ДП) леса.

Лесной полог представляет собой неоднородную слоистую среду, включающую слои крон и стволов.

Характерные средние диаметры стволов зрелого леса в сравнении с размерами ветвей, хвои, листья различаются на 1–2 порядка, отношение объемов древесины в стволах и кронах составляет несколько единиц.

Древесина является неоднородным анизотропным материалом, что существенным образом влияет на состояние поляризации проходящих в лесном пологе сигналов ГНСС, селективное по поляризации ослабление мощности сигнала.

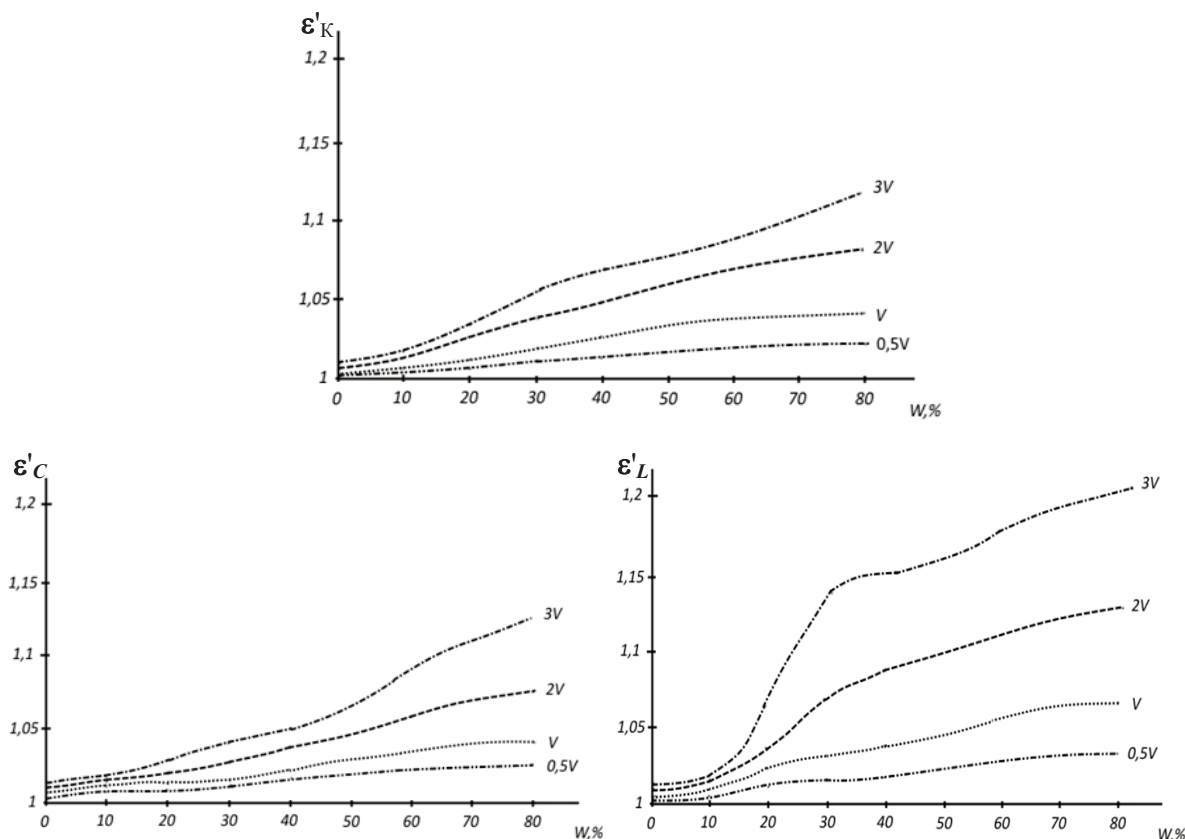
Учет анизотропии диэлектрической проницаемости древесины дает возможность структурировать лесной полог на статистически изотропный слой крон и анизотропный слой стволов.

Объемные доли древесины в слое стволов и крон определялись на основе измерений геометрических параметров древостоя, определенных для лиственных посадок стационара Института леса «Пого-

рельский бор». Доли древесины и воздуха составляют: для стволов 0,002 и 0,998; крон – 0,0015 и 0,9985.

В расчетах использованы значения плотности древесины лиственницы  $0,63 \text{ г/см}^3$  с влажностью  $W$  в интервале от 0 (абсолютно сухое древесинное вещество) до 80 % с шагом в 10 %. Значения диэлектрических характеристик древесины для температуры  $20 \text{ }^\circ\text{C}$  в частотном диапазоне  $L_1$  получены методом экстраполяции на основе данных, представленных в монографии [5]. Рассмотрены иные соотношения долей древесины и воздуха с уменьшением и увеличением объемных долей древесины в  $n$  раз, где  $n = 1/2, 1, 2, 3$ . На рисунке приведены зависимости действительной части комплексной ДП от влажности и массовых долей воздуха и древесины.

Параметры ДП лесного полога для анизотропного слоя стволов имеют продольную  $\epsilon'_L, \epsilon''_L$  и поперечную  $\epsilon'_C, \epsilon''_C$  компоненты относительно вертикали. Слой кроны в приближении хаотической ориентации элементов ветвей оказывается изотропным со средними значениями  $\epsilon'_K = 0,5(\epsilon'_C + \epsilon'_L)$ . Выражение для ДП слоев крон и стволов определяется общей формулой ( $\epsilon_n^m$ ) =  $\sum V_i (\epsilon_n^m)$  [3], где  $V_1, V_2, V_3$  – объемные доли стволов, крон и воздуха;  $\epsilon_n^m$  – соответствующие элементы тензора ДП слоев стволов, крон и воздуха. Влажный воздух как изотропная среда в широком диапазоне частот – величина  $\epsilon'_B$  не выше 1,001,  $\epsilon''_B$  близка к нулю.



Зависимости ДП лесного полога от влажности и массы древесины

На рисунке представлены графики для действительной части ДП. Вариации мнимых частей  $\epsilon''_L$  и  $\epsilon''_C$  в интервале влажности 10–80 % ограничены величинами  $0,002 < \epsilon''_L < 0,036$  и  $0,002 < \epsilon''_C < 0,016$  для слоя стволов. Изотропный слой кроны имеет величину  $\epsilon'' \sim 0,002$ .

Рост абсолютных величин  $\epsilon''_L$  и  $\epsilon''_C$  зависит от количества древесины и сопровождается увеличением анизотропии  $\epsilon''_L - \epsilon''_C$ , что приводит к изменению состояния правоугольной поляризации сигнала ГНСС на трассе прохождения по лесному пологу.

В рамках рассмотренной модели проведен расчет численных значений комплексной ДП лесного полога при различных величинах влажности и объемного содержания древесины для частот спутников ГЛОНАСС и GPS.

Выявлены отличия эффективных диэлектрических констант слоя кроны и стволов, зависимость анизотропии ДП слоя стволов от влажности древесины и таксационных характеристик.

#### Библиографические ссылки

1. Jin S., Cardellach E., Xie F. GNSS Remote Sensing Springer Dordrecht Heidelberg, New York, London. 2014. 286 p.
2. Кашкин В. Б., Кокорин В. И., Миронов В. Л., Сизасов С. В. Экспериментальное определение электрофизических параметров лесного покрова с использованием сигналов глобальных навигационных систем ГЛОНАСС и GPS // Радиотехника и электроника. 2006. Т. 51, № 7. С. 825–830.
3. Wu X., Jin Sh. GNSS-Reflectometry: Forest canopies polarization scattering properties and modeling // Advances in Space Research. 2014. Vol. 54. P. 863–870.
4. Сорокин А. В., Фомин С. В., Михайлов М. И. Адаптивная модель взаимодействия сигналов навига-

ционных спутников с лесным пологом с учетом анизотропных свойств древесины // Региональные проблемы дистанционного зондирования Земли : материалы III междунар. науч. конф. (13–16 сентября 2016, Красноярск) / Сиб. федер. ун-т. Красноярск, 2016. С. 186–189.

5. Torgovnikov G. I. Dielectric Properties of Wood and Wood-Based Materials. Springer-Verlag. 1993. 194 p.

#### References

1. Jin S., Cardellach E., Xie F. GNSS Remote Sensing Springer Dordrecht Heidelberg, New York, London. 2014. 286 p.
2. Kashkin V. B., Kokorin V. I., Mironov V. L., Sizasov S. V. [Experimental determination of the electrophysical parameters of forest cover using signals of global navigation systems GLONASS and GPS] // Radiotekhnika i elektronika. 2006. Vol. 54, № 4. P. 825–830 (In Russ.)
3. Wu X., Jin Sh. GNSS-Reflectometry: Forest canopies polarization scattering properties and modeling // Advances in Space Research. 2014. Vol. 54. P. 863–870.
4. Sorokin A. V., Fomin S. V., Mikhailov V. I. [Adaptive interaction model of navigation satellite signals with the forest canopy taking into account the anisotropic properties of wood] // Regionalnie problem distantsionnogo zondirovaniya Zemli: materiali III mejdunar. nauch. konf. 13–16 sentyabrya 2016, Krasnoyarsk) Sib. Fed. Un-t. Krasnoyarsk, 2016. P. 186–189. (In Russ.)
5. Torgovnikov G. I. Dielectric Properties of Wood and Wood-Based Materials. Springer-Verlag. 1993. 194 p.

© Сорокин А. В., Фомин С. В., Белоусов М. А., 2016

УДК 537.86

### БАЗА ДАННЫХ ПРОСТРАНСТВЕННО-ВРЕМЕННЫХ ВАРИАЦИЙ АМПЛИТУДЫ ПРЯМЫХ СИГНАЛОВ ГЛОНАСС И GPS ВБЛИЗИ ПОВЕРХНОСТИ ЗЕМЛИ

С. В. Фомин<sup>1,2</sup>, А. В. Сорокин<sup>2,3</sup>, Д. В. Харламов<sup>3</sup>

<sup>1</sup>Институт физики имени Л. В. Киренского СО РАН  
Российская Федерация, 660036, г. Красноярск, Академгородок, 50/38

<sup>2</sup>Красноярский научный центр  
Российская Федерация, 660036, г. Красноярск, Академгородок, 50

<sup>3</sup>Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: rsd@ksc.krasn.ru, sorav@iph.krasn.ru

Представлены результаты непрерывной регистрации прямых сигналов ГЛОНАСС и GPS в открытом пространстве в течение 12 дней. Сформулированы условия использования пространственно-временных зависимостей их амплитуды для калибровки сигнала при измерениях затухания в лесном пологе и рефлектометрии земной поверхности.

Ключевые слова: лесной полог, земные покровы, сигналы навигационных спутников, калибровка.

**DATABASE SPACE-TIME VARIATIONS AMPLITUDE DIRECT SIGNALS  
OF GLONASS FND GPS NEAR THE GRAUND**

S. V. Fomin<sup>1,2</sup>, A. V. Sorokin<sup>2,3</sup>, D. V. Kharlamov<sup>3</sup>

<sup>1</sup>Kirensky Institute of Physics SB RAS  
50/38, Akademgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russian Federation

<sup>2</sup>Krasnoyarsk Scientific Center SB RAS  
50, Akademgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russian Federation

<sup>3</sup>Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochoy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: rsd@ksc.krasn.ru, sorav@iph.krasn.ru

*Results of the continuous filing of direct signals of GLONASS and GPS in open space within 12 days are presented. Conditions of use a space-time dependence of their amplitude for calibration the signal at measurements of attenuation in a forest canopy and a reflectometry of the land surface are formulated.*

*Keywords: forest canopy, terrestrial covers, signals of navigation satellites, attenuation, calibration.*

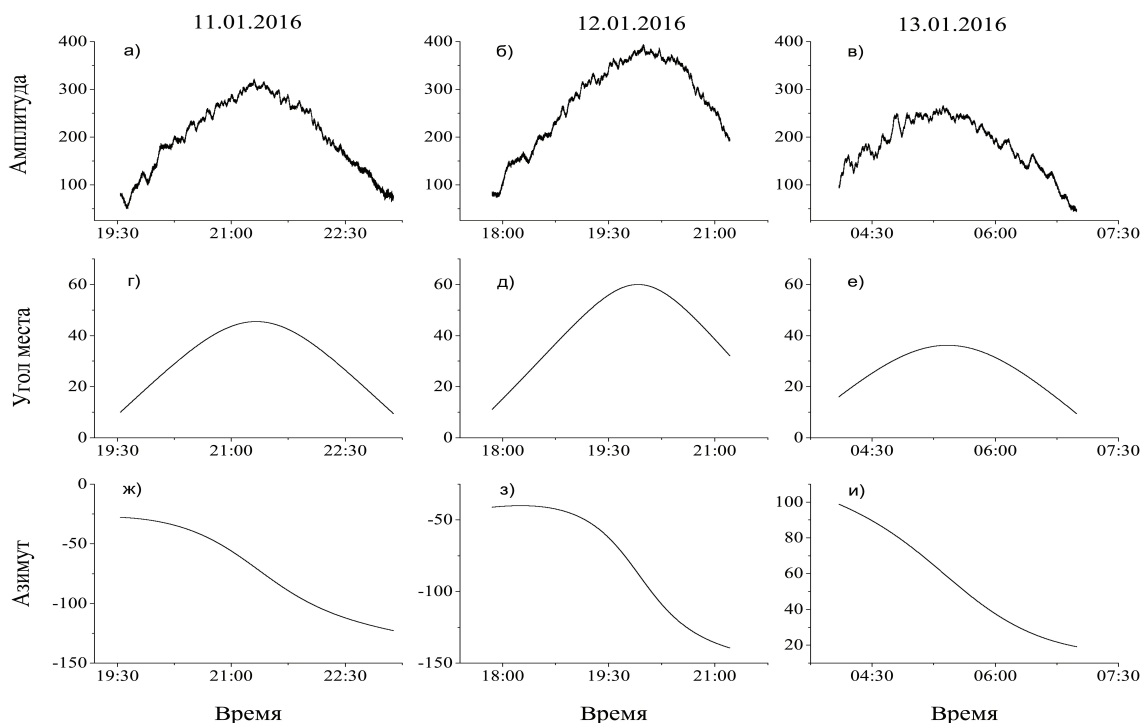
Сигналы навигационных спутников ГЛОНАСС и GPS активно используются в мониторинге земных покровов. Исследования в данном направлении определяют реальную перспективу создания эффективных методик и аппаратуры для непрерывного мониторинга океана, почвы и растительности на основе этого мощного орбитального ресурса [1].

Измерение параметров лесного полога и подстилающей поверхности с применением радиоизлучения глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС) в диапазоне 1,5–1,6 ГГц предполагает регистрацию прошедших, отраженных и рассеянных средой сигналов. Лесной полог как неоднородная, анизотропная и слоистая среда эффективно рассеивает и ослабляет мощность сигнала, изменяет состояние поляризации [2–5]. Анализ изменений поляризации и

амплитуды сигналов ГНСС, возникающих при взаимодействии с поверхностью и объемом лесного полога позволяет решать задачи восстановления влажности древесины и подстилающей поверхности.

Вариации характеристик прямых сигналов ГНСС каждого спутника на трассе «излучатель-приемник» в свободном пространстве в зависимости от времени, угла места и азимута необходимы для корректного восстановления значений показателя ослабления сигналов в лесном пологе.

На рисунке приведены пространственно-временные зависимости амплитуды регистрируемого сигнала навигационного спутника ГЛОНАСС 1 (см. рисунок, а, б, в), угловые координаты – угол возвышения спутника (см. рисунок, г, д, е) и азимут (см. рисунок, ж, з, и).



Пространственно-временные зависимости сигнала ГЛОНАСС 1



Данные представлены для трех дней наблюдения: 11.01.2016 (рисунок, а, з, ж), 12.01.2016 (рисунок, б, д, э) и 13.01.2016 (рисунок, в, е, и).

Повторяемость трасс движения аппаратов ГЛОНАСС с периодом обращения 11 часов 46 минут составляет 7 суток 23 часа 27 минут. Аппараты GPS с периодом обращения 11 часов 58 минут имеют период повторяемости 1 сутки. Вариации параметров орбит спутников, ионосферы и атмосферы будут малыми возмущениями амплитуды зондирующего сигнала. Действующие спутники в интервале повторяемости имеют свой базовый набор изменяющихся трасс. Регистрация сигналов каждого спутника в открытом пространстве для базового набора трасс позволяет создать базу данных калибровочных функций для всей группировки.

Особенность регистрации изменений сигнала ГНСС внутри лесных массивов заключается в отсутствии опорного прямого сигнала, который есть в интерферометрических измерениях.

Обработка ослабленных лесным массивом сигналов на трассах разной протяженности требует его калибровки на входе.

Полный набор калибровочных функций целесообразно получать антенной, расположенной над кронами либо на открытой поляне с обеспечением угла возвышения регистрируемых спутников более 10.

В рамках экспедиционного проекта КНЦ СО РАН «Изучение процессов излучения и рассеяния электромагнитных волн СВЧ-диапазона лесными покровами территории Сибири» за период исследований 2011–2016 гг. проведены длительные сеансы измерений. Начато формирование базы данных пространственно-временных вариаций характеристик сигналов навигационных спутников в открытом пространстве, применимых на опытных площадках стационара «Погорельский бор».

Использование полного набора калибровочных функций группировок ГЛОНАСС и GPS позволяет корректно учесть аппаратную функцию ГНСС-радиометра на трассе «излучатель–приемник».

#### Библиографические ссылки

1. Jin S., Cardellach E., Xie F. GNSS Remote Sensing. Springer Dordrecht Heidelberg, New York, London, 2014. 286 p.
2. Сорокин А. В., Фомин С. В., Михайлов М. И. Адаптивная модель взаимодействия сигналов навигационных спутников с лесным пологом с учетом анизотропных свойств древесины // Региональные проблемы дистанционного зондирования Земли : мате-

риалы III междунар. науч. конф. (13–16 сентября 2016, Красноярск) / Сиб. федер. ун-т. Красноярск, 2016. С. 186–189.

3. Mironov V. L., Fomin S. V., Muzalevsky K. V., Sorokin A. V., Mikhaylov M. I. The Use of Navigation Satellites Signals for Determination the Characteristics of the Soil and Forest Canopy // Proc. IGARSS. Munich, Germany, Jul. 22-27 E. 2012. P. 7527–7529.

4. Метод измерения ослабления микроволнового излучения в лесном пологе с использованием сигналов ГЛОНАСС и GPS. / В. Л. Миронов, А. В. Сорокин, М. И. Михайлов и др. // Вестник СибГАУ. 2013. Т. 51, № 5. С. 123–126.

5. Восстановление влажности древесины лесного полога с использованием сигналов навигационных спутников / М. И. Михайлов, А. В. Сорокин, С. В. Фомин и др. // Решетневские чтения : материалы XIX Междунар. науч. конф. (10–14 ноября 2015, г. Красноярск). Ч. 1 / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2015. С. 308–310.

#### References

1. Jin S., Cardellach E., Xie F. GNSS Remote Sensing. Springer Dordrecht Heidelberg, New York, London. 2014. 286 p.
2. Sorokin A. V., Fomin S. V., Mikhailov V. I. [Adaptive interaction model of navigation satellite signals with the forest canopy taking into account the anisotropic properties of wood] // *Regionalnie problem distantionnogo zondirovaniya Zemli:materiali III mejdunar. nauch. konf.13-16 sentyabrya 2016, Krasnoyarsk* / Sib. Fed. Un-t, Krasnoyarsk, 2016. P. 186–189. (In Russ.)
3. Mironov V. L., Fomin S. V., Muzalevsky K. V., Sorokin A. V., Mikhaylov M. I. [The Use of Navigation Satellites Signals for Determination the Characteristics of the Soil and Forest Canopy]. Proc. IGARSS. Munich, Germany, Jul. 22-27 E., 2012. P. 7527–7529.
4. Mironov V. L., Mikhailov V. I., Sorokin A. V. [The method of measuring the attenuation of microwave radiation in the forest canopy using signals of GLONASS and GPS] // *Vestnik SibGAU*. 2013. Vol. 51, № 5. P. 123–126.
5. Mikhailov M. I., Sorokin A. V., Fomin S. V., Muzalevsky K. V. [Restoring the moisture content of the wood of the forest canopy using signals of navigation satellites] // *Materialy XIX Mezhdunar. nauch. konf. "Reshetnevskie chteniya"* [Materials XIX Intern. Scientific. Conf. "Reshetnev reading"]. Krasnoyarsk, 2015. P. 308–310. (In Russ.)

© Фомин С. В., Сорокин А. В., Харламов Д. В., 2016

УДК 629.78.001

## ДВУХРЕЖИМНЫЙ СПОСОБ НАБЛЮДЕНИЯ ЗЕМНОЙ ПОВЕРХНОСТИ И АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТИ ЕГО ПРИМЕНЕНИЯ ПРИ ФУНКЦИОНИРОВАНИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

Д. Г. Цируль<sup>1\*</sup>, В. И. Ермолаев<sup>2</sup>

<sup>1</sup>ФГУП «Конструкторское бюро «Арсенал» имени М. В. Фрунзе»

Российская Федерация, 195009, г. Санкт-Петербург, ул. Комсомола, 1-3

<sup>2</sup>Балтийский государственный технический университет «Военмех» имени Д. Ф. Устинова

Российская Федерация, 190005, г. Санкт-Петербург, ул. 1-я Красноармейская, 1

E-mail:\*derek53@ya.ru

*В ближайшей перспективе уменьшение периодичности обзора заданного района земной поверхности предполагается лишь за счет наращивания числа КА в составе орбитальных группировок. В связи с этим возникает необходимость разработки новых способов повышения оперативности получения информации КА ДЗЗ при ограниченных экономических затратах.*

*Ключевые слова: двухрежимный способ наблюдения земной поверхности, повышение оперативности получения информации, дистанционное зондирование Земли.*

## DUAL-MODE METHOD OF EARTH OBSERVATION AND THE ANALYSIS OF POSSIBLE USAGE IN THE OPERATION OF SPACECRAFT EARTH REMOTE SENSING

D. G. Tsirul<sup>1\*</sup>, V. I. Ermolaev<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Federal State Unitary Enterprise «Design Bureau «Arsenal» named after M. V. Frunze»

1-3, Komsomol Street, Saint-Petersburg, 195009, Russian Federation

<sup>2</sup>Baltic State Technical University «Voennmeh» named after D. F. Ustinov

1, 1st Krasnoarmeiskay Street, Saint-Petersburg, 190005, Russian Federation

E-mail:\*derek53@ya.ru

*In the short term reduction in frequency of review of a given area of the Earth surface is supposed to only by increasing the number of satellites in the orbital part of groups. In this terms there is a need of development of new ways to improve the efficiency of information Earth remote sensing satellites with limited economic costs.*

*Keywords: The dual-mode method for monitoring the Earth's surface, increasing the efficiency of getting information, remote sensing of the Earth.*

Для решения задачи уменьшения периодичности обзора заданного района авторами статьи был предложен двухрежимный способ наблюдения земной поверхности [1].

Данный способ предусматривает использование в процессе функционирования аппарата режима глобального наблюдения и режима регионального наблюдения. Переход между режимами наблюдения осуществляется за счет изменения большой полуоси орбиты.

Основным режимом наблюдения является режим глобального наблюдения. Данный режим реализуется за счет нахождения КА на кратной геосинхронной орбите с периодом обращения, обеспечивающим ежесуточное смещение трассы полета на величину ширины полосы обзора КА. При возникновении необходимости наблюдения заданного района земной поверхности с низкой периодичностью аппарат переводят в режим регионального наблюдения. Для этого с помощью двигательной установки осуществляется переход с кратной геосинхронной орбиты на близкую компланарную суточно-синхронную, обеспечивающую еже-

суточное повторение трассы. При этом прохождение трассы через заданный район земной поверхности обеспечивается за счет фазирования спутника на исходной или промежуточной орбите в процессе перелета.

После проведения наблюдения заданного района земной поверхности в течение требуемого времени КА с помощью двигательной установки возвращают на исходную кратную геосинхронную орбиту для обеспечения глобальности наблюдения земной поверхности.

В процессе исследования были определены основные параметры орбит глобального и регионального наблюдения, представленные в [1]. Также была разработана методика, расчета трасс космических аппаратов для двухрежимного способа наблюдения земной поверхности [3]. Анализ трасс построенных при помощи данной методики позволил оценить оперативность получения информации при использовании двухрежимного способа наблюдения. В режиме регионального наблюдения достигается снижение периодичности обзора требуемого района до одних су-

ток при использовании в составе орбитальной группировки одного КА.

Для полученных орбит было проведено оценивание энергетических и временных затрат на осуществление перехода между режимами наблюдения [2]. Средняя разность высот между соседними орбитами глобального и регионального наблюдения составляет 70 км. Величина суммарного импульсного приращения скорости для изменения режима наблюдения составляет величину порядка 40–70 м/с.

Данные величины свидетельствуют об относительно невысоких энергетических затратах на использование предложенного двухрежимного способа наблюдения. В свою очередь экономические затраты на создание группировки, функционирующей с применением предложенного двухрежимного способа наблюдения, значительно меньше, чем экономические затраты связанные с вариантом увеличения количественного состава существующих орбитальных группировок.

Реализация данного подхода целесообразна прежде всего для малых и средних КА (масса КА не превышает 3 тонн), для которых увеличение маневренных возможностей не ограничено жесткими требованиями к их массовым характеристикам, обусловленным возможностями средств выведения. В процессе исследования были рассмотрены характеристики космических аппаратов наблюдения, представленные в [4].

На основании полученных результатов сделаны следующие выводы:

1. Представляется возможным создание группировки КА ДЗЗ, периодичность обзора заданных регионов которой можно уменьшить не только наращиванием количества аппаратов, но и переходами между режимами наблюдения за счёт применения манёвров.

2. Энергозатраты на переход между близкими орбитами глобального и регионального наблюдения относительно невелики и соизмеримы с затратами на коррекцию орбиты КА, связанную с компенсацией аэродинамического сопротивления.

3. Использование двухрежимного способа наблюдения обеспечивает существенное повышение оперативности ДЗЗ при ограниченных экономических и приемлемых энергетических затратах.

#### Библиографические ссылки

1. Ермолаев В. И., Цируль Д. Г. Исследование оптимальных режимов наблюдения и параметров

рабочих орбит космических аппаратов дистанционного зондирования Земли // Инновационный арсенал молодежи : труды пятой науч.-техн. конф. / ФГУП «КБ «Арсенал» ; Балт. гос. техн. ун-т. СПб., 2014. С. 109–114.

2. Ермолаев В. И., Цируль Д. Г. Исследование временных и энергетических затрат на изменение режима наблюдения КА ДЗЗ // Инновационный арсенал молодежи : труды шестой науч.-техн. конф. / ФГУП «КБ «Арсенал» ; Балт. гос. техн. ун-т. СПб., 2015.

3. Ермолаев В. И., Цируль Д. Г. Методика расчета трасс космических аппаратов дистанционного зондирования Земли для двухрежимного способа наблюдения земной поверхности // Инновационный арсенал молодежи : труды седьмой науч.-техн. конф. / ФГУП «КБ «Арсенал» ; Балт. гос. техн. ун-т. СПб., 2016.

4. Блинов В. Н., Иванов Н. Н. и др. Дистанционное зондирование Земли : справ. пособие : в 3 кн. Омск : Изд-во ОмГТУ, 2013.

#### References

1. Ermolaev V. I., Tsiurul D. G. [Investigation of optimal conditions of observation and operating parameters of the orbits of space remote sensing devices] // *Innovacionnyj arsenal molodezhi: trudy pjatoj nauchno-tehnicheskoy konferencii* [Innovative Arsenal Youth: Proc. 5th Scientific and Technical Conference]. St. Petersburg, 2014. P. 109–114. (In Russ.)

2. Ermolaev V. I., Tsiurul D. G. [Study time and energy costs for regime change observation satellites ERS] // *Innovacionnyj arsenal molodezhi: trudy shestoj nauchno-tehnicheskoy konferencii* [Innovative Arsenal Youth: Proc. 6th Scientific and Technical Conference]. St. Petersburg, 2014. P. 109–114. (In Russ.)

3. Ermolaev V. I., Tsiurul D. G. [The methodology of calculation of Earth remote sensing spacecraft tracks for dual-mode method for monitoring the earth's surface] // *Innovacionnyj arsenal molodezhi: trudy sedmoj nauchno-tehnicheskoy konferencii* [Innovative Arsenal Youth: Proc. 7th Scientific and Technical Conference]. St. Petersburg, 2014. P. 109–114. (In Russ.)

4. Blinov V. N., Ivanov N. N. *Distancionnoe zondirovanie Zemli: spravochnoe posobie : v 3 knigah*. [Remote sensing of Earth: handbook: in 3 books]. Omsk, OmSTU publ., 2013.





**Секция**

**«МЕХАНИКА СПЕЦИАЛЬНЫХ  
СИСТЕМ»**

УДК 621.865.8

## РАЗРАБОТКА ПРОГРАММНО-АППАРАТНОГО КОМПЛЕКСА УПРАВЛЕНИЯ АНТРОПОМОРФНЫМ РОБОТОМ

М. С. Арасланов

АО «НПО Андроидная техника»  
Российская Федерация, 109518, г. Москва, ул. Грайвороновская, 23  
Магнитогорский государственный технический университет имени Г. Н. Носова  
Российская Федерация, 455000, г. Магнитогорск, просп. Ленина, 38  
E-mail: info@rusandroid.com, ptmr74@mail.ru

*Представлены результаты экспериментальных исследований программно-аппаратного комплекса автоматизированного рабочего места управления мобильной антропоморфной робототехнической системой с эмуляцией сценариев ее функционирования с использованием 3D-моделей АРТС и окружающей обстановки.*

*Ключевые слова: антропоморфный робот, интерактивные 3D-модели, программный интерфейс, система виртуальной реальности, структурная схема, энкодер.*

## DEVELOPMENT OF THE HARDWARE AND SOFTWARE FOR ANTHROPOMORPHIC ROBOT CONTROL SYSTEM

M. S. Araslanov

JSC "SPA "Android technics"  
23, Grayvoronovskaya Street, Moscow, 109518, Russian Federation  
Nosov Magnitogorsk State Technical University  
38, Lenin Av., Magnitogorsk, 455000, Russian Federation  
E-mail: info@rusandroid.com, ptmr74@mail.ru

*The paper presents the results of the pilot studies of a hardware and software system of an automated workplace for mobile anthropomorphic robotic system control with emulation of scenarios of its functioning with use of 3D models of ARTS and environmental situation.*

*Keywords: anthropomorphic robot, interactive 3D-models, program interface, system of the virtual reality, skeleton diagram, encoder.*

В составе оборудования МКС задействованы манипуляторы ERA, Canadarm 2, выполняющие транспортные операции. Вместе с тем дублировать работу космонавта при выполнении полетных операций эти комплексы не в состоянии. Это определило создание принципиально новых систем, способных взять на себя ряд работ, выполнявшихся ранее только человеком. С февраля 2011 г. в составе научной аппаратуры МКС тестируется антропоморфный робот Robonaut 2. С этого момента работы по созданию антропоморфных роботов (АР) перешли на этап практических исследований. Активные работы в этом направлении ведутся и в РФ [1].

АР представляет собой многодвигательный рычажный механизм, имеющий кинематическую схему, подобную скелету человека [2]. Общее число степеней подвижности АР превышает четыре десятка. В этой ситуации наиболее оптимальным является использование копирующего типа управления, осуществляемого одним оператором.

Важным фактором является и реализация моторики АР, совпадающей с профессиональными движениями оператора [3; 4]. Управление осуществляется через специальное задающее устройство копирующе-

го типа (УКТ) [5]. Кинематические схемы УКТ и АТ аналогичны. Визуальный контроль работы АР выполняется за счет передачи стереоскопического изображения с его видеокамер в шлем оператора, оснащенный 3D-дисплеем. Для отображения силового взаимодействия АР с внешними объектами последние модели, созданные в АО «НПО Андроидная техника» – УКТ-6, оснащаются приводами по основным степеням подвижности (рис. 1). Это позволяет оператору оценивать степень взаимодействия звеньев АР с внешним оборудованием.

Общим требованием к научной аппаратуре, используемой на космической станции, является предварительная отработка технологий на тренажерах. Совместно со специалистами ЦНИИМаш принято решение о создании программно-аппаратного комплекса (ПАК), позволяющего управлять работой виртуального АР в интерактивной среде. Среда, построенная по модульному принципу, отображает интерьер и оборудование космической станции, научных приборов и систем, размещенных на ее внешней поверхности. Управление виртуальной моделью АР, действующей во внешней среде, осуществляется оператором через УКТ-6.

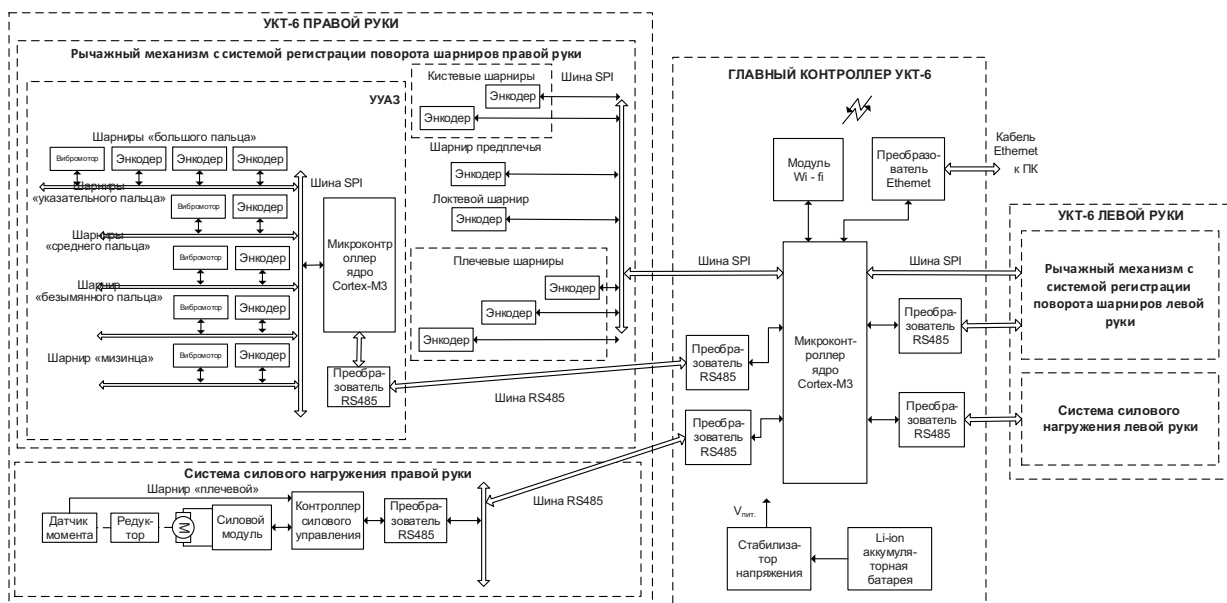
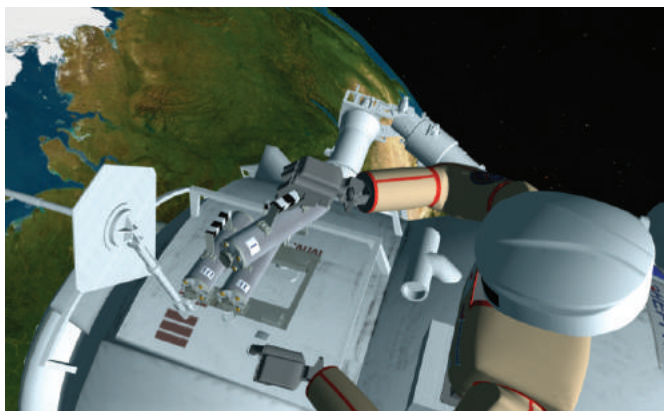
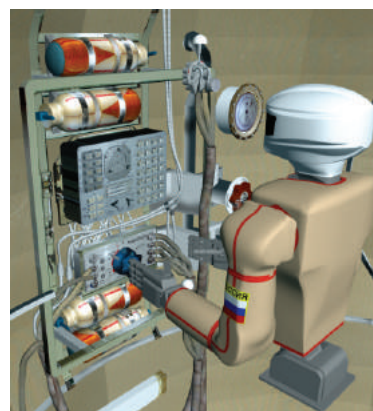


Рис. 1. Структурная схема УКТ-6



а



б



в

Рис. 2. 3D-модели взаимодействия АР:

а – с панелью управления; б – с контейнером «БИОРИСК»; в – отображение силового нагружения

УКТ-6 включает блоки: съема информации рычажного типа, регистрации движений в рычажном механизме, физической симуляции, геометрических 3D-моделей внешних объектов, визуализации динамических виртуальных трехмерных сцен в реальном времени.

Система регистрации движений представляет собой 8-разрядный микроконтроллер ATX Mega 128 архитектуры AVR, получающий информацию с энкодеров. С помощью энкодеров, подключенных по шине SPI к 32-разрядному микроконтроллеру STM32F103T8U6 архитектуры Cortex-M3, определя-

ются углы поворота. Микроконтроллер обрабатывает данные и формирует пакеты, которые по помехозащищенному асинхронному цифровому интерфейсу стандарта RS485 передаются в микроконтроллер блока управления.

Блок физической симуляции обеспечивает расчет управляющих воздействий и создания обратной визуальной связи оператора с 3D-моделью рук человека в трехмерных виртуальных сценах. В программном пакете для 3D-моделирования созданы геометрические 3D-модели рук человека и объектов манипулирования, используемых в трехмерных виртуальных сценах, рассчитываемых в реальном времени. Для создания эффекта присутствия оператора в виртуальных сценах формируется стереоскопическое изображение, представляемое с помощью шлема виртуальной реальности. Для выполнения функций этого блока применяется графическая станция с программным обеспечением для расчета динамических виртуальных трехмерных сцен. В качестве интеграции с подсистемами используется расширение к хост-процессу. Данное расширение реализовано с помощью CLR на языках Net.

УКТ-6 имеет систему силового нагружения. В плечевом узле располагается двигатель с редуктором, управляемый контроллером силового управления. Связываясь по цифровому интерфейсу стандарта RS485, главный контроллер УКТ-6 задает необходимые нагрузки.

3D-модель АР (рис. 2) разработана в программном пакете 3D-моделирования 3DStudioMax (программная система для работы с трёхмерной графикой) и содержит в себе 150 объектов. Модель физического прототипа АР включает иерархическую структуру активных звеньев, шарниры в местах сочленения этих звеньев, «кожу» (для реализации гладкого сгибания конечностей) и инверсную кинематику. Углы поворота каждого шарнира имеют ограничения (минимальный и максимальный угол поворота).

Передаваемые через устройство управления антропоморфными захватами действия оператора, выполняемые для взятия и перемещения объекта, отображаются красным цветом в случае, если предполагаемое усилие больше, чем достаточное (рис. 2). Параллельное представление об усилии передается оператору через изменение (повышение) частоты вращения вибромоторов, установленных на каждом пальце перчатки УКТ-6 оператора.

В общем случае трехмерная виртуальная сцена имеет иерархическую структуру и представляет собой дерево, состоящее из множества узлов. В каждом узле хранятся значения параметров, позволяющих однозначно вычислить все геометрические и визуальные характеристики соответствующего объекта. ПАК обеспечивает независимое управление движением по каждой степени подвижности звеньев 3D-модели АР, включая манипуляторы, захваты.

Интерактивные 3D-модели АР и окружающей обстановки и обеспечивают:

– моделирование функционирования АР через эмуляцию сценариев с последующей реализацией управления в автоматическом режиме;

– дефрагментацию сформированных сценариев с изменением скорости выполняемых действий (движений).

Полученные результаты позволяют проводить исследования реализуемости выполнения 3D-моделью и физическим прототипом АР расширенного перечня бортовых полётных операций, выполняемых космонавтами.

#### Библиографические ссылки

1. Богданов А. А., Кутлубаев И. М., Сычков В. Б. Перспективы создания антропоморфных робототехнических систем для работы в космосе // Пилотируемые полеты в космос. 2012. № 1 (3). С. 78–84.
2. Жиденко И. Г., Кутлубаев И. М. Методика определения сигналов управления антропоморфным манипулятором // Мехатроника, автоматизация, управление. 2014. № 5. С. 41–46.
3. Жиденко И. Г., Богданов А. А., Кутлубаев И. М., Сычков В. Б. Обоснование выбора структурной схемы роботов космического исполнения // Решетневские чтения : материалы XVII Междунар. науч. конф., посвящ. памяти акад. М. Ф. Решетнева (12–14 ноября 2013, Красноярск) : в 2 ч. / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2013. Ч. 1. С. 278–280.
4. Богданов А. А., Сычков В. Б., Жиденко И. Г., Кутлубаев И. М. Создание и исследование робототехнической системы с интерактивным управлением // Решетневские чтения : материалы XVI Междунар. науч. конф., посвящ. памяти акад. М.Ф. Решетнева (7–9 ноября 2012, г. Красноярск) : в 2 ч. / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2012. Ч. 1. С. 230–231.
5. Пат. 135956 Российская Федерация, МПК7 В25J9/08. Полезная модель. Копирующий манипулятор / Богданов А. А., Жиденко И. Г., Кияткин Д. В., Кутлубаев И. М., Пермяков А. Ф. ; заявитель и патентообладатель НПО «Андроидная техника» № 2013122162 ; заявл. 14.05.13, опубл. 14.05.13.

#### References

1. Bogdanov A. A., Kutlubayev I. M., Sychkov V. B. Promising anthropomorphic robotic systems for using in space // Manned space mission. 2012. № 1 (3). P. 78–84.
2. Zhidenko I. G., Kutlubayev I. M. Determination method of control signals of anthropomorphic manipulator // Mechatronics, Automation, Control. 2014. № 5. P. 41–46.
3. Zhidenko I. G., Bogdanov A. A., Kutlubayev I. M., Sychkov V. B. Explanation of structural scheme selection of space application robots // Reshetnev's readings: materials of XVI International Scientific Conference, dedicated to the member of the academy, M. F. Reshetnev (November 12-14, 2013, Krasnoyarsk). Krasnoyarsk: Siberian State Aerospace University, 2013. Part 1. P. 278–280.
4. Bogdanov A. A., Sychkov V. B., Zhidenko I. G., Kutlubayev I. M. Creation and research of robotic system with interactive control // Reshetnev's readings: materials of XVI International Scientific Conference, dedicated to the member of the academy, M. F. Reshetnev (November



7–9, 2012, Krasnoyarsk) / edited by U. U. Loginov ; Siberian State Aerospace University Krasnoyarsk, 2012. Part 1. P. 230–231.

5. Bogdanov A. A., Zhidenko I. G., Kiyatkin D. V., Kutlubayev I. M., Permyakov A. F. Poleznaya model'

Ispolnitel'nyj modul' manipulyatora. [Useful model Process execution module of manipulator]. Patent RF, no. 135956, 2013.

© Арасланов М. С., 2016

УДК 621.865.8

## ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНЫХ МЕХАНИЗМОВ В КОНСТРУКЦИЯХ АНТРОПОМОРФНЫХ ЗАХВАТОВ

А. А. Богданов<sup>1,2</sup>, И. Г. Жиденко<sup>1</sup>, И. М. Кутлубаев<sup>1,2</sup>, А. Ф. Пермяков<sup>1</sup>

<sup>1</sup>АО «НПО Андроидная техника»

Российская Федерация, 109518, г. Москва, ул. Грайвороновская, 23

<sup>2</sup>Магнитогорский государственный технический университет имени Г. Н. Носова

Российская Федерация, 455000, г. Магнитогорск, просп. Ленина, 38

E-mail: info@rusandroid.com, ptmr74@mail.ru

*Излагается концепция построения системы передачи движения исполнительным звеньям антропоморфного захвата на базе дифференциальных механизмов. Представлены варианты практической реализации с использованием канатных и рычажных механизмов. Оценивается возможность применения подобных захватов для выполнения технологических операций из состава полетных заданий космонавта.*

*Ключевые слова: антропоморфный захват, дифференциальный механизм, функциональная схема, кинематическая схема, рычажный механизм, канатная передача.*

## USING DIFFERENTIAL MECHANISMS IN THE DESIGN OF ANTHROPOMORPHIC CAPTURE

A. A. Bogdanov<sup>1,2</sup>, I. G. Zhydenko<sup>1,3</sup>, I. M. Kutlubayev<sup>1,2</sup>, A. F. Permyakov<sup>1</sup>

<sup>1</sup>JSC “SPA “Android technics”

23, Grayvoronovskaya Street, Moscow, 109518, Russian Federation

<sup>2</sup>Nosov Magnitogorsk State Technical University

38, Lenin Av., Magnitogorsk, 455000, Russian Federation

E-mail: info@rusandroid.com, ptmr74@mail.ru

*The motion translation to anthropomorphic gripper executive element system on the basis of differential gear structure is presented. There are practical implementation variants with rope and lever drive appliance. The opportunity of corresponding gripper appliance to execute process operations from cosmonaut flight job is estimated.*

*Keywords: anthropomorphic gripper, differential gear, functional scheme, kinematic scheme, lever device, rope drive, rope transmission.*

Эксплуатация орбитальных станций (ОС) предполагает выполнение работ по обслуживанию и ремонту аппаратуры и оборудования, размещенных вне гермоотсеков. На сегодняшний день их реализация требует выхода космонавтов в открытый космос. Это сопряжено со значительным риском, затратами времени и ресурсов.

Безусловным трендом в научном и практическом аспекте является создание роботов, в первую очередь антропоморфных, космического исполнения [1; 2]. В полетных операциях определены действия космонавтов вне гермоотсеков, включающие: взятие рабочего инструмента из укладки, подготовку его к работе, стыковку / расстыковку кабельных разъемов, работу с гаечными ключами, кусачками, застёгивание / расстёгивание карабинов.

Перечисленные действия осуществляются с использованием мелкой моторики. Выполнение аналогичных операций антропоморфным захватом возможно при наличии не менее семнадцати степеней подвижности.

Соблюдение жестких требований к научной аппаратуре по массе и энергопотреблению возможно за счет использования нетривиальных подходов к построению антропоморфного захвата. Наиболее перспективным является использование группового привода [3]. Это позволяет уменьшить число используемых двигателей до двух раз. Следствие возникающей при этом кинематической зависимости движения звеньев в пределах каждой исполнительной группы звеньев (ИГЗ) можно исключить, используя специальные конструктивные решения.

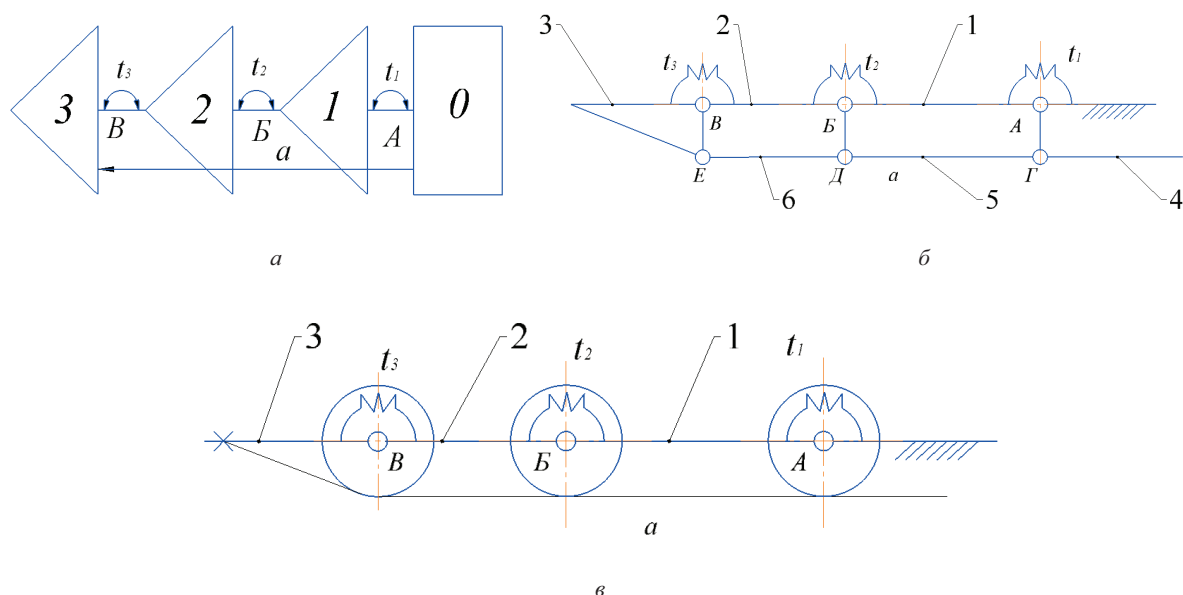


Рис. 1. Схема построения группового привода с дифференциальной структурой системы передачи движения: *а* – функциональная схема; варианты построения кинематических схем; *б* – с канатной передачей; *в* – с рычажным механизмом

Антропоморфный захват содержит пять исполнительных групп звеньев. Каждая ИГЗ включает три звена. Групповой привод используется для обеспечения движения звеньев вокруг параллельных осей.

Анализ последовательности движений кисти человека при удержании объемных объектов показал, что в общем случае удержание реализуется за счет контакта не менее чем двух фаланг каждого пальца. При этом соблюдается определенная последовательность движений – контакт начинается с фаланги, ближней к ладони.

Групповой привод с «внутренним входом» позволяет передавать движения со звена-аналога второй фаланги на два оставшихся и обеспечивает рациональную последовательность движения звеньев [4]. При контакте первого звена с объектом движение остальных звеньев сохраняется. Однако реализация данного принципа построения требует использования двух параллельных рычажных систем передачи движения, что ведет к усложнению системы передачи движения.

Более простая конструкция группового привода, с требуемой последовательностью движения выходных звеньев, обеспечивается при использовании в системе передачи движения дифференциальных механизмов. При этом осуществляется деление потока мощности (крутящего момента) на три, или два, выходных звена. Общий принцип построения отражен на функциональной схеме, представленной на рис. 1, а. Следует отметить, что функциональные схемы позволяют выполнять анализ и синтез на более высоком иерархическом уровне. В схемах моделируется процесс работы многодвигательных механизмов без конкретизации конструктивного исполнения, что позволяет формировать общие принципы построения [5].

На функциональной и кинематических схемах используются единые обозначения: *A*, *B*, *C* – кинемати-

ческие пары, 1, 2, и 3 – подвижные звенья,  $t_i$  – регуляторы отбора мощности. Движение с двигателя, установленного на основании 0, передается одновременно на три звена по общей системе передачи движения *a* (стрелочка отражает направление потока мощности), имеющей кинематические соединения со всеми звеньями. Отбор мощности (деление потока) для реализации движения каждого звена 1, 2 и 3 обеспечивается за счет дополнительных силовых компонентов  $t_i$ , устанавливаемых в кинематической паре. В наиболее простой версии регуляторы  $t_i$  выполняются в виде устройства создания дополнительной нагрузки движению *i* звена в кинематической паре.

Реализация варианта с канатной передачей [6] обеспечила создание захватов, успешно используемых в роботах серии AR-600, выпускающихся АО «НПО «Андроидная техника» (рис. 2).

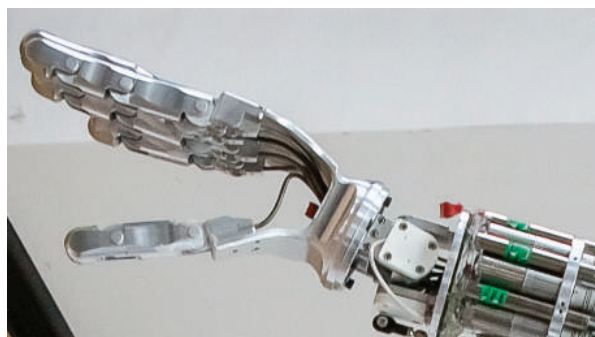
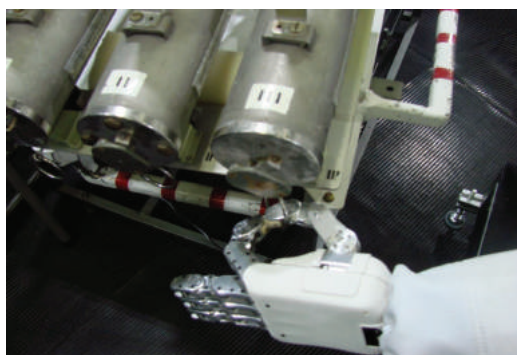
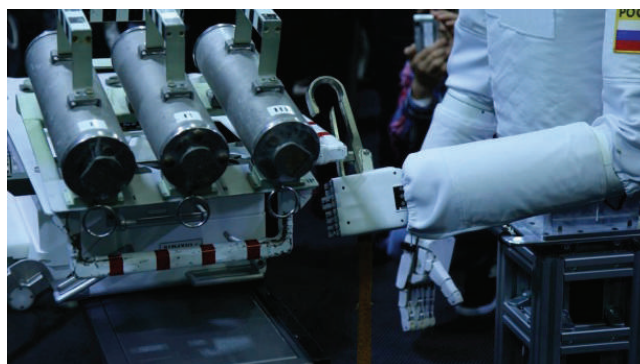


Рис. 2. Общий вид захвата с канатной системой передачи движения

Максимальные размеры кинематической пары *A* –  $15 \times 18$  мм. Для передачи движения используются канаты диаметром 1 мм. Это обеспечивает создание усилий до 5 Н на конце звена 3.



а



б

Рис. 3. Функционирование антропоморфного захвата с групповым приводом исполнительных групп звеньев:  
а – снятие стопора контейнера «БИОРИСК»; б – установка карабина

Аналогичный по построению захват создается для оснащения робота космического исполнения серии SAR. Компактность конструкции ИГЗ позволяет выполнять действия с объектами размером до 2 мм.

Большие усилия создаются при использовании варианта с передачей движения через рычажный механизм (рис. 1, в). В этом случае на конце третьего звена развивается усилие до 48 Н. ИГЗ имеет максимальный поперечный размер 28 мм. Реализуемая последовательность движений, начиная с первых звеньев, обеспечивает выполнение типовых операций из состава полетных заданий (рис. 3).

В разработанных и апробированных вариантах построения систем передачи движения ИГЗ с использованием дифференциальных механизмов число активных приводов сокращено до восьми при общем числе степеней подвижности, равном семнадцати. Это позволило существенно упростить конструкцию и массу захвата. При этом обеспечивается последовательность движения выходных звеньев, достаточная для выполнения действий, соответствующих тонкой моторике.

#### Библиографические ссылки

1. Богданов А. А., Кутлубаев И. М., Сычков В. Б. Перспективы создания антропоморфных робототехнических систем для работы в космосе // Пилотируемые полеты в космос. 2012. № 1 (3). С. 78–84.
2. Жиденко И. Г., Богданов А. А., Кутлубаев И. М., Сычков В. Б. Обоснование выбора структурной схемы роботов космического исполнения // Решетневские чтения: материалы XVII Междунар. науч. конф., посвящ. памяти акад. М. Ф. Решетнева (12–14 ноября 2013, Красноярск) : в 2 ч. / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2013. Ч. 1. С. 278–280.
3. Макаров А. Н., Кутлубаев И. М. Механика манипуляционных систем : монография. Магнитогорск : МГТУ, 1999. 178 с.
4. Богданов А. А., Горбанева А. С., Кутлубаев И. М., Кутлубаева Ю. И. Принципы построения антропоморфных захватов с групповым приводом звеньев // Решетневские чтения : материалы XVIII Междунар. науч. конф., посвящ. памяти акад. М. Ф. Решетнева (10–14 сент. 2014, Красноярск) : в 2 ч. / под общ. ред.

Ю. Ю. Логинова ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2014. Ч. 1. С. 273–274.

5. Кутлубаев И. М. Использование структурных схем для анализа многодвигательных машин // Вестник машиностроения. 2004. № 12. С. 8–11.

6. Пат. 115712 Российская Федерация, МПК7 B25J15/12. Полезная модель Захват манипулятора / Богданов А. А., Канаева Е. И., Кияткин Д. В., Кутлубаев И. М., Пермяков А. Ф. ; заявитель и патентообладатель Кияткин Д. В. и Пермяков А. Ф. № 2011153199; заявл. 26.12.11; опубл. 01.02.12. БИПМ. № 2, 2012. С. 48.

#### References

1. Bogdanov A. A., Kutlubayev I. M., Sychkov V. B. Promising anthropomorphic robotic systems for using in space // Manned space mission. 2012. № 1 (3). С. 78–84.
  2. Zhidenko I. G., Bogdanov A. A., Kutlubayev I. M., Sychkov V. B. Explanation of structural scheme selection of space application robots // Reshetnev's readings: materials of XVI International Scientific Conference, dedicated to the member of the academy M. F. Reshetnev (November 12–14, 2013, Krasnoyarsk): at 17.00 / edited by U. U. Loginov; Siberian State Aerospace University Krasnoyarsk, 2013. Part 1. P. 278–280.
  3. Makarov A. N., Kutlubayev I. M. Mechanic of manipulating systems: monograph. Magnitogorsk: Nosov Magnitogorsk State Technical University, 1999. 178 p.
  4. Bogdanov A. A., Gorbaneva A. S., Kutlubayev I. M., Kutlubayeva U. I. Principles of anthropomorphic captures construction with function elements group drive // Reshetnev's readings: materials of XVIII International Scientific Conference, dedicated to the member of the academy M. F. Reshetnev (November 10–12, 2014, Krasnoyarsk): at 17.00 / edited by U. U. Loginov; Siberian State Aerospace University Krasnoyarsk, 2014. Part 2. P. 273–274.
  5. Kutlubayev I. M. The use of block diagrams for the analysis of multiengined machines // Vestnik mashinostroeniya. 2004. No 12. P. 8–11.
  6. Bogdanov A. A., Kanaeva E. I., Kiyatkin D. V., Kutlubayev I. M., Permyakov A. F. Poleznaya model' Zakhvat manipulyatora. [Useful model Manipulator gripper]. Patent RF, no. 115712, 2012.
- © Богданов А. А., Жиденко И. Г., Кутлубаев И. М., Пермяков А. Ф., 2016

УДК 623.455.3

## КАПСЮЛЬ-ВОСПЛАМЕНИТЕЛЬ МОДИФИЦИРОВАННОЙ КОНСТРУКЦИИ ДЛЯ ПАТРОНОВ К ГЛАДКОСТВОЛЬНОМУ ОРУЖИЮ

А. Н. Вандакуров<sup>1</sup>, Р. З. Гильманов<sup>3</sup>, А. В. Гуськов<sup>2\*</sup>, М. А. Кислин<sup>1</sup>, К. Е. Милевский<sup>2</sup>, В. А. Шальнев<sup>2</sup>

<sup>1</sup>АО «Новосибирский механический завод «Искра»  
Российская Федерация, 630900, г. Новосибирск, ул. Чекалина, 8

<sup>2</sup>Новосибирский государственный технический университет  
Российская Федерация, 630073, г. Новосибирск, просп. К. Маркса, 20

<sup>3</sup>Казанский национальный исследовательский технологический университет  
Российская Федерация, 420015, Республика Татарстан, г. Казань, ул. К. Маркса, 68  
E-mail: \*conf\_npo@craft.nstu.ru

*Представлены материалы по модификации конструкции капсюля-воспламенителя для упрощения его производства и улучшения его надежности.*

*Ключевые слова: капсюль-воспламенитель, надежность, простота.*

## PRIMER-IGNITER OF A MODIFIED CONSTRUCTION FOR SHOTGUN AMMUNITION

A. N. Vandakurov<sup>1</sup>, R. Z. Gilmanov<sup>3</sup>, A. V. Guskov<sup>2\*</sup>, M. A. Kislin<sup>1</sup>,  
K. E. Milevskiy<sup>2</sup>, V. A. Shalnev<sup>2</sup>

<sup>1</sup>JSC "Novosibirsk Mechanical Plant" Iskra"  
8, Chekalina Street, Novosibirsk, 630900, Russian Federation

<sup>2</sup>Novosibirsk State Technical University  
20, Karl Marx Av., Novosibirsk, 630073, Russian Federation

<sup>3</sup>Kazan State Technological University  
68, Karl Marx Street, Kazan, Republic of Tatarstan, 420015, Russian Federation  
E-mail: \*conf\_npo@craft.nstu.ru

*This paper presents materials on the modification of the design of the primer-igniter to simplify production and improve its reliability.*

*Keywords: primer-igniter, reliability, simplicity.*

С момента изобретения унитарного патрона капсюль-воспламенитель (КВ) является его неотъемлемой частью. Капсюли-воспламенители делятся на два типа: первый – открытого типа, для которых наковальня делается в капсюльном гнезде гильзы. Эти капсюли состоят только из колпачка и закрывающей иницирующей состав свинцовой прокладки (рис. 1).

Второй – закрытого типа, состоит из оболочки, колпачка, свинцовой прокладки и имеет внутреннюю наковальню. Капсюль-воспламенитель второго типа был разработан позже первого и имеет ряд преимуществ, а именно: выше чувствительность к удару бойка, более стабилен и безотказен, рассчитан на применение с бездымным порохом. Такими КВ являются: «Жевело», «Боксер», «Винчестер» и его аналог – КВ-22 (рис. 2).

Существенными недостатками капсюлей-воспламенителей второго типа являются малые допуски изготовления деталей, особенно наковаленки и оболочки. Отклонения внутреннего диаметра оболочки и габаритов наковаленки в пределах технологического допуска ведут к потере центрации наковаленки.

Наковаленка и боек бьют по ударно-воспламенительному составу не соосно, и УВС не получает

нужной величины импульса на единицу площади, что приводит к его замедленному инициированию или к полному несрабатыванию УВС. Это приводит к несрабатыванию патрона или медленному воспламенению и горению порохового заряда.

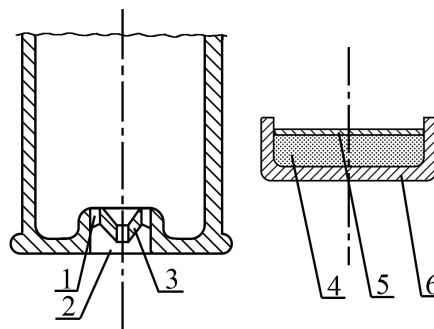


Рис. 1. Капсюль-воспламенитель открытого типа и гильза для него:

1 – отверстия, соединяющие ударно-воспламенительный состав и пороховой заряд; 2 – посадочное место капсюля-воспламенителя; 3 – наковаленка; 4 – ударно-воспламенительный состав; 5 – защитное покрытие (свинцовая прокладка); 6 – корпус капсюля-воспламенителя

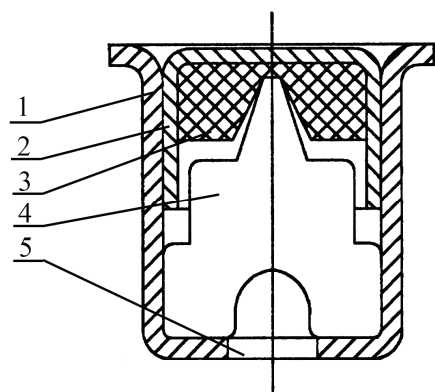


Рис. 2. Устройство капсюля-воспламенителя второго типа:  
1 – оболочка; 2 – колпачок; 3 – ударно-воспламенительный состав; 4 – наковаленка; 5 – отверстие, соединяющие ударно-воспламенительный состав и пороховой заряд

Для того чтобы исключить недостатки капсюлей-воспламенителей перечисленные выше, предложена модернизированная конструкция капсюля-воспламенителя «Жвело» (ГОСТ 24579–81), защищенная патентом РФ № 2256148 [1]. В новом капсюле-воспламенителе «КВ-Б» (рис. 3) наковаленка 3 в по-тай запрессована внутрь колпачка 1, а оболочка 2 выполнена в виде тонкостенного цилиндра с фланцем, на торце которого со стороны дна запрессован колпачок с изгибом стенки цилиндра на 180° с радиусом, на 0,10–0,15 мм больше половины толщины стенки колпачка.

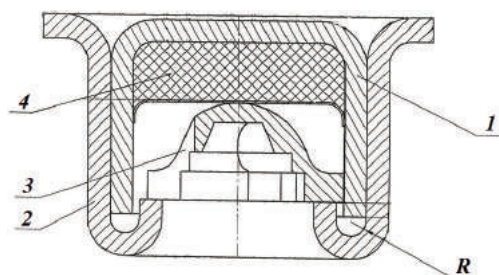


Рис. 3. Конструкция нового капсюля-воспламенителя «КВ-Б»:  
1 – колпачок; 2 – оболочка; 3 – наковаленка; 4 – УВС;  
R – радиус дуги загиба

Конструкция КВ проста в изготовлении. Иницирование ударно-воспламенительного состава 4 осуществляется от прогиба дна колпачка 1 от удара бойка оружия, что обеспечивает концентрацию силы удара бойка на ударно-воспламенительный состав 4. Для увеличения жесткости удара наковаленка 3 опирается на загиб торца оболочки. При такой конструкции капсюля-воспламенителя возможный сдвиг колпачка 1 внутрь оболочки 2 от удара бойка не уменьшает силу удара на УВС 4.

При сборке «КВ-Б» выявились дополнительные достоинства этого капсюля-воспламенителя, а именно: самоцентрирование наковаленки в колпачке капсюля-воспламенителя и возможность досылки наковаленки до упора в ударно-воспламенительный состав, т. е. без зазора между наковаленкой и составом.

Были проведены испытания конструкции капсюлированной гильзы, в ходе которых были отстреляны 80 штук патронов калибра 12. На всех этапах испытаний затяжных выстрелов и осечек не было обнаружено.

В результате совместной работы исследователей Казанского национального исследовательского технологического университета (КНИТУ) и работников Новосибирского механического завода «Искра» для подтверждения работоспособности предлагаемого изобретения были опробованы новые воспламенительные ударные составы с разными ИВВ: фульминат ртути, ТНПС + тетразен, динитробензофуорксанат калия; ТНПС + тетразен + азид бария + нитрат бария [2; 3].

При боевой стрельбе патронами, снаряженными КВ с новым составом, искры отсутствовали, а дульное пламя было бесцветным, что характерно для полного сгорания пороха.

Таким образом, проведенные исследования показали перспективность использования новой конструкции капсюля воспламенителя КВ-Б. Дальнейшую перспективу могут иметь КВ, снаряженные новыми ИВВ, и в том числе экологически безопасными.

#### Библиографические ссылки

1. Кислин М. А., Маликов А. А., Пеньков В. А. Капсюль-воспламенитель для охотничьих и спортивных патронов для гладкоствольного оружия. Патент на изобретение RU 2256148, 24.03.2004.
2. Гильманов Р. З., Маликов А. А., Кислин М. А. Воспламенительный ударный состав. Патент на изобретение RU 2573019, 18.11.2013.
3. Карпов П. П. Средства инициирования. М., 1945. 128 с.

#### References

1. Kislin M. A., Malikov A. A., Penkov V. A. Kapsyul-voiplamenitel dlya ohotnichih i sportivnyih patronov dlya gladkostvolnogo oruzhiya [Primer-igniter for hunting and sporting ammunition for shotguns]. Patent № RU 2256148, 24.03.2004. (In Russ.)
2. Gilmanov R. Z., Malikov A. A., Kislin M. A. Vosiplamenitelnyiy udarnyy sostav [Percussion igniter composition]. Patent № RU 2573019, 18.11.2013. (In Russ.)
3. Karpov P. P. Sredstva initsirovaniya [Method of initiating]. M., 1945. 128 p. (In Russ.)

© Вандакуров А. Н., Гильманов Р. З., Гуськов А. В., Кислин М. А., Милевский К. Е., Шальнев В. А., 2016

## МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ВОЗМУЩАЮЩИХ МОМЕНТОВ ДВИГАТЕЛЯ-МАХОВИКА

А. А. Васильцов

АО «Научно-производственный центр «Полюс»  
Российская Федерация, 634041, г. Томск, просп. Кирова, 56в  
E-mail: polus@online.tomsk.net

*Предлагается способ расчета возмущающих моментов, создаваемых электродвигателем-маховиком.*

*Ключевые слова: двигатель-маховик, вибрация, неуравновешенность, космический аппарат.*

## THE METHODOLOGY TO DEFINE THE REVOLTING MOMENTS OF THE ENGINE-FLYWHEEL

A. A. Vasiltsov

SC «Scientific & Industrial Centre «Polyus»  
56v, Kirova Av., Tomsk, 634041, Russian Federation  
E-mail: polus@online.tomsk.net

*The method to estimate the revolting moments generated by the electric engine-flywheel is considered.*

*Keywords: the engine-flywheel, vibration, an unbalance, a spacecraft.*

В настоящее время для ориентации и стабилизации космических аппаратов (КА) широко применяются электромеханические исполнительные органы, основным элементом которых является электродвигатель-маховик (ЭДМ) (см. рисунок). В силу специфических свойств ЭДМ не только оказывает на КА управляющее воздействие, но и создает возмущающие моменты, которые накладывают отрицательную гармоническую составляющую на управляющий момент, что приводит к неточности ориентации КА в пространстве и созданию его микровибраций.

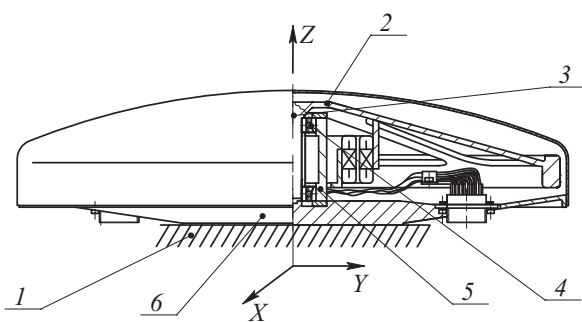


Схема электродвигателя-маховика

Цель данной работы – разработка методики определения возмущающих моментов в электромеханических исполнительных органах, в частности в электродвигателях-маховиках, относительно осей  $X$  и  $Y$ , приведенных к посадочному месту, сопрягающемуся с КА, при вращении роторов-маховиков.

Основным источником возмущающих моментов  $M_{\text{воз}}$ , возникающих в блоке УДМ и передаваемых на

посадочную плоскость 1 КА, является остаточная неуравновешенность (дисбаланс) ротора-маховика 2, включающего в себя вал 3, и не показанные на схеме активные части электродвигателя и датчика.

Вал 3 упирается на шарикоподшипники 4, которые установлены во втулке 5, жестко связанной с корпусом 6.

Теоретическая проработка причин возникновения возмущающих моментов осуществляется путем составления математической модели исследуемого прибора с дальнейшим моделированием его поведения под действием на него таких факторов, как дисбаланс, смещения главной центральной оси инерции маховика и его оси вращения, а также неидеальность конструктивных и технологических характеристик конструкции.

Разработанная методика основана на уравнениях движения гироскопа в кардановом подвесе, из которых получена амплитуда колебаний маховика в идеальном случае на частоте нутационных колебаний без учета технологических факторов и амплитуда колебаний маховика на частоте вынужденных колебаний в нормальных климатических условиях с учетом технологических недостатков: дисбаланса, отклонения от центральной оси инерции, смещения центра тяжести.

Для определения моментов инерции исследуемой конструкции создана трехмерная компьютерная модель электродвигателя-маховика, размещенного в подвесе, подобном карданному подвесу гироскопа. Путем проецирования полученного воздействия на основание двигателя удалось перейти к расчету возмущающих моментов, действующих на КА со стороны электродвигателя-маховика.

С помощью данной математической модели можно выявить и сравнить конструктивные и технологические факторы, влияющие на значение возмущающих моментов, что даёт возможность варьировать эти факторы изменением параметров в процессе разработки прибора, подтвердить достовер-

ность измеряемых на стендах моментов, принять меры по их минимизации и устранению и проконтролировать адекватность заданных технических требований.

© Васильцов А. А., 2016

УДК 674.023

## СТЕНД ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ КИНЕМАТИКИ ПРОЦЕССОВ РЕЗАНИЯ ДРЕВЕСИНЫ

А. А. Воробьев, И. Н. Спицын, Н. В. Кравченко, А. В. Анисимов, Д. А. Маегов

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660049, г. Красноярск, просп. Мира, 82  
E-mail: stanki@sibgtu.ru

*Разработан стенд для исследования кинематики процессов пиления древесины рамными и круглыми пилами, позволяющий проводить испытания в широком диапазоне варьируемых режимных факторов.*

*Ключевые слова: древесина, резание, кинематика резания, пила рамная, пила круглая, траектория, Arduino.*

## THE STAND TO RESEARCH KINEMATICS OF PROCESSES FOR CUTTING WOOD

A. A. Vorobjev, I. N. Spitsyn, N. V. Kravchenco, A. V. Anisimov, D. A. Maegov

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
82, Mira Av., Krasnoyarsk, 660049, Russian Federation  
E-mail: stanki@sibgtu.ru

*The stand is developed to research kinematics of processes for cutting wood by the frame and circular saws, allowing to conduct tests in a wide range of varied regime factors.*

*Keywords: wood, cutting, cutting kinematics, saw frame, a circular saw, a trajectory, Arduino.*

Процессы механической обработки древесины характеризуются сложными взаимными перемещениями режущего инструмента и обрабатываемой заготовки, которые определяют кинематику процесса резания, траекторию резца и геометрические параметры срезаемого слоя, что оказывает влияние на выбор режимов резания [1; 2].

Наиболее распространенными видами движений являются: синусоида – при пилении рамными пилами как результирующая от возвратно-поступательного движения пильной рамки (главное движение,  $V_T$ ) и прямолинейного движения заготовки (движение подачи,  $V_S$ ); циклоида – при пилении круглыми пилами, получаемая объединением вращательного движения пилы  $V_T$  и прямолинейного движения подачи  $V_S$ .

Сложность получаемых траекторий, разнообразие влияющих факторов предполагают необходимость их визуализации, обеспечивающей наглядность протекания процессов, возможности их моделирования и анализа [3].

Для решения данной задачи был создан стенд, позволяющий моделировать процессы пиления рамными и круглыми пилами с широким диапазоном варьирования входных режимных факторов процессов ре-

зания. Предлагаемая схема стенда представлена на рисунке.

Стенд включает рамную пилу 3 (см. рисунок), приводимую в движение кривошипно-шатунным механизмом 2, движение которого обеспечивает шаговый двигатель 1, который также через ременную передачу 6 вращает круглую пилу 7.

Движение подачи обеспечивается наматыванием осциллограммной бумаги 14 с барабана 8 на барабан 9, который через муфту 10 приводится в движение от шагового двигателя 11. Работу шаговых двигателей обеспечивают драйвера 4 и 12 и импульсные блоки питания 5 и 13. Управление скоростью главного движения  $V_T$  и скоростью движения подачи  $V_S$  осуществляется с LCD Shield дисплеев, подключаемых к контроллеру Arduino при реализации разработанных программ [4; 5].

Таким образом, созданный стенд для исследования кинематики процессов механической обработки древесины рамными и круглыми пилами позволяет наглядно представить и моделировать обработку путем варьирования значений входных режимных факторов.

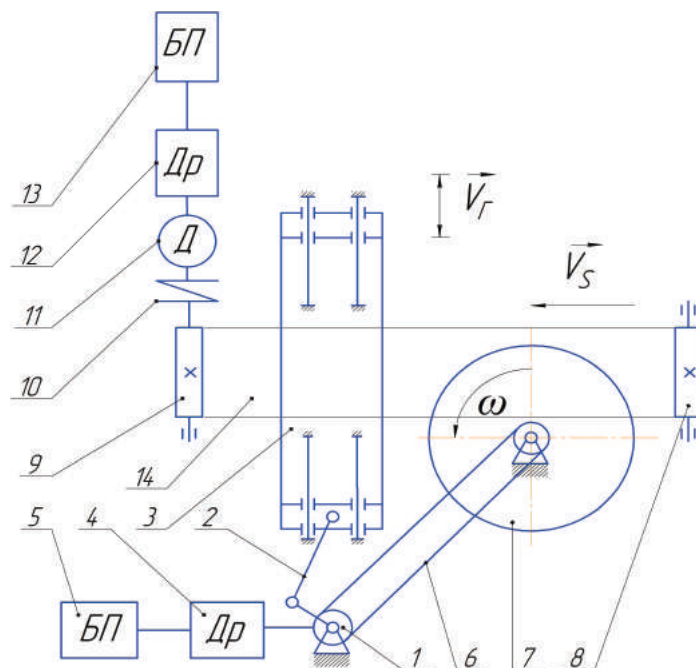


Схема стенда:

1 – шаговый двигатель типа Nema 23 со шкивом; 2 – кривошипно-шатунный механизм; 3 – рамная пила; 4, 12 – драйвер шагового двигателя; 5, 13 – блок питания; 6 – ременная передача; 7 – круглая пила; 8 – ведомый барабан с осциллограммной лентой; 9 – ведущий барабан с осциллограммной лентой; 10 – муфта; 11 – шаговый двигатель типа Nema 17

#### Библиографические ссылки

1. Глебов И. Т. Резание древесины. СПб. : Лань, 2010. 256 с.
2. Любченко В. И. Резание древесины и древесных материалов. М. : Изд-во МГУЛ, 2002. 309 с.
3. Воробьев А. А., Спицын И. Н., Филиппов Ю. А. Влияние анизотропии древесины и вибрации на качество фрезерования деталей мебели // Хвойные бореальной зоны. Красноярск : СибГТУ, 2013. Т. XXXI, № 1–2. С. 164–167.
4. Петин В. А. Проекты с использованием контроллера Arduino. СПб. : БХВ-Петербург, 2014. 400 с.
5. Карвинен Т., Карвинен К., Валтокари В. Делаем сенсоры. Проекты сенсорных устройств на базе Arduino и Raspberry Pi В. М. : Вильямс, 2015. 445 с.

#### References

1. Glebov I. T. Rezanie drevesiny. SPb. : Lan, 2010. 256 p.
2. Lyubchenko V. I. Rezanie drevesiny i drevesnykh materialov. M. : MGUL, 2002. 309 p.
3. Vorobjev A. A., Spitsyn I. N., Filippov Yu. A. Vliyanie anizotropii drevesiny i vibratsii na kachestvo frezerovaniya detaley mebeli // Khvoynye boreal'noy zony. Krasnoyarsk : SibGTU, 2013. T. XXXI, № 1–2. P. 164–167.
4. Petin V. A. Proekty s ispol'zovaniem kontrollera Arduino. SPb. : «Lan», 2014. 400 p.
5. Karvinen T., Karvinen K., Valtokari V. Delaem sensory. Proekty sensorykh ustroystv na baze Arduino i Raspberri Pi. M. : Viliams, 2015. 445 p.

© Воробьев А. А., Спицын И. Н., Кравченко Н. В., Анисимов А. В., Маегов Д. А., 2016

УДК 67.05

### ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МЕТОДОВ АНАЛИЗА ДИНАМИЧЕСКОГО КАЧЕСТВА ПРИВодОВ ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ РАБОТОСПОСОБНОСТИ ИМПОРТОЗАМЕЩАЮЩЕГО СТАНКА ДЛЯ РИХТОВКИ И ПРОКАТА РЕССОР

М. Г. Гришечкина, А. Н. Щепин, А. А. Иптышев

Сибирский федеральный университет  
Российская Федерация, 660074, г. Красноярск, ул. Киренского, 26  
E-mail: Mashka700@mail.ru, stepler8@yandex.ru, iaa1976@mail.ru

*Рассматривается методика составления динамической модели и оценки динамического качества изделия и его отдельных элементов при проектировании технологического оборудования для изготовления и ремонта рессор автомобильного транспорта на этапе эскизного проекта с целью улучшения динамических характери-*



стик привода при крутильно-поперечных колебаниях. Рихтовочный станок может быть использован для гибки труб, необходимых для ракетостроения.

*Ключевые слова:* рессоры, рихтовочный станок, динамическая модель, автомобильный транспорт.

## USING ANALYSIS METHODS OF THE DRIVER DYNAMIC QUALITY, TO ENSURE EFFICIENCY OF IMPORT-SUBSTITUTING MACHINE FOR SPRING STRAIGHTENING AND ROLLING

M. G. Grishechkina, A. N. Shhepin, A. A. Iptyshev

Siberian Federal University  
26, Kirenskogo Street, Krasnoyarsk, 660074, Russian Federation  
E-mail: Mashka700@mail.ru, stepler8@yandex.ru, iaa1976@mail.ru

*This article discusses the technique of dynamic modeling and assessing the dynamic quality of a product and its individual components in the design of process equipment for the manufacture and repair of motor transport on the spring stage of preliminary design in order to improve the drive dynamic performance with torsionally transverse vibrations. Straightening machine can be used for bending pipes needed for rocket.*

*Keywords:* springs, straightening machine, dynamic model, auto-transport.

По данным Ассоциации европейского бизнеса АЕВ, продажи автомобилей увеличиваются. При этом рынок перепродажи автомобильного транспорта также достаточно велик [1]. Несмотря на экономический спад и падение объема продаж новых автомобилей по сравнению с 2014 годом на 35,7 %, общее количество только легковых автомобилей на 1 января 2015 года превысило 40 миллионов [2].

В условиях экономических санкций с учетом роста курса доллара все импортные компоненты, а также ремкомплекты выросли в цене. Вследствие чего актуальной становится задача создания эффективного импортозамещающего оборудования для производства ремкомплектов из отечественного сырья.

Для выполнения основной функции транспорта – перевозки грузов – его владельцам необходимо следить за состоянием подвески, в частности рессор. Восстановление и ремонт данных деталей достаточно труднительные, так как в России очень мало рихтовальных станков, а покупка за рубежом обходится дороже.

Производство рессор шасси для автомобильного транспорта из отечественного сырья позволит сократить себестоимость рессор в 3–5 раз. Существует большая потребность в данном технологическом оборудовании.

Основные преимущества этого оборудования – простота в изготовлении, высокая надежность и относительно малая стоимость при мелкосерийном производстве.

В данный момент на существующем рынке нет предложений по данному виду оборудования для использования его в небольших автосервисах, малых предприятиях, ЧП и ИП.

При решении задачи разработки станка для рихтовки и проката рессор, удовлетворяющих современным требованиям, был проведен патентный поиск и были обнаружены авторские свидетельства на аналогичное оборудование [3–5]. Недостатками найденных решений, прежде всего, являются их ориентация на крупное производство и большие размеры установок.

На данном этапе работ при создании подобного вида оборудования была разработана оригинальная конструкция станка для рихтовки рессор, обладающая небольшими габаритами, технологичностью изготовления и относительно небольшой стоимостью (см. рисунок).



Опытный образец конструкции станка для проката и рихтования рессор

Также была выполнена разработка динамической модели привода станка, учитывающей совместное действие крутильно-поперечных колебаний на этапе проектирования и оценки динамических характеристик для исключения влияния вибрационных колебаний на качество рихтовки по разработанной ранее методике [6; 8–11].

Для этого были проведены динамические расчёты каждого вала в отдельности.

Динамическую модель вала представляют в виде элементов, описанных в [7]. Расчет динамических характеристик системы и оценка ее динамического

качества выполняются с применением метода модального анализа, при этом использовались следующие показатели:

- степень удаления собственных частот от рабочего диапазона частот возмущающих воздействий;
- коэффициент динамичности при гармоническом воздействии на вал;
- уровень вибрации опор при номинальной нагрузке.

Далее в рамках НИОКР планируется разработка и подготовка конструкторской документации для мелкосерийного производства универсального рихтовочного станка по прокату рессор и гибки труб различного профиля, 3D-модель которого на этапе эскизного проекта уже создана (см. рисунок), расчеты на прочность основных элементов станка в САД-пакетах (Компас 3D, Ansys 17, Solidworks), экспериментальное исследование опытного образца, станка с помощью приборов вибродиагностики для сопоставления с полученными расчетными данными динамических характеристик и улучшения конструкции.

#### Библиографические ссылки

1. Продажи автомобилей с пробегом упали в 2015 году на 20 % [Электронный ресурс] // Аналитическое агентство «Автостат». Режим доступа: <http://www.autostat.ru/articles/24583/>.
2. Иномарки составляют более 55 % парка легковых автомобилей в России [Электронный ресурс] // Аналитическое агентство «Автостат». Режим доступа: <http://www.autostat.ru/press-releases/20370/>.
3. Пат. 6665 СССР, Пресс для загиба рессорных листов перед закалкой / И. Г. Васильев, А. С. Васильев, З. С. Васильева; заявитель и патентообладатель И. Г. Васильев, А. С. Васильев, З. С. Васильева; заявл. 24.10.1925; опубл. 29.09.1928. 2 с.
4. А.с. 430922 СССР, М. Кл. В 21 d 21 00. Стенд для рихтовки рессорных листов и сжатия собранных в пакет листов / Э. А. Грибов (СССР). – 1723212/25-27; заявл. 10.12.1971; опубл. 05.06.1974, Бюл. № 21. 3 с.
5. А.с. 727280 СССР, М. Кл. В 21 D 43/06. Устройство для подачи рессорных листов в штампы гибочно-закалочного барабана / В. И. Курчатов, П. И. Бочкарев (СССР). № 2650210/25-27; заявл. 26.07.1978; опубл. 15.04.1980, Бюл. №14. – 3 с.
6. Щепин, А. Н. Проектирование механических приводов и моделирование их динамики / А. Н. Щепин, Г. Н. Лимаренко, М. П. Головин // СТИН. 2002. № 10. С. 7–11.
7. Щепин А. Н., Лимаренко Г. Н. Приведение упругих характеристик вала и опор к точкам установки элементов передач // Вестник Краснояр. гос. техн. ун-та. Вып. 32. Красноярск, 2003. С. 79–84.
8. Щепин А. Н., Лимаренко Г. Н., Шевчугов М. В. Конечно-элементная модель динамической системы механического привода // Вестник Краснояр. гос. техн. ун-та. Вып 36, Красноярск, 2004. С. 46–51.
9. Щепин А. Н., Лимаренко Г. Н., Шевчугов М. В. Динамическая модель двигателя при крутильных и поперечных колебаниях // Вестник Краснояр. гос. техн. ун-та. Вып 36, Красноярск, 2004. С. 119–123.
10. Динамика машин. Анализ динамического качества механических приводов при проектировании : учеб. пособие / Г. Н. Лимаренко, А. Н. Щепин, М. П. Головин, Н. А. Колбасина, М. В. Шевчугов. Красноярск : ИПЦ КГТУ, 2005. 137 с.
11. Щепин А. Н., Смирнов А. П., Григорьев Е. А., Иптышев А. А. Разработка универсального станка для рихтования рессор // Проспект Свободный–2016. Сиб. федер. ун-т, 2016. С. 145–147.

#### References

1. Sales of cars with mileage dropped by 20 % in 2015 [Electronic resource] // Analytical agency "AUTOSTAT". Access: <http://www.autostat.ru/articles/24583/>.
2. Foreign cars make up more than 55 % of passenger cars in Russia [Electronic resource] // Analytical agency "AUTOSTAT". Access: <http://www.autostat.ru/press-releases/20370/>.
3. Pat. 6665 USSR, press bending spring leaves before quenching / Vasiliev I. G. , Vasilyev A. S., Vasiliev Z. S.; the applicant and the patentee Vasiliev I. G. , Vasilyev A. S., Vasiliev Z. S; appl. 24/10/1925; publ. 09/29/1928. 2 s.
4. AS 430922 USSR, M. Cl. At 21 d 21 00. Stand for the straightening of spring leaves and compression of stacked sheets / E. A. Gribov (USSR). 1723212 / 25-27; appl. 10/12/71; publ. 05.06.74, Bul. № 21. 3 p.
5. AS 727280 USSR, M. Cl. B 21 D 43/06. Feeder spring leaves in stamps bending and quenching drum / Kurchatov V. I., Bochkaev P. I. (USSR). № 2650210 / 25-27; appl. 26/07/78; publ. 04.15.80, Bul. № 14. 3 p.
6. Schepin A. N., Limarenko G. N., Golovin M. P. Mechanical drives and simulation of their dynamics // STIN. 2002. № 10. P. 7–11.
7. Schepin A. N., Limarenko G. N. Bringing the elastic characteristics of the shaft bearings and transmission elements to the installation point // Bulletin of the Krasnoyarsk State Technical University. Krasnoyarsk: CPI KSTU, 2003. Iss. 32. P. 79–84.
8. Schepin A. N., Limarenko G. N., Shevchugov M. V. Finite element model of the dynamic system of mechanical drive // Bulletin of the Krasnoyarsk State Technical University. Krasnoyarsk: CPI KSTU, 2004. Iss. 36. P. 46–51.
9. Schepin A. N., Limarenko G. N., Shevchugov M. V. The dynamic model of the engine when the torsional and transverse vibrations // Bulletin of the Krasnoyarsk State Technical University. Krasnoyarsk : CPI KSTU, 2004. Iss. 36. P. 119–123.
10. Dynamics of machines. Analysis of the dynamic quality of the design of mechanical drives: Textbook / G. N. Limarenko, A. N. Schepin, M. P. Golovin, N. A. Kolbasina, M. V. Shevchugov Krasnoyarsk: CPI KSTU, 2005. 137 p.
11. Schepin A. N., Smirnov A. P., Grigoriev E. A., Iptyshev A. A. Development of a universal machine for rihovaniya springs // Free Brochure 2016 / Siberian Federal University, 2016. P. 145–147.

© Гришечкина М. Г., Щепин А. Н., Иптышев А. А., 2016

УДК 662.822

**ВЛИЯНИЕ МЕХАНИЧЕСКИХ И ТЕРМИЧЕСКИХ СПОСОБОВ ПОВЕРХНОСТНОГО УПРОЧНЕНИЯ ДЕТАЛЕЙ НА ИХ УСТАЛОСТНУЮ КОНТАКТНУЮ ПРОЧНОСТЬ КАРДАНЫХ ШАРНИРОВ НА ИГОЛЬЧАТЫХ ПОДШИПНИКАХ\***

А. В. Губанова\*, Е. В. Кукушкин, О. Е. Маслова, В. А. Меновщиков

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
\*E-mail: zebra1011997@yandex.ru

*Рассматриваются периоды развития процесса разрушения металла при усталости, влияние механических и термических способов поверхностного упрочнения деталей на их усталостную контактную прочность.*

*Ключевые слова: малоцикловая усталость, поверхностное упрочнение.*

**INFLUENCE OF MECHANICAL AND THERMAL METHODS OF SUPERFICIAL WORK-HARDENING OF DETAILS ON THEIR TIRELESS PIN DURABILITY OF CARDAN HINGES ON NEEDLE-SHAPED BEARING**

A. V. Gubanova\*, E. V. Kukushkin, O. E. Maslova, V. A. Menovshchikov

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochoy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
\*E-mail: zebra1011997@yandex.ru

*The paper considers development period of the destruction process of metal fatigue, influence of mechanical and thermal methods of surface hardening of parts on their fatigue contact strength.*

*Keywords: low-cycle fatigue, surface hardening.*

**Введение.** Большинство современных машин и механических приборов имеют узлы трения, в которых передача рабочих усилий между деталями осуществляется с помощью локального контакта рабочих поверхностей оборудования, работающего в режиме статического или динамического нагружения, качения, качения со скольжением или качания.

Современное представление вопроса о влиянии механических и термических способов поверхностного упрочнения деталей на их усталостную контактную прочность было рассмотрено из первых теорий усталостного разрушения, известных теорий упрочнения, предложенных в разное время И. В. Кудрявцевым, В. Графом и Р. Хансоном, Е. Орованом, Ю. Делингером и др. (к более поздним относятся статистические теории Н. Н. Афанасьева, А. М. Фрейденталя и др.), которые выявили, что в настоящее время еще не установлена единая точка зрения на явление усталости, применение теории дислокаций при изучении усталостного разрушения существенно помогает раскрыть природу этого явления.

Факторами, определяющими закономерность разрушения при усталости, являются возвратно-поступательные движения дислокаций и их взаимодействия между собой и другими дефектами кристаллической решетки. Возникающие при этом эффекты аннигиляции дислокаций, возникновение вакансий, локальное

повышение напряжений и температуры способствуют зарождению трещин [1].

**Основная часть.** Движение дислокаций и реализация различных механизмов их взаимодействия приводят к образованию большого количества вакансий. Последующая коагуляция вакансий в процессе циклического изменения напряжений обуславливает образование их колоний, которые представляют собой зародыши трещин. Дальнейшее развитие усталостных трещин происходит за счет осаждения вакансий на поверхностях этих трещин, которое заканчивается в конечном итоге усталостным разрушением металла. Таким образом, усталостное разрушение имеет двойственный характер. С одной стороны, оно сопровождается осаждением вакансий на поверхностях микротрещин в плоскостях максимальных нормальных напряжений, а с другой – коагуляцией вакансий в плоскостях максимальных касательных напряжений.

Развитие процесса разрушения металла при усталости можно разделить на несколько периодов. В первом периоде (инкубационном) происходит накопление пластической деформации и упрочнение материала в результате скопления дислокаций перед препятствиями, в основном у приповерхностных слоев. Таким образом можно считать, что первой стадией процесса усталости является активизация источников дислокаций.

\*Результаты получены в рамках выполнения гос. заданий: № 9.447.2014/к и 211/2014 (The results obtained in the framework of the state order № 9.447.2014 / k и 211/2014).

Указанные процессы преимущественно протекают при высоких напряжениях. Релаксация локальных напряжений в приповерхностном слое приводит к образованию большого числа вакансий. Образование во время инкубационного периода полосы скольжения также способствует накоплению вакансий.

Второй период характеризуется образованием микротрещин, развитие которых до критических размеров происходит в третьем периоде. Последний, четвертый, период развития процесса усталости наступает с момента достижения трещиной критических размеров и продолжается до хрупкого разрушения металла.

На основании существования единой зависимости времени, протекающего до разрушения, от величины растягивающего напряжения и температуры можно сделать вывод о том, что наличие этой единой зависимости прочности твердых тел указывает на общие закономерности пластической деформации и разрушения независимо от условий деформации и вида разрушения – вязкого, хрупкого или усталостного.

При циклическом деформировании интенсивность процесса генерирования дислокаций, их движение, коагуляция и аннигиляция вакансий происходят более интенсивно, поскольку скорость протекания локальных пластических деформаций на несколько порядков выше скорости пластической деформации при статическом нагружении.

В существующих дислокационных теориях предлагается несколько схем образования трещин, но во всех этих теориях главные дислокационные механизмы зарождения, развития трещины и разрушения металла основаны на процессе скопления дислокаций у препятствий [2–4].

Разрушения на поверхностях шипов крестовины кардана обычно происходят после наработки 1 000...2 000 часов. В отдельных случаях даже после значительной наработки шипы крестовин не имели видимых следов износа. Крестовины кардана, на шипах которых наблюдались неглубокие вмятины после 1 000 часов наработки, нормально работали еще такой же срок. Замена крестовин стала необходимой после образования вмятин глубиной 0,1 мм, когда в сочленении были слышны удары. Крестовины были обследованы. Поверхности шипов и стаканов подшипников износились и имели вмятины, которые располагались под углом 2...3° к оси шипа. Это соответствовало углу перекоса игл в подшипнике.

Вмятины, характерные для подшипников, совершающих качательное движение, могут образоваться в случае непосредственного контакта между деталями сопряжения при выдавливании смазки, ее старении и загрязнении или плохой смазываемости.

Вмятины образуются вследствие неизменности зоны контакта тел качения при высоких контактных давлениях, интенсивного протекания фрикционного окисления, и пластической деформации поверхности трения. Иногда причиной образования вмятин является пониженная твердость поверхности шипов и нарушения правил сборки узла [5].

**Заключение.** В настоящее время еще не существует единой общепризнанной теории усталостного

разрушения, построенной на представлениях о физических процессах, сопровождающих это явление. Многие исследователи объясняют это тем, что в зависимости от структурного состояния материала и условий циклического нагружения возникают и действуют различные механизмы зарождения и развития усталостных трещин. Согласно исследованиям [6–7] на величину остаточных деформаций оказывает влияние структурное состояние материала, а поверхностные упрочнения крестовин карданных шарниров позволяют увеличить долговечность и надежность карданных шарниров. Согласно исследованиям [1; 5; 6] установлено наличие упругопластических деформаций в зоне силового контакта игольчатых подшипников; установлено, что контактные напряжения в результате деформаций увеличиваются на 15...18 % по отношению к расчету по Н. Герцу.

### Библиографические ссылки

1. Кукушкин Е. В., Меновщиков В. А. Малоцикловая усталость игольчатого подшипника // Актуальные проблемы авиации и космонавтики : материалы IX Всерос. науч.-практ. конф. : в 2 т. / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2013. С. 154–155.
2. Научные основы материаловедения : учебник для вузов / Б. Н. Пастухов. М., 2009.
3. Конструкционные материалы в автомобилестроении / В. И. Абрамова, Н. Н. Сергеев, А. Н. Сергеев. М., 2015
4. Технологические методы обеспечения надежности двигателей летательных аппаратов / Н. Д. Проничев, А. П. Шулупов. М., 2011.
5. Меновщиков В. А., Ереско С. П. Оценка надежности элементов пар трения карданного шарнира на игольчатых подшипниках // Механика XXI века. 2006. № 5. С. 190–193.
6. Меновщиков В. А., Ереско С. П. Исследование и совершенствование игольчатых подшипников карданных передач транспортно-технологических машин. Красноярск : Изд-во КрасГАУ, 2006. 283 с.
7. Ереско Т. Т., Кукушкин Е. В., Меновщиков В. А. Современное состояние вопроса по исследованию пластического деформирования при статическом контактом нагружении игольчатых подшипников // Механика XXI века, Братск : БрГУ, 2014. С. 37–40.

### References

1. Kukushkin E. V., Menovshchikov V. A. [Low Cycle Fatigue needle bearing]. Materialy Mezhdunar. nauch. konf. "Aktualnie problem aviacii i kosmonavtiki" [Materials Intern. Scientific. Conf "Current issues of aviation and cosmonautics"]. Krasnoyarsk, 2013. P. 154–155. (In Russ.)
2. Scientific fundamentals of materials science: Teaching for universities / B. N. Pastukhov. 2009.
3. Structural materials in the automotive industry. V. I. Abramova, N. N. Sergeev, A. N. Sergeev. 2015.
4. Technological methods of ensuring the reliability of aircraft engines / N. D. Pronichev, P. A. Shulepov 2011.
5. Menovshchikov V. A., Eresko S. P. [Estimation of reliability of elements of pairs of friction of cardan hinge

on the needle-shaped bearing]. *Materialy XV Mezhdunar. nauch. konf. "Mechaniki XXI veku"* [Materials Intern. Scientific. Conf "Mechanics of XXI century"]. Bratsk: Bratsk State University, 2006. P. 190–193. (In Russ.).

6. Menovshchikov V. A., Eresko S. P. Issledovanie i sovershenstvovanie igolchatikh podshipnikov kardanikh peredach transportno-tekhnologicheskikh mashin [Study and improvement of needle bearing universal joint transmission of transport and technological machines]. Krasnoyarsk: KrasGAU, 2006. 283 p.

7. Eresko T. T., Kukushkin E. V., Menovshchikov V. A. [Current status of the issue on the study of plastic deformation under static loading, the contact needle roller bearings] // *Materialy XV Mezhdunar. nauch. konf. "Mechaniki XXI veku"* [Materials Intern. Scientific. Conf "Mechanics of XXI century"]. Bratsk: Bratsk State University, 2014. P. 37–40. (In Russ.).

© Губанова А. В., Кукушкин Е. В., Маслова О. Е., Меновщиков В. А., 2016

УДК 662.822

## ВЛИЯНИЕ ВИБРАЦИИ НА УСЛОВИЯ РАБОТЫ КАРДАННЫХ ШАРНИРОВ\*

А. С. Ереско, Е. В. Кукушкин, Д. С. Осеев, В. А. Меновщиков, Д. А. Пятаев\*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

\*E-mail: pyataev-13@yandex.ru

*Рассмотрены последствия влияния вибрации на условия работы карданных шарниров, причины возникновения вибрации, ее взаимодействие с малоцикловой усталостью и способы её устранения на примере карданных передач. Также рассматриваются перспективы развития карданных валов. В качестве исследовательской задачи авторами была определена попытка оценить данные процессы в совокупности. Однако данная проблема мало изучена и требует дальнейших исследований.*

*Ключевые слова: вибрация, карданный шарнир, малоцикловая усталость.*

## EFFECTS OF VIBRATIONS ON WORKING CONDITIONS OF CARDAN JOINTS

A. S. Eresko, E. V. Kukushkin, D. S. Oseev, V. A. Menovshchikov, D. A. Pyataev\*

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochoy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation

\*E-mail: pyataev-13@yandex.ru

*This article describes the effects of vibration impact on the working conditions of cardane joints, causes of vibration, its interaction with the low-cycle fatigue and ways to eliminate based on the example of driveline. The article also discusses the prospects of development of cardan shafts. In an attempt to assess these processes together it is defined as research problem the authors. However, the problem is poorly understood and requires further research.*

*Keywords: vibration, cardan joint, low-cycle fatigue.*

**Введение.** На протяжении многих лет карданные шарниры являются неотъемлемой частью большинства механизмов. Они применяются во многих механизмах, которые задействованы в строительстве, сельском хозяйстве, автомобильной промышленности и других отраслях. Карданные шарниры служат для передачи крутящего момента при несовпадении осей валов и изменении их взаимного положения. Валы, соединяющие карданные шарниры, называются карданными валами. Механизм, состоящий из одного или нескольких карданных валов и карданных шарниров и предназначенный для передачи крутящего момента между агрегатами, оси которых не совпадают и могут изменять свое положение, называется карданной передачей. Для компенсации изменения расстояния ме-

жду агрегатами трансмиссии и карданной передачей могут использоваться подвижные в осевом направлении шлицевые муфты. Значительное количество отказов узлов, установленных на подвижных объектах, вызывается воздействием интенсивных механических вибраций. Кроме того, вопросы прочности и надежности при воздействии вибраций давно приобрели решающее значение при разработке и конструировании машин. В настоящее время проведено много исследований в этом направлении, однако влияние вибрации на карданные шарниры было изучено недостаточно. Для того чтобы достоверно говорить о влиянии вибрации, необходимо рассмотреть все возможные варианты. Остановимся на карданных шарнирах в карданной передаче.

\*Результаты получены в рамках выполнения гос. заданий: № 9.447.2014/к (The results obtained in the framework of the state order № 9.447.2014 / k).

**Основная часть.** Под вибрацией понимают механические, часто синусоидальные, колебания системы с упругими связями, возникающие в машинах и аппаратах при периодическом смещении центра тяжести какого-либо тела от положения равновесия, а также при периодическом изменении формы тела, которую оно имело в статическом состоянии. Чаще всего такое колебательное движение происходит из-за неуравновешенных силовых воздействий: дисбаланс вращающихся частей, инерционное возбуждение при работе возвратно-поступательных механизмов, ударные процессы и др.

Карданный вал характеризуется такими повреждениями, как скручивание, изгиб вала, погнутость щёк вилки, выкрашивание поверхностных слоев материала, усталость материала. Скручивание на угол более  $3^\circ$ , так же как и наличие значительных вмятин, требует замены вала. Одной из причин появления вибрации может явиться некачественный ремонт карданного вала. При разборке-сборке вала молотком деформируются посадочные места стаканов крестовин, не убираются люфты в сочленениях, не соблюдается первоначальное взаимное положение валов при сборке.

Практика показывает, что в основном дефекты карданной передачи появляются тогда, когда нарушаются правила эксплуатации техники. Например, чаще всего, преждевременный выход из строя крестовин связан с «перегрузами». Крестовины чувствительны к повышенным контактным напряжениям, на поверхности шипов, в первую очередь, остаются следы от игл подшипников, работающих с повышенной нагрузкой. Наличие дефектов на шипах, так называемого бринеллирования, значительно убабывает общий износ крестовины и выход из строя. «Перегруз» отрицательно сказывается и на шлицевом соединении, подвергая его дополнительным изгибающим нагрузкам [1; 2].

В связи с различными процессами разрушения игольчатых подшипников при низких и высоких уровнях максимальных напряжений цикла различаем два вида усталости: малоцикловую и многоцикловую. Малоцикловая усталость – усталость материала, при которой усталостное повреждение или разрушение происходит при упругопластическом деформировании. Многоцикловая усталость – усталость материала, при которой усталостное повреждение или разрушение происходит в основном при упругом деформировании.

Вибрация в свою очередь даёт дополнительную нагрузку на ось вала, что оказывает влияние на малоцикловую усталость игольчатого подшипника. Процесс поверхностного выкрашивания шипов крестовин возникает вследствие малоцикловой усталости материала [3]. Проблема малоцикловой прочности элементов конструкций становится актуальной в 1950-е годы в связи с развитием техники, энергетики и созданием инженерных конструкций в различных отраслях производства [4].

Для снижения вибраций валы в процессе изготовления балансируют, для этого используют испытательные стенды. Эта операция проводится в заводских условиях на специальных автоматизированных балансировочных станках, где на концах трубы карданного вала, как можно ближе к самой опоре, привариваются точечной сваркой пластины определенной массы и в определенных местах, исходя из потребностей балансировки. Но устранить пульсацию крутящего момента в трансмиссии довольно сложно, поэтому постоянно ведутся поиски путей снижения крутильных колебаний [5].

Использование конструкционных материалов меньшей плотности существенно упрощает проблему повышения критической частоты вращения карданной передачи [6; 7]. Сегодня ведутся и в России, и за рубежом перспективные разработки использования неметаллических композиционных материалов с полимерной матрицей и стеклянными, углеродными и другими волокнами в качестве материала карданных валов будущего. Есть положительные результаты, но пока цена композитных карданов очень высока [8].

Современные методы измерения вибрации основаны на преобразовании колебательных процессов в электрический сигнал, который усиливается и обрабатывается.

Основными преобразователями являются интегральные датчики – акселерометры. Акселерометры представляют собой датчики линейного ускорения и в этом качестве широко используются для измерения углов наклона тел, сил инерции, ударных нагрузок и вибрации. Они находят широкое применение на транспорте, в медицине, в промышленных системах измерения и управления, инерциальных системах навигации.

Промышленность изготавливает много разновидностей акселерометров, имеющих различные принципы действия, диапазоны измерения ускорений, массу, габариты и цены [9].

**Заключение.** В заключение хотим отметить, что вибрация имеет значительное влияние на работу карданных шарниров. Проведенные исследования показывают, что под действием вибрации шарниры быстрее изнашиваются, поэтому для продления срока и качества эксплуатации карданных передач необходимо уменьшать вибрацию, а для решения этой задачи необходимо исследовать вопросы, связанные с влиянием вибрации на условия работы карданных шарниров.

#### Библиографические ссылки

1. Карданные передачи / Я. Э. Малаховский, А. А. Лапин, Н. К. Веденев. М. : Государственное научно-техническое издательство машиностроительной литературы, 1962.
2. Лысов М. И. Карданные механизмы. Конструкция, теория, расчёт и испытания. М. : Государственное научно-техническое издательство машиностроительной литературы, 1945.
3. Кукушкин Е. В., Меновщиков В. А. Малоцикловая усталость игольчатого подшипника // Актуаль-

ные проблемы авиации и космонавтики : материалы IX Всерос. науч.-практ. конф. : в 2 т. / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2013. С. 154–155.

4. Кукушкин Е. В., Меновщиков В. А., Ереско Т. Т. Вопросы формирования усталостных трещин в материалах игольчатых подшипников карданных шарниров // Актуальные проблемы авиации и космонавтики : материалы X Всерос. науч.-практ. конф. ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2014. С. 148–150.

5. Меновщиков В. А., Ереско С. П. Исследование и совершенствование игольчатых подшипников карданных передач транспортно-технологических машин : монография. Красноярск : Изд-во КрасГАУ, 2006. 283 с.

6. Автомобильные пластичные смазки / В. В. Ваванов, В. В. Вайншток, А. А. Гуреев. М. : Транспорт, 1986.

7. Подшипники качения : справочник / Р. Д. Бейзельман, В. В. Цыпкин, Л. Я. Перель. М. : Машиностроение, 1967.

8. Полилов А. Н. Экспериментальная механика композитов : учеб. пособие. М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2015. 375 с.

9. Шевцов С. М., Ереско А. С., Ереско С. П. Автоматизация процессов измерения вибрации // Механика XXI века. Братск : БрГУ, 2008, С. 38–42.

#### References

1. Malakhovka Ya. E., Lapin A. A., Vedeneyev N. K. [Cardan transfers]. *Kardannyye peredachi*, Moscow: State scientific and technical publishing engineering literature 1962. (In Russ.)

2. Lysov M. I. [Cardan mechanisms. Design, theory, calculation and tests]. *Kardannyye mekhanizmy. Konstruktsiya, teoriya, raschot i ispytaniya*, Moscow: State scientific and technical publishing engineering literature, 1945.

3. Kukushkin E. V., Menovshchikov V. A. [Low Cycle Fatigue needle bearing] // *Materialy Mezhdunar. nauch. konf. "Aktualnie problem aviatsii i kosmonavtiki"* [Materials Intern. Scientific. Conf "Current issues of aviation and cosmonautics"]. Krasnoyarsk, 2013. P. 154–155. (In Russ.)

4. Kukushkin E. V., Menovshchikov V. A., Eresko T. T. [Questions of formation of fatigue cracks in materials needle bearing universal joints] // *Materialy Mezhdunar. nauch. konf. "Aktualnie problem aviatsii i kosmonavtiki"* [Materials Intern. Scientific. Conf "Current issues of aviation and cosmonautics"]. Krasnoyarsk, 2014. P. 148–150. (In Russ.)

5. Menovshchikov V. A., Eresko S. P. Issledovanie i sovershenstvovanie igolchatikh podshpnikov kardanikh peredach transportno-tekhnologicheskikh mashin [Study and improvement of needle bearing universal joint transmission of transport and technological machines]. Krasnoyarsk: KrasGAU, 2006. 283 p.

6. Vavanov V. V., Weinstock V. V., Gureev A. A. [Automobile plastic lubricants], *Avtomobil'nyye plastichnyye smazki*. Moscow : Transport, 1986.

7. Beyzelman R. D., Tsyppkin V. V., Perel L. Ya. [Rolling bearings. Reference book]. *Podshipniki kacheniya. Spravochnik*, Moscow : Mashinostroyeniye publishing house, 1967.

8. Polilov A. N. [Experimental mechanics of composites: schoolbook] *Ekspperimental'naya mekhanika kompozitov : ucheb. posobiye*. Moscow : Publishing MSTU. N. E. Bauman, 2015. 375 p

9. Shevsov S. M., Eresko A. S., Eresko S. P. [Automation of processes of measuring of vibration] // *Materialy XV Mezhdunar. nauch. konf. "Mechaniki XXI veku"* [Materials Intern. Scientific. Conf "Mechanics of XXI century"]. Bratsk: Bratsk State University, 2008. P. 38–42. (In Russ.)

© Ереско А. С., Кукушкин Е. В., Осеев Д. С., Меновщиков В. А., Пятаев Д. А., 2016

УДК 662.822

### ВИРТУАЛЬНЫЙ ОСЦИЛЛОГРАФ ДЛЯ ИСПЫТАТЕЛЬНОГО СТЕНДА\*

С. П. Ереско, Т. Т. Ереско, Е. В. Кукушкин\*, А. А. Орлов

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

\*E-mail: ironjeck@mail.ru

*Представлены результаты моделирования виртуального осциллографа в программном продукте LabVIEW. Создана визуализация с записью данных измерений USB-осциллографа одновременно по двум каналам USB-осциллографа, который может использоваться в стендах для испытаний карданных передач. Предложенная программа позволяет записывать результаты измерений USB-осциллографа в «реальном времени» одновременно с двух каналов USB-осциллографа и получать средние значения осциллограмм в цифровом виде.*

*Ключевые слова:* LabVIEW, виртуальный осциллограф, испытательный стенд.

\*Результаты получены в рамках выполнения гос. заданий: № 9.447.2014/к и 211/2014 (The results obtained in the framework of the state order № 9.447.2014 / к и 211/2014).

## CREATING A VIRTUAL OSCILLOSCOPE FOR TEST BENCH

S. P. Eresko, T. T. Eresko, E. V. Kukushkin, A. A. Orlov

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
\*E-mail: ironjeck@mail.ru

*The paper presents results of the simulation in virtual oscilloscope software product LabVIEW. It also demonstrates visualization with a record of measurements of USB oscilloscope data simultaneously in two channels, USB oscilloscope can be used in the stands for the driveline tests. The proposed program allows you to record the results of measurements with USB oscilloscope in "real time" along with two USB channel oscilloscope and the research obtains the average values of waveforms in digital form.*

*Keywords: LabVIEW, virtual oscilloscope, test stand.*

**Введение.** В настоящее время персональный компьютер является обязательной принадлежностью практически каждой физической лаборатории, широко используется как средство накопления и обработки результатов измерений, а также может использоваться для управления экспериментальными установками в реальном времени. Кроме этого, с добавлением внешнего модуля сбора данных сам компьютер можно превратить в multifunctional измерительный прибор, способный заменить традиционные приборы, как, например, осциллографы.

Фирма National Instruments разработала графическую среду программирования LabVIEW как средство разработки для быстрого проектирования и модификации инструментальных систем. LabVIEW – лаборатория виртуальных инструментов – Virtual Instrument (VI), позволяющая создавать различные программно-аппаратные комплексы и виртуальные приборы для измерения и записи различных параметров физических процессов. LabVIEW позволяет также осуществлять решения дифференциальных уравнений, интегрирования и т. д., но математические программы LabVIEW больше ориентированы на обработку потока экспериментальных данных, в том числе в режиме реального времени [1–2].

**Основная часть.** Для автоматизации процесса получения измерений был создан виртуальный осциллограф, использовалось программное обеспечение LabVIEW фирмы National Instruments. Блок-диаграмма осциллографа представлена на рисунке.

Для получения сигнала с устройства был использован файл библиотеки NTMarch.dll, с помощью которого выходные сигналы поступают на индикаторы Waveform Graph (график осциллограммы), которые принимают данные в виде массива чисел и отображает

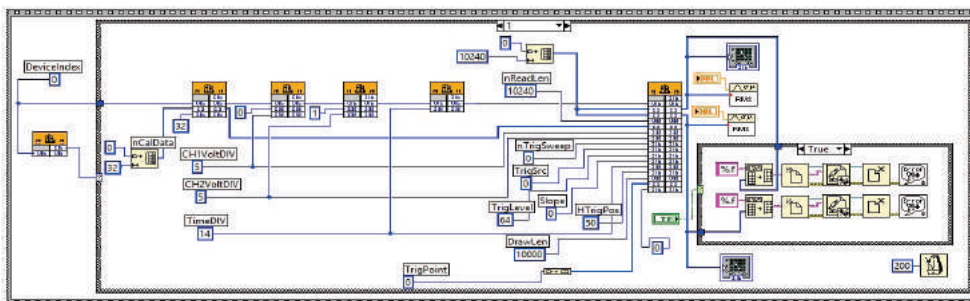
их с равномерным шагом. Среднее квадратичное значение сигнала получаем с помощью функций обработки данных RMS, сигнал в котором получаем по формуле

$$\Psi_x = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=0}^{n-1} x_i^2},$$

где  $n$  – число элементов последовательности  $x$ .

Для записи результатов использовались функции: Spreadsheet String To Array, которая преобразует строку табличного формата (spreadsheet string) в цифровой массив (array), размерность которого определяется входом тип массива (array type); Open/ Create/ Replace File, которая открывает существующий файл, создает новый файл или заменяет существующий файл, программно или интерактивно используя файловое диалоговое окно; Write to Text File, которая записывает строку символов (string of characters) или массив строк в файл; Close File, которая закрывает открытый файл, определяемый ссылкой (refnum), и возвращает путь (path) к файлу, соответствующий ссылке; General Error Handler, показывающий источник возникновения ошибки в диалоговом окне. Ошибка ввода/ вывода формируется только в функции Close File, которая закрывает файл, несмотря на ошибки в предыдущих операциях. Это гарантирует корректное закрытие файлов [3].

Программа работает следующим образом: сигнал, поступающий на два канала USB-осциллографа, одновременно отображаются на индикаторах в виде графиков осциллографа с генерацией среднего квадратичного числа, при нажатии на кнопку «ЗАПИСЬ ЗНАЧЕНИЙ» сигнал поступает на структуру Вариант (Case Structure), после чего в диалоговом окне будет предложен путь сохранения значений осциллограмм в два файла, по файлу на канал USB-осциллографа.



Блок-диаграмма виртуального осциллографа



**Заключение.** Разработанный виртуальный осциллограф позволяет записывать результаты измерений аналоговых напряжений, поступающих с датчиков испытательного стенда в режиме реального времени, одновременно на два USB-канала осциллографа, а также вычислять и записывать средние значения измеряемых параметров в цифровом виде и как разработанный ранее виртуальный осциллограф-частотомер [4], также может использоваться в испытательных стендах авторской разработки [5–7].

#### Библиографические ссылки

1. Бутырин П. А., Васильковская Т. А., Каратаева В. В., Материкин С. В. Автоматизация физических исследований и эксперимента: компьютерные измерения и виртуальные приборы на основе LabVIEW 7. М. : ДМК Пресс, 2005.
2. Батоврин В. К., Бессонов А. С., Мошкин В. В. LabVIEW. Практикум по аналоговой и цифровой электронике / Моск. гос. ин-т радиотехники, электроники и автоматики. М., 2007. 132 с.
3. Суранов А. Я. LabVIEW 8.20 : справочник по функциям. М. : ДМК Пресс, 2007. 536 с.
4. Виртуальный измерительный прибор. Осциллограф-частотомер. Свид. об офиц. регистр. программы для ЭВМ № 2012610722 (РФ) / Ереско С. П., Тен В. П., Ереско А. С., Соболев А. Н., Вульф Д. В., Ереско Т. Т. Заявл. 12.10.2011, № 2011617578; Зарегистр. М. : Роспатент 16.01.2012.
5. Пат. 149002 Российская Федерация, МПК7 G01M 13/02 (2006.01). Стенд для испытаний карданных передач / Кукушкин Е. В., Меновщиков В. А., Ереско С. П., Ереско Т. Т. № 2014120845; заяв. 22.05.2014 ; Оpubл. 20.12.2014. Бюл. № 35. 1 с.
6. Пат. 153924 Российская Федерация, МПК7 G01M 13/02 (2006.01). Стенд для испытаний карданных передач / С. П. Ереско, Т. Т. Ереско, Е. В. Кукушкин, В. А. Меновщиков. № 2014147821/28; заяв. 26.11.2014 ; Оpubл. 10.08.2015. Бюл. № 22. 2 с.
7. Пат. 162876 Российская Федерация, МПК7 G01M 13/02 (2006.01). Стенд для испытаний карданных передач / Ереско С. П., Ереско А. С., Ереско Т. Т., Ереско В. С., Материкин С. В. [Automation of Physical Research and experiment : Computer measurements and virtual instruments based on LabVIEW 7] // *Avtomatizacia fizicheskikh issledovanii I eksperimanta: komputernie izmerenia I virtualnie pribori na osnove LabVIEW 7*, 2005. (In Russ.)
2. Batovrin V. K., Bessonov A. S., Moshkin V. V. [LabVIEW. Workshop on analogue and digital electronics]. *LabVIEW. Praktikum po analogovoi I cifrovoi elektronike*, 2007. 132 p. (In Russ.)
3. Suranov A. Ya. [LabVIEW 8.20: Function Manual] *LabVIEW 8.20: Spravochnik po funkciyam*, 2007. 132 p. (In Russ.)
4. Eresko S. P., Ten V. P., Eresko A. S., Sobolev A. N., Vulf D. V., Eresko T. T. *Virtualnii izmeritel'nyi pribor. Oscillograf-chastotomer. Svidetel'stvo ob ofitsial'noi registratsii programm dlya EVM* [Virtual Meter. Oscilloscope, frequency counter. The Certificate on Official Registration of the Computer Program]. No. 2011617578, 2012.
5. Kukushkin E. V., Menovshchikov V. A., Eresko S. P., Eresko T. T. *Stend dla ispitaniy kardanikh peredach* [The test stand driveline]. Patent RF, no. 149002, 2014.
6. Eresko S. P., Eresko T. T., Kukushkin E. V., Menovshchikov V. A. *Stend dla ispitaniy kardanikh peredach* [The test stand driveline]. Patent RF, no. 153924, 2015.
7. Eresko S. P., Eresko A. S., Eresko T. T., Eresko V. S., Kukushkin E. V., Menovshchikov V. A., Struchkov A. V., Khomenko I. I. *Stend dla ispitaniy kardanikh peredach* [The test stand driveline]. Patent RF, no. 162876, 2016.

© Ереско С. П., Ереско Т. Т., Кукушкин Е. В., Орлов А. А., 2016

УДК 662.822

### ВЗАИМОСВЯЗЬ ПЕРВИЧНЫХ УСТАЛОСТНЫХ РАЗРУШЕНИЙ С ДИСЛОКАЦИЕЙ ЦИКЛИЧЕСКИ ПОВТОРЯЮЩИХСЯ ИЛИ ЧЕРЕДУЮЩИХСЯ НАПРЯЖЕНИЙ КАРДАНЫХ ШАРНИРОВ\*

Т. Т. Ереско, А. Н. Жабинская\*, Е. В. Кукушкин, В. А. Меновщиков

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
\*E-mail: zhabinskaya\_nastya@mail.ru

*Был рассмотрен вопрос усталостных разрушений, связанный с появлением дислокаций кристаллической решетки нагружаемого материала. Был проведен анализ методов решения проблемы. Представлена информация об усталости металла и условия возникновения. Также было дано определения дислокаций, ее виды и описания структур нарушений в структуре материала.*

*Ключевые слова:* усталостные разрушения, дислокация, напряжение в материале деталей.

\*Результаты получены в рамках выполнения гос. заданий: № 9.447.2014/к и 211/2014 (The results obtained in the framework of the state order № 9.447.2014 / к и 211/2014).

## INTERCOMMUNICATION OF PRIMARY TIRELESS DESTRUCTIONS WITH DISTRIBUTION OF CYCLIC REPETITIVE OR ALTERNATING TENSIONS OF CARDAN HINGES

T. T. Eresko, A. N. Zhabinskaya\*, E. V. Kukushkin, V. A. Menovshchikov

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
\*E-mail: zhabinskaya\_nastya@mail.ru

*The question of tireless destructions is considered related to distributions of crystalline grate of the loaded material. The analysis of methods of decision of problem is conducted. Information is presented about the tiredness of metal and condition of origin. Determinations of distributions, their kinds and descriptions of structures of violations in the structure of material, are similarly given.*

*Keywords: tireless destructions, distribution, tension in material of details.*

**Введение.** Усталость – процесс постепенного накопления повреждений в материале под действием переменных напряжений и деформаций, приводящий к изменению свойств, образованию трещин и разрушению. Иными словами – это разрушение материала под действием повторно-переменных (часто циклических) напряжений.

Если уровень переменных напряжений превышает некоторый предел, то в материале детали происходит процесс постепенного накопления повреждений, который приводит к образованию субмикроскопических трещин. По мере наработки длина этих трещин увеличивается, затем они объединяются, образуя первую микроскопическую трещину, под которой понимается трещина протяженностью 0,1–0,5 мм. У корня этой трещины возникает местное увеличение напряжений, которое облегчает ее дальнейшее развитие. Трещина, постепенно развиваясь и ослабляя сечение, вызывает в некоторый момент времени внезапное разрушение детали, которое нередко связано с авариями и тяжелыми последствиями. Это часто происходит в результате усталости материала [1].

**Основная часть.** Механизм усталостного разрушения во многом связан с неоднородностью реальной структуры материалов (различие размеров, формы, ориентации соседних зёрен металла, наличие разных включений – шлаков, примесей; дефекты кристаллической решётки, дефекты поверхности материала – царапины, коррозия и т. д.). В связи с указанной неоднородностью при переменных нагрузках на границах отдельных включений и поблизости от микроскопических полостей и разных дефектов возникает концентрация напряжений, которая приводит к микропластичным деформациям сдвига некоторых зёрен металла (при этом на поверхности зёрен могут появляться полосы скольжения) и накопления сдвигов (которые на некоторых материалах проявляются в виде микроскопических выступов и впадин – экструзий и интрузий). Далее происходит развитие сдвигов в микротрещине, их сращивание, на последнем этапе появляется одна или несколько макротрещин, которая достаточно интенсивно развивается (разрастается). Края трещины под действием переменной нагрузки притираются друг к другу, и поэтому зона роста трещины отличается гладкой (полированной) поверхностью. По мере разрастания трещины поперечное се-

чение детали всё более ослабляется, и, наконец, происходит случайное хрупкое разрушение детали, при этом зона хрупкого излома имеет грубозернистую кристаллическую структуру (как при хрупком разрушении). Из-за усталостного разрушения часто появляются дислокации.

*Дислокация* – это дефекты кристаллического строения, представляющие собой линии, вдоль и вблизи которых нарушено характерное для кристалла правильное расположение атомных плоскостей. Простейшие виды дислокаций – краевые и винтовые. *Краевая дислокация* представляет собой линию, вдоль которой обрывается внутри кристалла край «лишней» полуплоскости. Неполная плоскость называется *экстраплоскостью*.

Большинство дислокаций образуются путем сдвигового механизма. Ее образование можно описать при помощи следующей операции. Надрезать кристалл по плоскости, сдвинуть нижнюю часть относительно верхней на один период решетки в направлении, перпендикулярном края плоскости, а затем вновь сблизить атомы на краях разреза вниз.

Другой тип дислокаций – *винтовая дислокация*. *Винтовая дислокация* получена при помощи частичного сдвига по плоскости вокруг линии этой плоскости. На поверхности кристалла образуется ступенька, проходящая от точки E до края кристалла. Такой частичный сдвиг нарушает параллельность атомных слоев, кристалл превращается в одну атомную плоскость, закрученную по винту в виде полого геликоида вокруг линии плоскости, которая представляет границу, отделяющую часть плоскости скольжения, где сдвиг уже произошел, от части, где сдвиг не начинался. Вдоль линии плоскости перемещения наблюдается макроскопический характер области несовершенства, в других направлениях ее размеры составляют несколько периодов [2–4].

Если переход от верхних горизонтов к нижним осуществляется поворотом по часовой стрелке, то дислокация *правая*, а если поворотом против часовой стрелки – *левая*.

Гипотезы разрушения материалов при контактом и циклическом нагружении и аспекты прочности были описаны Гриффитсоном [4; 5], который объяснил расхождение в прочности идеальных и реальных хрупких тел наличием дефектов типа трещин.

Орован, Тейлор и Поляни разработали теорию дислокаций и предложили связать снижение прочности и пластичности твердых тел с наличием дислокаций [5].

Екобори предложил способ определения прочности и причин разрушения твердого тела, в котором одновременно учитывается макроконцентрация напряжений от дефектов типа скопления дислокаций [5]. При повторно-переменном нагружении трещины возникают в наиболее пластически деформированных микроробъемках материала, границы зерен задерживают пластическую деформацию, усталостная трещина развивается по телу зерна и не распространяется по границам зерен, при пересечении границ зерен она распространяется с замедленной скоростью, циклическая нагрузка вызывает в зернах структуры металла полосы разрыхления [6].

Для металлов и сплавов, проявляющих физический предел выносливости, принята база испытаний  $10^7$  циклов, а для материалов, ординаты кривых усталости которых по всей длине непрерывно уменьшаются с ростом числа циклов, –  $10^8$  циклов. В настоящее время различают многоцикловую усталость и малоцикловую усталость. Согласно ГОСТ 23.207–79 многоцикловая усталость – это усталость материала, при которой усталостное повреждение или разрушение происходит в основном при упругом деформировании, а малоцикловая усталость – это усталость материала, при которой усталостное повреждение или разрушение происходит при упругопластическом деформировании [7].

В проведенных исследованиях [8] рассматривались вопросы, связанные с явлением перекашивания тел качения в зоне силового контакта и смежных с ним явлений, в том числе и взаимосвязь первичных усталостных разрушений.

На перекокс игл оказывают влияние и конструктивные элементы подшипника. Возникающее геометрическое скольжение зависит от коэффициента трения: чем меньше будет коэффициент трения, тем лучше будет работать сам подшипник, а это можно сделать путем подбора соответствующей сказки подшипникового узла и повышением чистота рабочих поверхностей подшипника.

**Заключение.** Согласно проведенным исследованиям [6–8] для повышения срока службы карданной передачи целесообразно повышать жесткость вилок шарнира и снижать жесткость шипа. Рекомендуется также повышать чистоту обработки рабочих поверхностей контактирующих тел в целях снижения коэффициента трения скольжения. Любые разрушения, включая усталостные, приводят к появлению в структуре материала дислокаций кристаллической решетки нагружаемого материала.

Для предупреждения такого вида разрушений материалов необходимо применять защитные меры, такие как легирование, старение, закалка и т. п. Также необходимо выполнять расчёты нагрузки для данного типа материала, такие как испытание на растяжение и изгиб. Воздействия деформации необходимо минимизировать.

#### Библиографические ссылки

1. Терентьев В. Ф., Оксогоев А. А. Циклическая прочность металлических материалов / Новосибир. гос. техн. ун-т. Новосибирск, 2001. 61 с.
2. Фетисов Г. П. Материаловедение и технология металлов. М., 2000. 625 с.
3. Лахтин, Ю. М., Леонтьева В.П. Материаловедение. М. : Машиностроение, 1990. 528 с.
4. Екобори Т. Физика и механика разрушения и прочности твердых тел. М. : Metallurgy, 1971. 264 с.
5. Екобори Т. Научные основы прочности и разрушения материалов. Киев : Наукова думка. 1978. 351 с.
6. Кукушкин Е. В., Меновщиков В. А., Ереско Т. Т. Анализ современных представлений и подходов при исследовании усталостных разрушений игольчатых подшипников // Решетневские чтения : материалы XVII Междунар. науч. конф. / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2013. С. 287–288.
7. Кукушкин Е. В., Меновщиков В. А. Малоцикловая усталость игольчатого подшипника // Актуальные проблемы авиации и космонавтики : материалы IX Всерос. науч.-практ. конф. / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2013. С. 154–155.
8. Меновщиков В. А., Ереско С. П. Влияние перекокса тел качения и смежных явлений на работоспособность игольчатых подшипников карданного шарнира. Механика XXI века. 2006. № 5. С. 276–288.

#### References

1. Terentev V. F., Oksogoev A. A. Cyclic durability of metallic materials. Novosibirsk, 2001. 61 p.
2. Fetisov G. P. Science dealing with metals and technology of metals. Moscow, 2000. 625 p.
3. Lahtin Y. M., Leonteva V. P. Science dealing with metals. Moscow, 1990. 528 p.
4. Ekobori T. Physics and fracture mechanics and strength of solids . Moscow : Metallurgy , 1971 . 264 p .
5. Ekobori T. Scientific basis of strength and fracture of materials. Kiev : Naukova Dumka, 1978. 351 p.
6. Kukushkin E. V., Menovshchikov V. A., Eresko T. T. [The analysis of modern concepts and approaches in the study of fatigue failures of needle bearings] // Materialy XVI Mezhdunar. nauch. konf. "Reshetnevskie chteniya" [Materials XVI Intern. Scientific. Conf "Reshetnev reading"]. Krasnoyarsk, 2013. P. 287–288. (In Russ.)
7. Kukushkin E. V., Menovshchikov V. A. [Low Cycle Fatigue needle bearing] // Materialy Mezhdunar. nauch. konf. "Aktualnie problem aviacii i kosmonavtiki" [Materials Intern. Scientific. Conf "Current issues of aviation and cosmonautics"]. Krasnoyarsk, 2013. P. 154–155. (In Russ.)
8. Eresko S. P., Menovshchikov V. A. [Influence of defect of bodies of wobbling and contiguous phenomena on the capacity of the needle-shaped bearing of cardan hinge] // Materialy XV Mezhdunar. nauch. konf. "Mechaniki XXI veku" [Materials Intern. Scientific. Conf "Mechanics of XXI century"]. Bratsk : Bratsk State University, 2006. P. 276–288. (In Russ.).

© Ереско Т. Т., Жабинская А. Н., Кукушкин Е. В., Меновщиков В. А. 2016

УДК 662.822

## РАЗРАБОТКА МЕТОДА ДИАГНОСТИРОВАНИЯ УПЛОТНИТЕЛЬНЫХ УСТРОЙСТВ ГИДРОЦИЛИНДРОВ С ПОМОЩЬЮ СЖАТОГО ВОЗДУХА\*

С. П. Ереско<sup>\*1</sup>, Т. Т. Ереско<sup>1</sup>, А. С. Ереско<sup>1</sup>, В. С. Ереско<sup>1</sup>, Д. Ю. Кобзов<sup>2</sup><sup>1</sup>Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева, Россия, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31.<sup>2</sup>Братский государственный университет, Россия, 667509, г. Братск, ул. Макаренко, 40

\* E-mail: eresko07@mail.ru

*Приведен анализ диагностических стендов и технологий диагностирования гидроцилиндров. Представлены методика и результаты экспериментального исследования возможности применения сжатого воздуха для диагностирования уплотнительных устройств элементов гидропривода на примере диагностирования гидроцилиндров.*

*Ключевые слова: уплотнитель, гидроцилиндр, рабочая жидкость, сжатый воздух, утечка, канал износа, диагностика.*

## DEVELOPMENT OF METHOD OF DIAGNOSTICATING OF PACKOFFS OF HYDROCYLINDERS BY MEANS OF THE COMPRESSED AIR

S. P. Eresko<sup>\*1</sup>, T. T. Eresko<sup>1</sup>, A. S. Eresko<sup>1</sup>, V. S. Eresko<sup>1</sup>, D. Y. Kobzov<sup>2</sup><sup>1</sup>Reshetnev Siberian State Aerospace University

31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation

<sup>2</sup>Bratsk State University; 40, Makarenko St., Bratsk, Russia

\* E-mail: eresko07@mail.ru

*An analysis over of diagnostic stands and technologies of diagnosticating of hydrocylinders is brought. Methodology and results of experimental research of possibility of application of the compressed air are presented for diagnosticating of packoffs of elements of hydraulic drive on the example of diagnosticating of hydrocylinders.*

*Keywords: compression, hydrocylinder, working liquid, compressed air, loss, channel of wear, diagnostician.*

Оценку герметичности уплотнительных устройств гидроцилиндров в стендовых условиях производят по объему фактической утечки рабочей жидкости через уплотнитель. В условиях эксплуатации применение такого метода практически невозможно в связи с отсутствием в конструкции гидроцилиндров специальных камер для сбора утечек жидкости.

Проверка гидроцилиндров, уже снятых с машин, требует применения специального испытательного оборудования.

Существующие стенды для испытания гидроцилиндров предусматривают поочередную опрессовку обеих полостей гидроцилиндров при неподвижном поршне. При подаче жидкости под давлением в одну из полостей от другой отбирают утечку, по объему которой судят о состоянии уплотнителя.

Предварительные исследования [1–5] показали, что применение данного метода позволяет выявить только такие отказы уплотнителей, которые связаны с нарушением их целостности (например, при наличии сквозных трещин, вырывов и т. д.). Равномерно изношенные уплотнители, которые дают при движении большую утечку, в статическом положении, как правило, утечки не имеют. Это объясняется эффектом

самоуплотнения манжетных уплотнителей, особенно при высоких давлениях рабочей жидкости.

Для диагностирования технического состояния уплотнительных узлов нами впервые было предложено использовать сжатый воздух [6–8]. Применение сжатого воздуха для диагностики гидроцилиндров обладает рядом преимуществ по сравнению с методами прямого измерения утечки жидкости. Во-первых, воздух обладает лучшей проникаемостью, мало меняет вязкость при изменении температуры, не прилипает к поверхностям сочлененных деталей. Следовательно, точность определения утечки воздуха выше, чем утечки жидкости. Во-вторых, отпадает необходимость в применении специальных камер для сбора утечки, работа с воздухом чище и позволяет экономить дорогостоящую рабочую жидкость. Кроме того, известно успешное применение сжатого воздуха в приборах контроля технического состояния цилиндропоршневой группы двигателей внутреннего сгорания при жестких зазорах.

Наряду с этим возникает необходимость экспериментальной проверки возможности применения сжатого воздуха для определения герметичности полостей гидроцилиндров, так как в последних применяют эластичные резиновые уплотнительные манжеты.

\* Результаты получены в рамках выполнения гос. заданий: № 9.447.2014/к и 211/2014 (The results obtained in the framework of the state order № 9.447.2014 / к и 211/2014).

С целью определения принципиальной возможности применения сжатого воздуха для диагностики гидроцилиндров были проведены предварительные экспериментальные исследования.

Исследования проводились на стенде, имитирующем работу штоковых уплотнительных устройств гидроцилиндров. Вместо жидкости в полость, герметизируемую двумя манжетными уплотнителями по ГОСТ 14896–84, подавался сжатый воздух по схеме, приведенной на рис. 1.

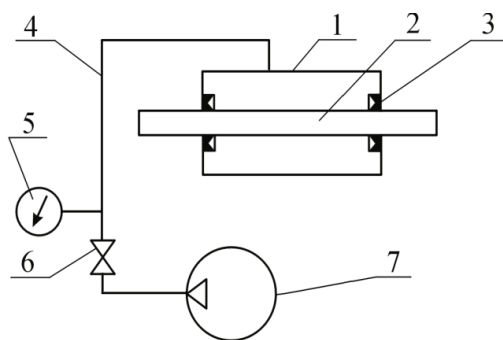


Рис. 1. Схема диагностирования уплотнительных устройств сжатым воздухом:  
1 – имитатор; 2 – шток; 3 – уплотнительное гнездо; 4 – трубопровод; 5 – манометр; 6 – вентиль; 7 – компрессор

После нагнетания воздуха в полость имитатора 1 компрессором 7 объем воздуха в имитаторе отсекался вентилем 6 и производился отсчет времени при неподвижном имитаторе на разных уровнях давления. В гнезда имитатора устанавливались попарно вначале изношенные, а затем новые уплотнительные манжеты. Эксперименты проводились при наличии на штоках масляной пленки.

На рис. 2 приведен график зависимости падения давления воздуха в имитаторе от времени выдержки в статическом положении двух изношенных манжет, имеющих каналы износа. Падение давления в имитаторе происходит в результате утечки воздуха через уплотнители.

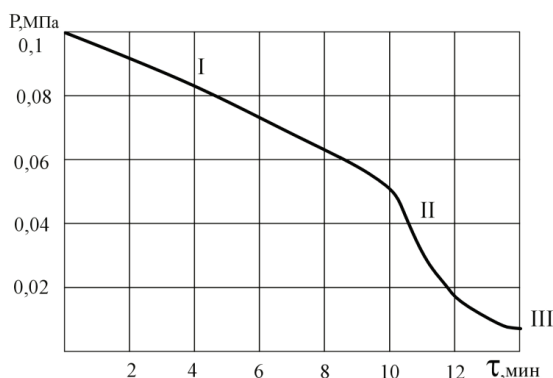


Рис. 2. График изменения давления воздуха в имитаторе от времени выдержки в статическом положении, при установке в уплотнительных гнездах двух изношенных манжет

На графике (рис. 2) имеются три характерных участка: I – медленного падения давления; II – быстрого падения давления и III – постоянного давления. При увеличении давления до 0,22 МПа падение давления для всех испытанных манжет прекращается (утечка отсутствует). Новые манжеты выдерживают все уровни давления воздуха практически без утечки. Это можно объяснить следующим. На новых манжетах нет каналов износа, а предварительный натяг обеспечивает плотное прилегание рабочей кромки к уплотняемой поверхности, поэтому утечки воздуха в статике нет.

При наличии каналов износа на рабочих кромках и уплотняемых поверхностях утечка происходит в том случае, если эти каналы, хотя бы частично открыты. Если же уплотнитель при наличии каналов износа сохранил предварительный натяг, способный так деформировать рабочую кромку, до перекрытия каналов износа, то такой уплотнитель также не будет пропускать воздух в статике.

При снижении контактных давлений и увеличении размеров сечения каналов износа их перекрытие уменьшается. В этом случае происходит утечка воздуха, скорость которой зависит от степени открытия каналов износа, которая в свою очередь зависит от уровня давления, так как величина контактных давлений складывается из давления от предварительного натяга и давления воздуха.

Из рис. 2 видно, что при понижении давления до 0,05 МПа утечка воздуха ускоряется (участок 2), а при давлении 0,015 МПа утечка прекращается (участок 3), что, по-видимому, объясняется влиянием пленки масла, которая при этом давлении не выдавливается из каналов износа.

Изношенные манжеты, которые не давали утечки воздуха при неподвижном положении, и новые манжеты были затем испытаны при движении имитатора и следующих условиях: скорость движения 0,38 м/с; уровни начального давления в имитаторе от 0 до 0,1 МПа, время замера на каждом уровне 30 с.

Далее устанавливали различные уровни начального давления для изношенных и новых манжет, которые показывают, что утечка воздуха зависит от уровня начального давления в имитаторе и что новые манжеты при движении также пропускают воздух, но в значительно меньшей степени, чем изношенные.

Далее проверялось влияние степени износа центрирующих втулок штока на утечку воздуха через манжеты. В гнезда имитатора устанавливали центрирующие втулки, имеющие односторонний износ. При отклонении штока во втулке из одного крайнего положения в другое утечка воздуха происходила даже при установке новых манжет и отсутствии движения.

На основании проведенных исследований были сделаны следующие основные выводы:

1. Изношенные манжеты пропускают воздух в статике и в динамике, а неизношенные только в динамике.
2. Разница в утечке воздуха в динамике у изношенных и неизношенных манжет достаточна для регистрации ее приборами. Следовательно, утечка воздуха может быть принята в качестве диагностическо-

го параметра герметизирующей способности уплотнителей манжетного типа в уплотнительных узлах возвратно-поступательного движения и технического состояния гидроцилиндра в целом.

3. Разница в утечке воздуха через изношенные и неизношенные манжеты, а следовательно, точность и чувствительность диагностического параметра зависят от уровня начального давления воздуха.

4. На утечку воздуха влияет не только состояние уплотнителей, но также состояние поверхностей штока (гильзы) цилиндра, центраторов, защитных и стопорных колец, т. е. утечка воздуха – интегральный показатель технического состояния всего гидроцилиндра.

5. Результаты экспериментов выявили возможность применения сжатого воздуха для проверки герметичности эластомерных уплотнителей гидроцилиндров. Так как известно применение сжатого воздуха для измерения жестких зазоров в сопряжениях металлических деталей, можно считать, что применение сжатого воздуха возможно для контроля герметичности и всего гидроцилиндра.

#### Библиографические ссылки

1. Механика современных специальных систем : монография. В 3 т. Т. 2: Оборудование, исполнительные системы, устройства, узлы / Н. В. Василенко, Н. И. Галибей, В. К. Гупалов, С. П. Ереско, Т. Т. Ереско и др. ; под ред. Н. В. Василенко, Н. И. Галибея. Красноярск : ООО «Печатные технологии», 2004. 688 с.
2. Гидроцилиндры дорожных и строительных машин. Ч. 5. Техническая диагностика : монография / Д. Ю. Кобзов, С. П. Ереско, А. А. Трофимов, А. Ю. Кулаков, В. В. Жмуров // Братск. гос. ун-т. Братск, 2011. 119 с.
3. Ереско, С. П. Исследование влияния нагрузочного режима одноковшовых экскаваторов на надежность гидроцилиндров рабочего оборудования и их уплотнительных устройств : дис. ... канд. техн. наук: 05.05.04. Л. : ЛИСИ, 1981. 260 с.
4. Эффективные методы и средства диагностики гидроцилиндров / С. П. Ереско, Т. Т. Ереско, Е. В. Меркушев, В. И. Новоселов // Транспортные средства Сибири : межвуз. сб. науч. тр. с междунар. уч. / под ред. С. П. Ереско. Вып. 5. Красноярск : КГТУ, 1999. С. 330–335.
5. Ереско С. П. Математическое моделирование, автоматизация проектирования и конструирование уплотнений подвижных соединений механических систем : монография. М. : Изд-во ИАП РАН, 2003. 156 с.
6. Ереско С. П. Система управления надежностью уплотнений подвижных соединений гидроагрегатов строительных машин : дис. ... д-ра техн. наук : 05.02.02. Красноярск, 2003. 425 с.
7. Патент РФ на полезную модель № 114496. Стенд для испытания уплотнений / С. П. Ереско, В. С. Ереско, Т. Т. Ереско, В. А. Меновщиков, А. С. Янюшкин ; по заявке 2011126727/06(039614) приоритет 29.06.2011. Опубл. 27.03.2012, Бюл. № 9.
8. Стенд для испытания уплотнений. Патент РФ на полезную модель № 119833 / С. П. Ереско, В. С. Ереско, Т. Т. Ереско, А. С. Ереско, А. Н. Антамошкин, В. И. Усаков ; по заявке 2012113029 приоритет 03.04.2012. Опубл. 27.08.2012, Бюл. № 24.

#### References

1. Vasilenko N. V., Galibey N. I., Gupalov V. K., Eresko S. P., Eresko T. T. *Mekhanika sovremennyh specialnyh sistem*. [Mechanics of the modern special systems]. Krasnoyarsk : Pechatnye tekhnologii publ., 2004. 688 p.
2. Kobzov D. Yu., Eresko S. P., Trofimov A. A., Kulakov A. Yu., Zhmurov V. V. *Gidrocilindry dorozhnyh i stroitel'nyh mashin. CHast' 5. Tekhnicheskaya diagnostika*. [Hydrocylinders of travelling and building machines. Part 5. Technical diagnostics]. Bratsk, 2011. 119 p.
3. Eresko S. P. *Issledovanie vliyaniya nagruzochnogo rezhima odnokovshovyh ehkskavatorov na nadezhnost' gidrocilindrov rabocheho oborudovaniya i ih uplotnitel'nyh ustrojstv* [Research of influence of the loading mode of single-bucket power-shovels on reliability of hydrocylinders of working equipment and their packoffs. techn. sci. diss]. Leningrad : LISI publ., 1981. 260 p.
4. Eresko S. P., Eresko T. T., Merkushev E. V., Novoselov V. I. [Effective methods and facilities of diagnostics of hydrocylinders] // *Transportnye sredstva Sibiri* : 1999. № 5. P. 330–335. (In Russ.)
5. Eresko S. P. *Matematicheskoe modelirovanie, avtomatizaciya proektirovaniya i konstruirovaniye uplotnenij podvizhnyh soedinenij mekhanicheskikh sistem*. [Mathematical design, computer-aided design and constructing of compressions of movable connections of the mechanical systems]. Moscow : IAP RAN publ., 2003, 156 p.
6. Eresko S. P. *Sistema upravleniya nadezhnost'yu uplotnenij podvizhnyh soedinenij gidroagregatov stroitel'nyh mashin*. [Control system by reliability of compressions of movable connections of hydroelectric generators of building machines. Dr. techn. sci. diss]. Krasnoyarsk, 2003. 425 p.
7. Eresko S. P., Eresko, T.T. Eresko V. S., Menovshchikov V. A., YAnyushkin A. S. *Stend dlya ispytaniya uplotnenij* [Stand for the test of compressions]. Patent RF, No. 114496. 2011.
8. Eresko S. P., Eresko T.T. Eresko V. S., Eresko A. S., Antamoshkin A. N., Usakov V. I. *Stend dlya ispytaniya uplotnenij* [Stand for the test of compressions]. Patent RF, No. 119833. 2012.

© Ереско С. П., Ереско Т. Т., Ереско А. С., Ереско В. С., Кобзов Д. Ю., 2016

## ОПТИМИЗАЦИЯ МАССЫ ПРИВОДА ПОВОРОТА ГИРОМОТОРА СИЛОВОГО ГИРОСКОПИЧЕСКОГО ПРИБОРА

Д. В. Ермаков, А. В. Кортенко, Ю. Г. Гладышев, П. А. Алексанов

АО «Научно-производственный центр «Полюс»  
Российская Федерация, 634041, г. Томск, просп. Кирова, 56в  
E-mail: info@polus-tomsk.ru

*Привод поворота гиromотора предназначен для создания вращательного движения полуоси его подвеса. На основании анализа вариантов кинематических схем, предъявляемых требований и оптимизации массы наиболее целесообразным для силового гироскопического прибора следует признать привод с одноступенчатым редуктором поворота гиromотора.*

*Ключевые слова: гиromотор, привод, редуктор, прибор, масса.*

## OPTIMIZATION OF A FORCE GYROSCOPIC DEVICE OF DRIVE WEIGHT GYROMOTOR ROTATION

D. V. Ermakov, A. V. Kortenko, Y. G. Gladyshev, P. A. Aleksanov

SC «Scientific & Industrial Centre «Polyus»  
56v, Kirova Av., Tomsk, 634041, Russian Federation  
E-mail: info@polus-tomsk.ru

*A gyromotor rotation drive is intended to transfer a gyromotor hanger differential axle rotary motion. One-stage reducer of a gyromotor turn is the most expedient for the power gyroscopic device on the basis of the kinematic schemes of versions analysis of gyromotor rotation drives, requirements to it and weight optimization.*

*Keywords: gyromotor, drive, reducer, device, weight.*

Принцип действия силового гироскопического прибора основан на создании управляющего момента путем принудительного поворота гиromотора (ГМ) вокруг оси его подвеса.

Для создания вращательного движения (крутящего момента) полуоси подвеса ГМ предназначен привод поворота. Основная часть его массы (до 80 %) приходится на электромеханические узлы, поэтому актуальной задачей является оптимизация именно этих узлов.

В зависимости от кинематической схемы (рис. 1) привод поворота подвеса ГМ бывает:

- безредукторный, где нагрузка устанавливается непосредственно на валу приводного электродвигателя;
- редукторный, механизм которого понижает угловую скорость электродвигателя с одновременным пропорциональным повышением передаваемого крутящего момента (подразделяется на одноступенчатый и многоступенчатый).

К данному приводу предъявляются следующие требования:

- 1) передача вращения на неограниченный (более 360°) угол;
- 2) реверсивная передача вращения;
- 3) точность передачи вращательного движения (с постоянным передаточным отношением);
- 4) плавность передачи (дискретность угловой скорости ГМ не более 0,004 °/с) вращательного движения (без рывков и остановок, особенно при реверсах);
- 5) линейность передаточной характеристики;

6) – малые (до 4 °/с) угловые скорости поворота ГМ (выходного звена механизма);

7) достаточно большой (единицы ньютон на метр) для приборной отсчетной передачи передаваемый крутящий момент;

8) малая потеря энергии при передаче (максимально возможный КПД);

9) минимальные масса и габариты.

При этом все требования должны быть реализованы в конструкции механизма поворота ГМ в силовом гироскопическом приборе одновременно.

Анализ кинематических схем (рис. 1) показывает:

– для одновременного выполнения требований 3, 4, 5, 8 предпочтителен безредукторный привод поворота ГМ, однако при этом есть значительные трудности с одновременным выполнением требований 6, 7, 9;

– для одновременного выполнения требований 6, 7, 9 наиболее подходит редукторный привод, но при этом возникают ограничения на одновременное выполнение требований 3, 4, 5, 8. Данная проблема технически решается, причем для ее решения одноступенчатый механизм более предпочтителен, чем многоступенчатый;

– для одновременного выполнения требований 1, 2 в равной степени пригодны как редукторный, так и безредукторный приводы поворота ГМ.

Из вышесказанного следует, что в силовом гироскопическом приборе возможна техническая реализация всех трех кинематических схем такого привода.

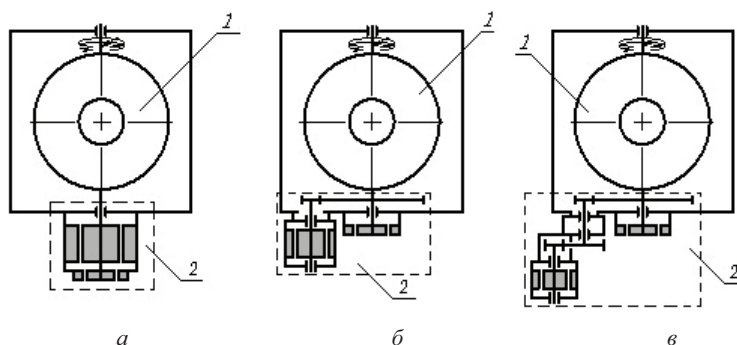


Рис. 1. Варианты кинематической схемы привода поворота (1) ГМ (2) в силовом гироскопическом приборе:  
а – безредукторный; б – с одноступенчатым редуктором; в – с многоступенчатым редуктором

#### Расчетные параметры привода

Параметр	Значение при передаточном числе $i$			
	1	8	16	32
Электродвигатель				
Создаваемый момент, Н·м	4,809	0,604	0,303	0,153
Потребляемая мощность, Вт	11,564	11,416	10,620	9,966
Частота вращения, об/мин	0,67	5,36	10,72	21,50
Масса, кг	11,270	3,150	1,880	1,410
Редуктор поворота ГМ				
Модуль	–	1,0	1,0	1,0
Число зубьев на входном колесе передачи	–	19	19	19
Масса, кг	0	1,460	2,510	3,490

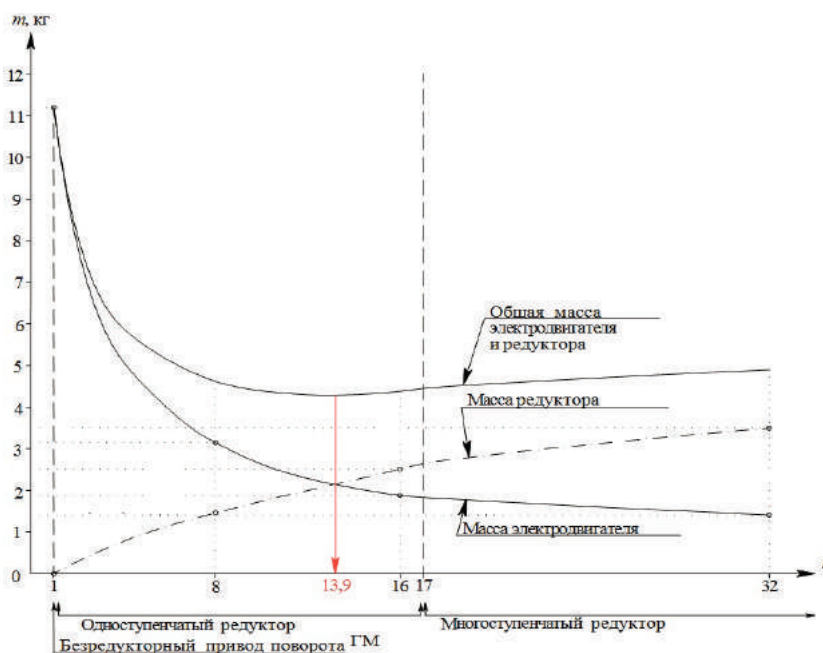


Рис. 2. Зависимость массы привода поворота подвеса ГМ от передаточного числа редуктора

Для выбора предпочтительного варианта его построения выполнена оптимизация по критерию минимизации массы для механических составляющих элементов привода – электродвигателя и редуктора.

В качестве электродвигателя выбран моментный бесконтактный двигатель постоянного тока с безжелезным статором прямого исполнения, который в отличие от остальных отвечает всем предъявляемым требованиям.

Предварительные (оценочные) расчетные параметры электродвигателя и редуктора при создании приводом одинакового крутящего момента и скорости поворота подвеса ГМ приведены в таблице.

По данным таблицы выведена зависимость передаточного числа  $i$  от массы редуктора поворота ГМ и массы электродвигателя вращения редуктора (рис. 2).

Из рис. 2 видно, что критерию минимизации массы для привода поворота подвеса ГМ удовлетворяет



одноступенчатый редуктор с передаточным числом  $i = 13,9$ . В диапазоне передаточных отношений  $i = 12-16$  она изменяется незначительно (разброс не более 2 %).

Исходя из анализа вариантов кинематических схем привода поворота подвеса ГМ (рис. 1), требований к нему и оптимизации его массы (рис. 2), наиболее целесообразно в силовом гироскопическом приборе применять привод с одноступенчатым редуктором, поскольку он имеет:

- существенно меньшую (в 2,5 раза) массу по сравнению с безредукторным механизмом поворота ГМ;
- более высокую точность, плавность, линейность передачи, меньшую люфтовую и кинематическую погрешности при меньшей массе, чем многоступенчатый редуктор поворота ГМ, что достигается уменьшением числа нелинейных звеньев передачи (зон зацепления) и подшипниковых узлов.

© Ермаков Д. В., Кортенко А. В., Гладышев Ю. Г., Алексанов П. А., 2016

УДК 62-238.9

## БЕЗУДАРНОЕ УСТРОЙСТВО УДЕРЖАНИЯ И ОСВОБОЖДЕНИЯ ПОДВИЖНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА\*

В. В. Кузнецов, С. П. Ереско

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: Vaskua@yandex.ru

*В настоящее время в современных космических аппаратах (КА) применяется высокоточное оборудование, чувствительное к ударным воздействиям. В связи с этим возникает необходимость и потребность в создании механических устройств удержания и освобождения подвижных элементов конструкции КА со значением ударных нагрузок не более 100g в спектре частот от 100 до 10 000 Гц.*

*Ключевые слова: безударные механизмы, устройства удержания, космический аппарат.*

## LOW SHOCK DEVICE RETENTION AND RELEASING THE MOVABLE ELEMENTS OF THE SPACECRAFT STRUCTURE

V. V. Kuznetsov, S. P. Eresko

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: Vaskua@yandex.ru

*Nowadays, in modern spacecraft, high-precision equipment is used that could be sensitive to impact. Therefore there is a need to provide mechanical retention devices and release the movable elements with the value of the spacecraft design impact loads less than 100g in the frequency range from 100 to 10,000 Hz.*

*Keywords: low-shock device, restraint device, spacecraft.*

В настоящее время в современных отечественных КА связи используются замки, состоящие:

- из механической части;
- активирующего устройства.

В качестве механической части используются устройства на основе рычажных схем, обеспечивающих удержание трансформируемых элементов КА на время выведения на целевую орбиту.

В качестве активирующего устройства используются пиротехнические средства, выполняющие функцию дистанционного срабатывания механической части замка.

Значения ударных воздействий, возникающих при срабатывании такого замка, приведены на рис. 1.

Основные ударные воздействия в замках возникают за счет срабатывания пиротехнических средств,

резкого снятия нагрузки в механизме удержания замка и за счет соударения элементов этого механизма.

Для снижения ударного воздействия на оборудование КА от устройств удержания необходимо разработать замок обеспечивающий минимальные ударные воздействия на бортовую аппаратуру КА, а именно:

- разработать механизм замка, а также методику его проектирования, удовлетворяющий условию отсутствия соударяющихся элементов механизма удержания и обеспечивающего условие постепенного снятия нагрузки;
- разработать активирующее устройство без использования пиротехнических средств.

В результате проведенной работы [1–4] был разработан замок с низким значением ударных воздействий, возникающих при его срабатывании.

\*Результаты получены в рамках выполнения гос. заданий: № 9.447.2014/к и 211/2014 (The results obtained in the framework of the state order № 9.447.2014 / k и 211/2014).

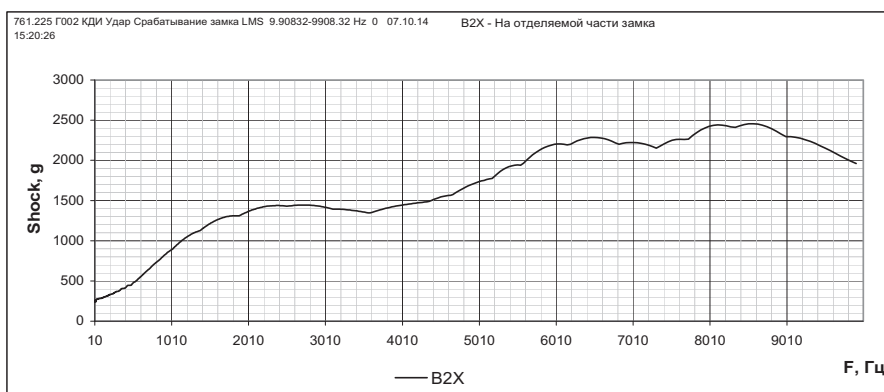


Рис. 1. Значения ударных воздействий при срабатывании замка

Замок представляет собой конструкцию, состоящую из механической части и активирующего устройства, общий вид которых приведен на рис. 2.

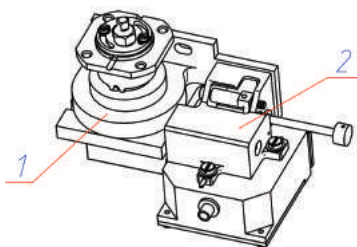


Рис. 2. Общий вид замка:

1 – механический замок; 2 – активирующее устройство

Активирующее устройство состоит из электрической части 1 и механической части 2. При этом электрическая часть 1 включает в себя подпружиненные штоки (в количестве 4 шт. для увеличения надежности срабатывания), удерживаемые проволокой из материала с высоким значением удельного электрического сопротивления. Механическая часть состоит из подпружиненного штока, опертого на ролики поворотного рычага.

Активирующее устройство работает следующим образом. При подаче электрического тока на проволоку происходит ее нагрев и разрушение под действием пружины штока, после чего шток освобождается и поворачивает рычаг, освобождая подпружиненный шток, который втягивается в корпус активирующего устройства под действием пружины, тем самым обеспечивая освобождение удерживаемого элемента.

Замок состоит из стационарной и отделяемой частей, при этом стационарная часть включается в себя: корпус, гайку, подшипник; отделяемая часть включает в себя воронку, штырь, пружину.

Корпус необходим для восприятия нагрузок от удерживаемого элемента КА, возникающих при транспортировке и выведении КА, воронка для закрепления удерживаемого элемента КА, штырь для соединения между собой стационарной и отделяемой части.

Замок работает следующим образом. После срабатывания активирующего устройства происходит освобождение гайки замка, после чего штырь может выкрутиться из гайки за счет того, что штырь и гайка имеют резьбу с углом подъема большим, чем угол трения, что позволяет штырю самовыкручиваться из гайки под действием

усилия затяжки в замке и пружины, вытягивающей штырь. После того как штырь полностью выкручен из гайки, отделяемая и стационарная части замка могут быть свободно разделены. Также:

- для снижения сопротивления вращению гайки при выкручивании штыря гайка установлена в корпус замка на упорный подшипник;
- для снижения ударных воздействий действующих при срабатывании замка, в механизме гайки предусмотрен механический регулятор скорости вращения гайки.

Технический эффект разработанной конструкции замка заключается:

- в использовании в механизме удержания замка резьбового соединения винт-гайка со значением угла наклона резьбы большим, чем угол трения, что позволяет обеспечить условие отсутствия соударения элементов механизма удержания и обеспечить плавное снятие нагрузки при срабатывании за счет механического регулятора скорости вращения гайки;
- активирующее устройство основано на принципе разрушаемого элемента, выполненного в виде пережигаемой проволоки, что обеспечивает многократное снижение ударных воздействий при его срабатывании.

Кроме этого, для данной конструкции замка была разработана методика его проектирования, позволяющая получить его основные параметры для дальнейшего проектирования под различные нагрузки, возникающие от удерживаемого элемента КА на участке выведения.

Разработанная конструкция замка позволит использовать его на КА с бортовой аппаратурой, чувствительной к ударным воздействиям, без ограничения по месту размещения на КА, а также позволит многократно снизить массу системы зачекочки подвижных элементов КА в целом.

#### Библиографические ссылки

1. Кузнецов В. В., Ереско С. П. Устройство удержания и освобождения подвижных элементов конструкции космического аппарата с пониженным ударным воздействием // Инновации в авиации и космонавтике : материалы Всерос. науч.-практич. конф. М. : МАИ, 2014. С. 82–83.
2. Кузнецов В. В., Ереско С. П. Совершенствование устройств удержания и освобождения подвижных элементов конструкции космических аппаратов // Актуальные проблемы авиации и космонавтики : мате-

риалы X Всерос. науч.-практ. конф. Т. 1. Технические науки. Информационные технологии / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2014. С. 147–148.

3. Кузнецов В. В., Ереско С. П. Устройство удержания и освобождения подвижных элементов космического аппарата с пониженным ударным воздействием // Новые материалы и технологии в ракетно-космической и авиационной технике : материалы Всерос. молодежной конф. Звездный : НИИ ЦПК им. Ю. А. Гагарина, 2015.

4. Кузнецов В. В., Ереско С. П. Устройство удержания и освобождения подвижных элементов конструкции космического аппарата с пониженным ударным воздействием // Актуальные проблемы авиации и космонавтики : материалы XI Всерос. науч.-практ. конф. Т. 1. Технические науки. Информационные технологии / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2015.

#### References

1. Kuznetsov V. V., Eresko S. P. device retention and release of mobile elements of the spacecraft design with low impact force // Materials of All-Russia. Scientific

Practical Conference "Innovations in aviation and space". M. : MAI, 2014. P. 82–83.

2. Kuznetsov V. V., Eresko S. P. Improving retention devices and the release of mobile elements spacecraft design // Materials of X All-Russia. Scientific Practical Conference. "Actual problems of aviation and cosmonautics". Vol. 1. Technical science. Information tehnologii.-Krasnoyarsk : Siberian State Aerospace University, 2014. P. 147–148.

3. Kuznetsov V. V., Eresko S. P. Device retention and release of mobile elements of the spacecraft with low impact force // Materials of All-Russia. Youth Conference "New materials and technologies in the aerospace and aviation technology." Zvezdny: FGBU "NII CTC after. Yuri Gagarin ", 2015.

4. Kuznetsov V. V., Eresko S. P. Device retention and release of mobile elements of the spacecraft design with low impact force // Materials of XI All-Russia. Scientific Practical Conference. "Actual problems of aviation and cosmonautics". Vol. 1. Technical science. Information tehnologii. Krasnoyarsk: SibSAU, 2015.

© Кузнецов В. В., Ереско С. П., 2016

УДК 66.015.23

### ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ СИЛ НА ДИАМЕТР ПАРОВОГО (ГАЗОВОГО) ПУЗЫРЯ НА ВИХРЕВОЙ СТУПЕНИ ПРИ РЕКТИФИКАЦИИ

А. В. Кустов\*, И. С. Федорченко, Я. С. Гончарова, И. И. Букельманов

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: alexkust@rambler.ru\*

*Рассматривается вопрос определения диаметра парового пузыря, образующегося на вихревой ректификационной ступени. В известной формуле для определения диаметра пузырей учтено влияние силы инерции, возникающей при работе ректификационной колонны при вращении газожидкостного слоя на контактной ступени.*

*Ключевые слова: ректификация, газосодержание, удельная межфазная поверхность.*

### STUDYING INFLUENCE OF FORCES ON THE DIAMETER OF STEAM (GAS) BUBBLES ON VORTEX STAGE AT RECTIFICATION

A. V. Kustov, I. S. Fedorchenko, Ya. S. Goncharova, I. I. Bukelmanov

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochoy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: alexkust@rambler.ru\*

*This article deals with the issues of determining the diameter of the steam bubble formed on Vortex distillation stages. The famous formula determines the diameter of bubbles taking into account influence of inertial forces generated by the work of rectifying column by spinning the gas-liquid contact layer on the stage.*

*Keywords: rectifying, gas content, specific surface.*

**Введение.** Анализ возможных путей интенсификации массообмена в системе газ–жидкость показывает, что использование для проведения этих процессов конструкций барботажных аппаратов не обеспечивает существенного повышения производительности и эффективности.

В связи с этим применение центробежного ускорения является наиболее простым способом интенсификации массообмена. Вращение потока способствует дроблению пузырьков пара на ступени и предотвращает капельный унос за счет действия инерции.

Ввиду вышесказанного для определения диаметра пузыря был использован известный процесс диспергирования, который рассматривают также с позиций гидродинамической неустойчивости, исходя из которой получено [1; 2]

$$d_n = 3,48 \cdot \left( \frac{\sigma^3}{c_T^3 \cdot \rho^3 \cdot \varepsilon_0^2} \right)^{1/5}, \quad (1)$$

где  $\varepsilon_0$  – диссипация энергии в единице массы сплошной среды, Вт/кг;  $\rho$  – плотность жидкости, кг/м<sup>3</sup>;  $c_T$  – коэффициент сопротивления.

Диссипация энергии, входящая в уравнение (1), рассчитывалась по формуле  $\varepsilon = E_{\text{вн}}/m$ .

В предположении, что диссипация энергии происходит за счет внешнего трения о стенки и дно ступени ( $E_{\text{внеш}}$ ) и внутреннего трения слоев жидкости и пузырьков газа ( $E_{\text{вн}}$ ), можно записать [1–5]:

$$E_{\text{вн}} = Q_{\Gamma} \rho_{\Gamma} \frac{u_{\Gamma}^2}{2} + Q_{\text{ж}} \rho H_{\text{ж}} g - Q_{\Gamma-\text{ж}} \rho_{\Gamma-\text{ж}} H_{\Gamma-\text{ж}} g - J \frac{w^2}{2} - \tau_{\Gamma-\text{ж}} f R w, \quad (2)$$

где  $Q_{\Gamma}$ ,  $Q_{\text{ж}}$ ,  $Q_{\Gamma-\text{ж}}$  – расходы газа (пара), жидкости и газо-жидкостной смеси соответственно, м<sup>3</sup>/с;  $\rho_{\Gamma}$ ,  $\rho$ ,  $\rho_{\Gamma-\text{ж}}$  – плотность газа (пара), жидкости и газо-жидкостной смеси, соответственно, кг/м<sup>3</sup>;  $u_{\Gamma}$  – скорость газа, м/с;  $H_0$  – высота столба жидкости, м;  $H$  – высота газо-жидкостного столба, м;  $g$  – ускорение свободного падения, м/с<sup>2</sup>;  $w$  – угловая скорость вращения газо-жидкостной смеси, с<sup>-1</sup>;  $\tau_{\Gamma-\text{ж}}$  – касательные напряжения на границе контакта жидкости и газа, Па;  $f$  – площадь контакта, м<sup>2</sup>;  $R_3$  – радиус завихрителя, м.

Сравнение экспериментальных и расчетных начений диаметра газового пузыря представлено на рис. 1. Сплошная линия на рисунке – значение диаметра пузыря с учетом мощности, создаваемой силой инерции.

Расчетные значения диаметра пузырьков газа, вычисленные по изложенной методике, имеют большую величину (рис. 1, пунктирная линия) в сравнении с опытными. Это позволяет предположить, что дроб-

ление пузырьков газа на ступени обеспечивается не только силами внутреннего трения между вращающимися газожидкостными слоями, но и за счет давления, вызванного силами инерции.

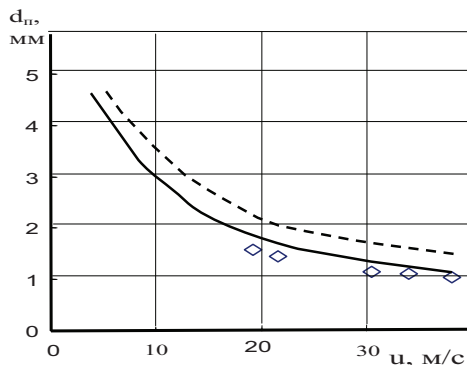


Рис. 1. Зависимость среднего поверхностного диаметра пузыря от скорости газа в каналах тангенциального завихрителя.

Экспериментальные точки:  $D = 330$  мм,  $\delta_0 = 15$  мм,  $l = 15$  мм,  $n = 8$  шт,  $V = 2$  л. Пунктирная линия – расчет по уравнению (2) без учета выражения (4); сплошная линия – расчет по уравнению (2) с учетом выражения (4)

Исходя из общей зависимости для мощности

$$N = F \cdot v, \quad (3)$$

где  $F$  – действующая сила, Н;  $v$  – скорость, м/с, можно определить величину энергии, создаваемой силой инерции:

$$N = m \cdot \omega^3 \cdot R^2, \quad (4)$$

где  $m$  – масса жидкости на контактной ступени, кг;  $R$  – радиус завихрителя, м;  $\omega$  – угловая скорость газо-жидкостного слоя, с<sup>-1</sup>.

Как видно, учет мощности, создаваемой силой инерции (зависимость (4)), в выражении (2) позволяет приблизить расчетные значения диаметра пузыря к экспериментальным.

В начале кольцевого режима величина газосодержания на ступени не зависит от фактора крутки  $f/F$  (рис. 2).

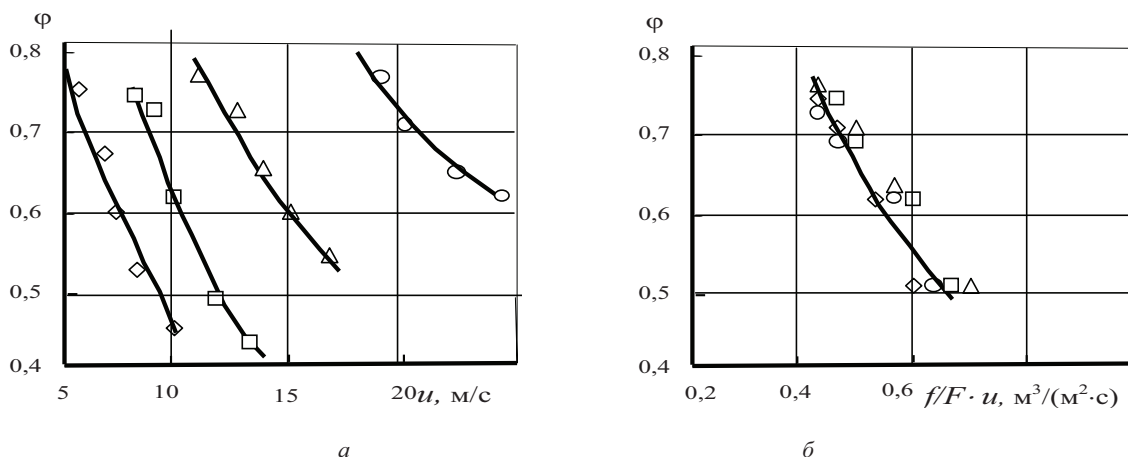


Рис. 2. Зависимости газосодержания от скорости газа в каналах (а) и параметра  $f/F u$  (б) при  $R_3 = 44$  мм,  $D_c = 110$  мм,  $V = 200$  мл на системе этиловый спирт–вода:

◇ –  $f/F = 0,089$ ; □ –  $0,04$ ; Δ –  $0,032$ ; ○ –  $0,022$

С ростом скорости газа в каналах наблюдается снижение газосодержания (рис. 2, а), что вызвано уменьшением диаметра пузырьков за счет их дробления и сжатия. Для оценки величины газосодержания получено соотношение

$$\varphi = C u^{-0,8} (\sigma / \sigma_0)^{0,25}, \quad (5)$$

где  $\sigma$  – коэффициент поверхностного натяжения рабочей жидкости;  $\sigma_0$  – коэффициент поверхностного натяжения воды при температуре 20 °С.

Величина константы С определяется из начальных условий.

Экспериментальные данные позволили рассчитать межфазную поверхность слоя жидкости на вихревой ступени (рис. 3).

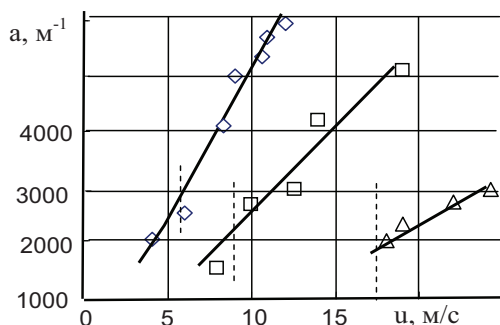


Рис. 3. Зависимость межфазной поверхности от скорости газа в канале завихрителя:  
 $\delta_0 = 1-2$  мм;  $\diamond - f/F = 0,045$ ;  $\square - 0,03$ ;  $\triangle - 0,02$ .  
 Линии из точек – начало кольцевого режима

**Заключение.** Полученная зависимость для определения диаметра парового пузыря, предложенная в данной статье, позволяет приблизить расчетные значения к экспериментальным. Это, в свою очередь, дает возможность более точно подходить к расчету ректификационных колонн, применяемых при получении и очистке этанола, получаемого на основе гидролизата растительного сырья.

#### Библиографические ссылки

1. Войнов Н. А., Кустов А. В., Николаев Н. А. Получение безводного этанола при ректификации под

вакуумом // Хвойные бореальной зоны. 2012. № 3–4. С. 373–378

2. Овчинников А. А. Динамика двухфазных закрученных турбулентных течений в вихревых сепараторах. Казань : Новое знание, 2005. 288 с.

3. Войнов Н. А., Николаев Н. А., Кустов А. В. Гидродинамика и массообмен в вихревой ректификационной колонне // Химическая промышленность. 2008. Т. 85, № 8. С. 413–419.

4. Кустов А. В. Гидродинамика и массообмен на вихревых ректификационных ступенях при переработке растительного сырья : автореф. дис. ... канд. техн. наук ; 05.21.03. Красноярск : СибГТУ, 2010.

5. Voinov N. A., Nikolaev N. A., Kustov A. V. Hydrodynamics and mass exchange in vortex rectifying column // Russian Journal of Applied Chemistry. 2009. T. 82, № 4. С. 730–735.

#### References

1. Voinov N. A. Kustov A. V., Nikolaev N. A. Poluchenie bezvodnogo etanola pri rektifikacii pod vakuomom [Preparation of anhydrous ethanol under vacuum distillation] // Hvoynye borealnoy zony. 2012. № 3–4. P. 373–378.

2. Ovchinnikov A. A. Dinamika dvuhfaznykh turbulentykh techenii v vihrevykh separatorakh. [The dynamics of the two-phase swirling turbulent flows in vortex separators]. Kazan: JSC "New knowledge", 2005. 288 p.

3. Voinov N. A., Nikolaev N. A., Kustov A. V. Hidrodinamika i massoobmen v vihrevoy rektifikatsionnoy kollone [Hydrodynamics and mass transfer in a vortex distillation column] // Chemical industry. 2008. Vol. 85, № 8. P. 413–419.

4. Kustov A. V. Hidrodinamika i massoobmen na vihrevykh rektifikatsionnykh stupenyakh pri pererabotke rastitelnogo surya [Hydrodynamics and mass transfer in the vortex of distillation steps in the processing of vegetable raw materials] Abstract of thesis of Candidate of Science; 05.21.03. Krasnoyarsk : SibGTU, 2010. 22 p.

5. Voinov N. A., Nikolaev N. A., Kustov A.V. Hydrodynamics and mass exchange in vortex rectifying column [text] // Russian Journal of Applied Chemistry. 2009. Vol. 82, № 4. P. 730–735.

© Кустов А. В., Федорченко И. С., Гончарова Я. С., Букельманов И. И., 2016

УДК 66.015.23

### ИССЛЕДОВАНИЕ СКОРОСТИ ВРАЩЕНИЯ ГАЗОЖИДКОСТНОЙ СМЕСИ НА ВИХРЕВОЙ СТУПЕНИ ПРИ РЕКТИФИКАЦИИ

А. В. Кустов\*, П. С. Шастовский, Е. С. Васильченко, А. А. Карелина

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
 Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
 E-mail: alexkust@rambler.ru\*

Представлено исследование скорости движения газожидкостного слоя на вихревой контактной ступени. Изучены режимы движения слоя. Представлена зависимость для расчета.

Ключевые слова: контактная ступень, скорость, режимы течения.

## STUDYING SPEED LIQUID MIXTURE EDDY STAGE AT RECTIFICATION

A. V. Kustov\*, P. S. Shastovsky, E. S. Vasilchenko, A. A. Karelina

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: alexkust@rambler.ru\*

*The article presents a study of the velocity of the gas-liquid layer on the vortex contact stage. It studies modes of layer movement. Dependence for calculation is presented.*

*Keywords: contact stage, the rate of flow regimes.*

**Введение.** В настоящее время наметилась тенденция использования вихревых контактных теплообменных ступеней для проведения процессов абсорбции и ректификации в технологических линиях, в частности по переработке растительного сырья. Вихревые колонны не уступают по своим массообменным параметрам самым эффективным аппаратам насадочного типа, однако более производительны, менее металлоемки и масштабируемы, а также имеют сравнительно невысокое гидравлическое сопротивление, что позволяет использовать их для ведения процесса под вакуумом. Однако информация по исследованию и конструированию ректификационных колонн с вихревыми контактными ступенями носит в большей степени рекламный характер, что не позволяет подойти к научно обоснованному методу их расчета, выбору наиболее оптимальных вариантов конструкций, технологических режимов и требует комплексных исследований.

Основными требованиями, предъявляемыми при конструировании вихревой контактной ступени для ректификационных колонн, являются: обеспечение развитой межфазной поверхности, достижение высокой турбулентности потоков и удерживающей способности по жидкости при сравнительно низком гид-

равлическом сопротивлении и большой нагрузке по газу, что может быть достигнуто путем равномерного диспергирования газа в жидкость и создания условий для интенсивного вращательного движения газожидкостной смеси на ступени.

Анализ вихревых контактных ступеней показывает, что использование винтовых вставок, а также лопастных завихрителей не позволяет обеспечить интенсивное диспергирование газа и высокую удерживающую способность по жидкости по причине достаточно больших размеров каналов для прохода газа. Наибольший интерес для проведения процесса ректификации представляют контактные ступени, тарелки которых выполнены из тонких листов, снабженных профилированными щелями, отогнутые кромки которых образуют каналы для прохода пара, а также устройства с тангенциальным вводом газа. В указанных конструкциях газ, проходя через щели, приобретает высокую скорость, равномерно распределяется в слое жидкости на ступени, интенсивно дробится, образуя вращающуюся газожидкостную смесь.

Режимы течения на ступени. В зависимости от расхода газа можно выделить три основных режима течения газожидкостной смеси на ступени (рис. 1): барботажный; кольцевой; пленочный.

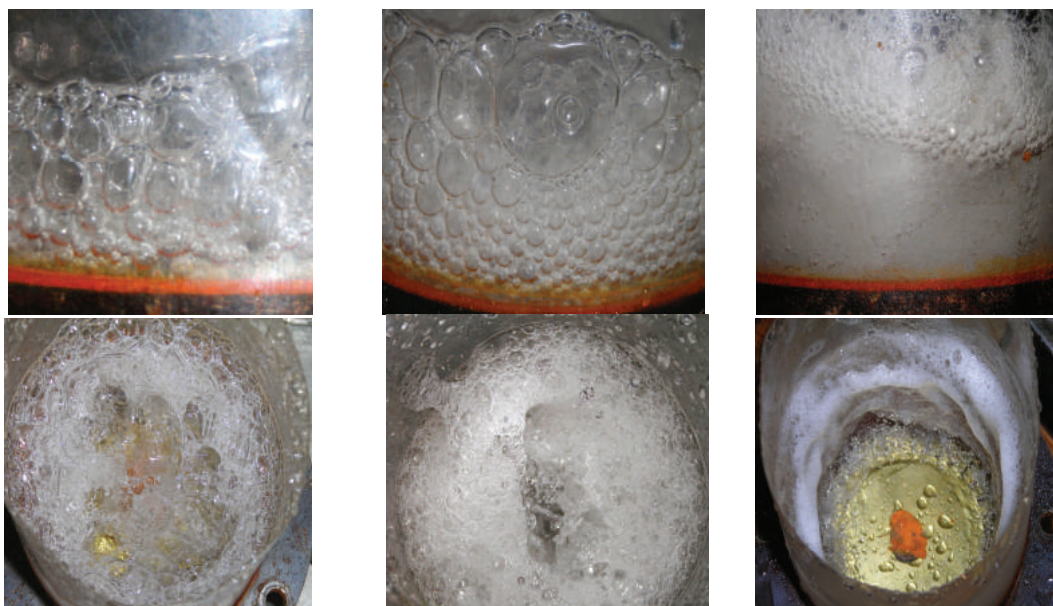


Рис. 1. Фотографии газожидкостной смеси на ступени при  $D = 114$  мм:  
а – барботажный режим; б – кольцевой; в – пленочный

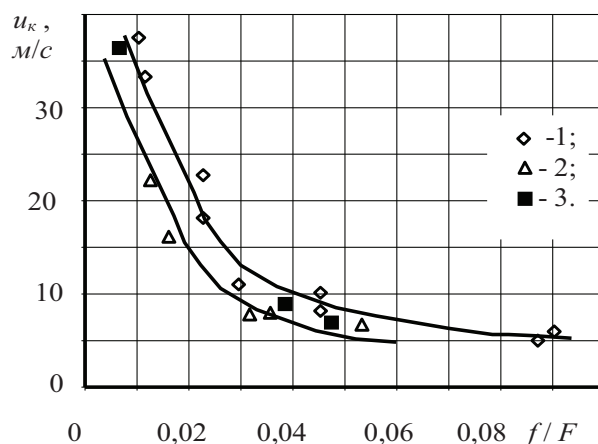


Рис. 2. Зависимость критической скорости газа от коэффициента крутки на системе «воздух–вода» при  $D = 100$  мм,  $V = 200$  мл;  $t = 15$  °С. Экспериментальные точки (1–3): 1 – многолопастной осевой завихритель при  $n = 18$ ,  $\delta_0 = 1$  мм,  $l = 10$  мм; 2 – тангенциальный завихритель при  $n = 18$ ,  $\delta_0 = 1$  мм,  $l = 10$  мм; 3 – многолопастной осевой конический завихритель при  $n = 16$ ,  $\delta_0 = 1$  мм,  $l = 26$  мм

Для контактных ступеней ректификационных колонн с целью получения развитой межфазной поверхности и низкого гидравлического сопротивления наибольший интерес представляет кольцевой режим течения, который наблюдается при достижении определенной скорости газа  $u_k$  на выходе из каналов [1; 2; 3].

При кольцевом режиме течения жидкость из центральной части колонны за счет силы инерции выдавливается к периферии с образованием вращающегося газожидкостного слоя в виде конуса, а при большей скорости – цилиндра с начальным внутренним диаметром 15–20 мм. По мере роста скорости газа происходит уменьшение толщины слоя и увеличение его высоты.

При достижении скорости газа равной  $u_n$  (которая также указывает на начало оголения каналов для прохода газа) наблюдается пленочный режим течения с раздельным течением газа и жидкости. При этом режиме происходит отток газовых пузырьков из жидкостного слоя и не реализуется их обновление.

При допущениях о том, что вращающийся цилиндрический газожидкостный слой ведет себя как твердое тело [4; 5], силы инерции и давления равномерно распределены по высоте потока, условие равновесия сил в момент образования кольцевого режима можно представить в виде

$$m \omega^2 R \geq \rho g H (1 - \varphi) S, \quad (1)$$

где  $m$  – масса жидкости;  $\omega$  – угловая скорость вращения;  $R$  – радиус вращения;  $H$  – высота столба газожидкостной смеси;  $S$  – внутренняя поверхность вращающегося газожидкостного слоя;  $g$  – ускорение свободного падения;  $\rho$  – плотность жидкости;  $\varphi$  – газосодержание.

Тогда из (1) несложно получить

$$\omega = \sqrt{\frac{gH(1-\varphi)}{\delta R}}, \quad (2)$$

где  $\delta$  – толщина газожидкостного слоя.

Согласно (2) скорость газа, при которой наступает кольцевой режим течения, зависит от объема жидкости на ступени и газосодержания и величины радиуса окружности, на которой размещены каналы для прохода газа. Увеличение  $R$  и  $\varphi$  приводит к снижению

критической скорости газа  $u_k$ , а рост объема жидкости на ступени к ее повышению.

С увеличением площади сечения каналов для прохода газа (или коэффициента крутки  $A = f/F$ ) переход в кольцевой режим течения осуществляется при меньшей скорости газа.

Экспериментальные значения критической скорости газа от фактора крутки для разных типов завихрителей и объема жидкости на ступени показаны на рис. 2.

На основе полученного экспериментального материала зависимость для расчета критической скорости газа имеет следующий вид:

$$u_k = C (f/F)^{-0,8} (H/D)^{0,7} (\rho_j (1 - \varphi) / \rho_r), \quad (3)$$

где коэффициент  $C = 0,007$  для осевого завихрителя и  $C = 0,006$  для тангенциального завихрителя;  $F$  – площадь сечения контактной ступени;  $H$  – уровень газожидкостной смеси на ступени;  $D$  – диаметр ступени;  $\rho_j$  и  $\rho_r$  – плотность газа и жидкости.

Уравнение (3) справедливо при диаметре завихрителя (80–120) мм, угле наклона каналов 30–40° к касательной и величине коэффициента динамической вязкости жидкости  $\mu_{ж} = (0,6–1,6) \times 10^{-3}$  Па·с.

Выполнение полотна ступени на конус приводит к существенному снижению величины критической скорости, что обусловлено влиянием силы инерции, действующей вдоль образующей конуса, которая способствует перемещению жидкости к периферии.

Следует отметить, что размещение на внутренней поверхности колонны ребер или установка в верхней части ограничителей приводит к гашению крутки потока и резко изменяет значение  $u_k$  в сторону ее увеличения.

Переход в пленочный режим для ступени с осевыми завихрителями осуществляется при  $u_k/u_n \approx 0,6$ , а при тангенциальном – при  $u_k/u_n \approx 0,5$ . Как видно, контактные ступени с тангенциальным вводом газа имеют больший рабочий диапазон устойчивого кольцевого течения, и поэтому рекомендуется к использованию в инженерной практике.

#### Библиографические ссылки

1. Войнов Н. А., Кустов А. В., Николаев Н. А. Получение безводного этанола при ректификации под

вакуумом // Хвойные boreальной зоны. 2012. № 3–4. С. 373–378.

2. Овчинников А. А. Динамика двухфазных закрученных турбулентных течений в вихревых сепараторах. Казань : Новое знание, 2005. 288 с.

3. Войнов Н. А., Николаев Н. А., Кустов А. В. Гидродинамика и массообмен в вихревой ректификационной колонне // Химическая промышленность. 2008. Т. 85, № 8. С. 413–419.

4. Кустов А. В. Гидродинамика и массообмен на вихревых ректификационных ступенях при переработке растительного сырья : автореф. дис. ... канд. техн. наук : 05.21.03. Красноярск : СибГТУ, 2010.

5. Voinov N. A., Nikolaev N. A., Kustov A. V. Hydrodynamics and mass exchange in vortex rectifying column // Russian Journal of Applied Chemistry. 2009. Т. 82, № 4. С. 730–735.

#### References

1. Voinov N. A., Kustov A. V., Nikolaev N. A. Poluchenie bezvodnogo etanola pri rektifikacii pod vakuумом [Preparation of anhydrous ethanol under vacuum distillation] // Hvoynye borealnoy zony. 2012. № 3–4. P. 373–378.

2. Ovchinnikov A. A. Dinamika dvuhfaznykh turbulennykh techenii v vihrevykh separatorakh. [The dynamics of the two-phase swirling turbulent flows in vortex separators] // Kazan: JSC "New knowledge". 2005. 288 p.

3. Voinov N. A., Nikolaev N. A., Kustov A. V. Gidrodinamika i massoobmen v vihrevoy rektifikatsionnoy kollone [Hydrodynamics and mass transfer in a vortex distillation column] // Chemical industry. 2008. Vol. 85, № 8. P. 413–419.

4. Kustov A. V. Gidrodinamika i massoobmen na vihrevykh rektifikatsionnykh stupenyakh pri pererabotke rastitelnogo surya [Hydrodynamics and mass transfer in the vortex of distillation steps in the processing of vegetable raw materials] Abstract of thesis of Candidate of Science; 05.21.03. Krasnoyarsk: SibGTU. 2010. 22 p.

5. Voinov N. A., Nikolaev N. A., Kustov A. V. Hydrodynamics and mass exchange in vortex rectifying column [text] // Russian Journal of Applied Chemistry. 2009. Vol. 82, № 4. P. 730–735.

© Кустов А. В., Шастовский П. С., Васильченко Е. С., Карелина А. А., 2016

УДК 62-233.2

### ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ КОЭФФИЦИЕНТА ЖЕСТКОСТИ ОСЕВОГО ЭЛЕКТРОМАГНИТНОГО ПОДШИПНИКА НА СОБСТВЕННЫЕ ЧАСТОТЫ РОТОРА ЭЛЕКТРОДВИГАТЕЛЯ-МАХОВИКА

М. В. Поляков

АО «Научно-производственный центр «Полюс»  
Российская Федерация, 634041, г. Томск, просп. Кирова, 56в  
Национальный исследовательский Томский политехнический университет  
Российская Федерация, 634050, г. Томск, просп. Ленина, 30  
E-mail: info@polus-tomsk.ru

*Рассмотрено влияние коэффициента жесткости осевого электромагнитного подшипника на собственные частоты ротора электродвигателя-маховика системы ориентации и стабилизации космического аппарата.*

*Ключевые слова: электродвигатель-маховик, собственная частота, электромагнитный подшипник.*

### IMPACT OF AXIAL ACTIVE MAGNETIC BEARING STIFFNESS COEFFICIENT ON RESONANCE FREQUENCIES OF REACTION WHEEL ROTOR

M. V. Polyakov

SC «Scientific & Industrial Centre «Polyus»  
56v, Kirova Av., Tomsk, 634041, Russian Federation  
National Research Tomsk Polytechnic University  
30, Lenina Av, Tomsk, 634050, Russian Federation  
E-mail: info@polus-tomsk.ru

*The paper presents the results of impact analysis of axial active magnetic bearing stiffness coefficient on resonance frequencies of rotor for magnetic bearing reaction wheel of spacecraft attitude control system.*

*Keywords: reaction wheel, resonance frequency, active magnetic bearing.*

**Введение.** При определении собственных частот ротора в магнитном подвесе зачастую исследуется влияние только радиальных электромагнитных подшипников (РЭМП) [1–5]. В таком анализе рассматри-

вается модель, где ротор установлен на упруго-демпферных опорах, характеризующихся коэффициентами жесткости  $C_p$  и демпфирования  $B_p$ , моделирующих радиальные электромагнитные подшип-



ники (рис. 1). Влияние осевого электромагнитного подшипника на собственные частоты ротора в такой модели не учитывается, так как большинство исследуемых роторов имеют форму стержня: их длина  $L$  значительно превышает наружный диаметр  $D$ , вследствие чего осевой момент инерции значительно меньше экваториального.

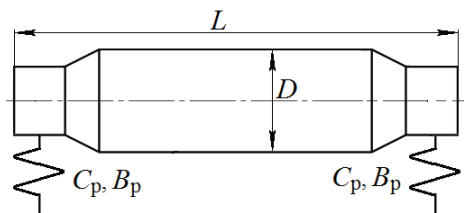


Рис. 1. Модель ротора в РЭМП

В отличие от таких роторов роторы электродвигателей-маховиков систем ориентации и стабилизации космических аппаратов представляют собой массивный обод, соединенный с валом сравнительно тонкой диафрагмой. Наружный диаметр такого ротора больше длины его вала, а осевой момент инерции превышает экваториальный. Первая собственная частота изгибных колебаний такого ротора связана с угловыми колебаниями его обода и диафрагмы вокруг поперечной оси (рис. 2, а) и имеет достаточно низкое значение, которое может лежать в рабочем диапазоне частоты вращения. Следовательно, при определении динамических характеристик ротора электродвигателя-маховика требуется учет влияния коэффициента жесткости  $C_o$  осевого электромагнитного подшипника (ОЭМП).

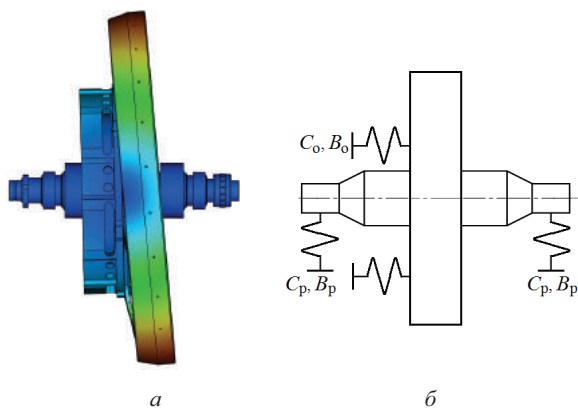


Рис. 2. Первая форма колебаний ротора ЭДМ (а) и его модель для исследования влияния коэффициента жесткости ОЭМП (б)

**Исследуемая модель.** Согласно схеме модели, используемой при исследовании влияния данного коэффициента (рис. 2, б), определение собственной частоты изгибных колебаний ротора осуществлялось посредством конечно-элементного частотного анализа в программном пакете T-Flex Анализ. При этом задавались различные значения коэффициентов жесткости  $C_o$  и  $C_p$ , лежащие в диапазоне  $0-1 \cdot 10^8$  Н/м, что позволило сравнить их влияние на собственную частоту изгибных колебаний ротора.

**Результаты расчета.** Из графика, показанного на рис. 3, видно, что при увеличении коэффициента жесткости  $C_o$  осевого электромагнитного подшипника первая собственная частота изгибных колебаний ротора  $f$  увеличивается. Таким образом, коэффициент  $C_o$  оказывает такое же влияние на собственную частоту  $f$ , как и коэффициент жесткости  $C_p$  радиального электромагнитного подшипника.

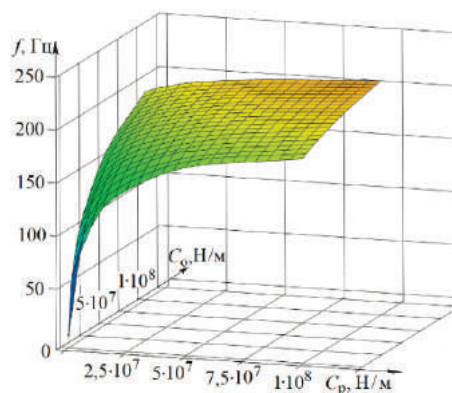


Рис. 3. График зависимости  $f(C_o, C_p)$

**Заключение.** Исследование зависимости частоты изгибных колебаний ротора  $f$  от коэффициента жесткости  $C_o$  показало, что повысить жесткость системы «ротор – электромагнитные подшипники» и провести «отстройку» от резонансов, в том числе при адаптивном управлении, можно не только регулированием коэффициента жесткости радиального электромагнитного подшипника, но и изменением коэффициента жесткости осевого электромагнитного подшипника.

#### Библиографические ссылки

1. Богданова Ю. В., Гуськов А. М. Моделирование динамики ротора электрошпинделя на магнитных подшипниках // Наука и образование / МГТУ им. Н. Э. Баумана. Электрон. журн. 2015. № 01. С. 201–220. URL: <http://technomag.bmstu.ru/doc/753146.html> (дата обращения 12.09.2016).
2. Леонтьев М. К., Давыдов А. Л., Дегтярев С. А. Динамика роторных систем, опирающихся на магнитные подшипники // Газотурбинные технологии. 2011. № 3. С. 16–22.
3. Абдурагимов А. С., Верещагин В. П., Рогоза А. В. Идентификация динамических свойств ротора в системе магнитного подвеса // Вопросы электромеханики. 2014. Т. 143. С. 7–10.
4. Сарычев А. П., Руковицын И. Г. Математическая модель ротора для анализа управления магнитными подшипниками // Вопросы электромеханики. 2008. Т. 107. С. 11–15.
5. Журавлев Ю. Н. Активные магнитные подшипники: Теория, расчет, применение. СПб.: Политехника, 2003. 206 с.

#### References

1. Bogdanova Yu. V., Gus'kov A. M. [Modeling the rotor dynamics of electrospindle on magnetic bearings]. *Science and education of the Bauman MSTU*. 2015. № 01. P. 201–220. (In Russ.). Available at:

<http://technomag.bmstu.ru/doc/753146.html> (accessed 12.09.2016).

2. Leont'ev M. K., Davydov A. L., Degtyarev S. A. [The dynamics of rotor systems supported by magnetic bearings] // *Gazoturbinnye tehnologii*. 2011. № 3. P. 16–22 (in Russ.)

3. Abduragimov A. S., Vereshchagin V. P., Rogoza A. V. [Identification of rotor dynamic parameters in the magnetic suspension system] // *Voprosy elektromekhaniki*. 2014. Vol. 143. P. 7–10. (in Russ.)

4. Sarychev A. P., Rukovitsyn I. G. [Mathematical model of rotor for the analysis of the magnetic bearing control] // *Voprosy elektromekhaniki*. 2008. Vol. 107. P. 11–15. (in Russ.)

5. Zhuravlev Yu. N. *Aktivnye magnitnye podshipniki: Teoriya, raschet, primenenie*. [Active magnetic bearings: Theory, design, application]. St. Petersburg : Politekhnik, 2003. 206 p.

© Поляков М. В., 2016

УДК 621.313.13.1

## ИССЛЕДОВАНИЕ КАЛИБРАТОРА НА БАЗЕ ЛИНЕЙНОГО ЭЛЕКТРОДИНАМИЧЕСКОГО ПРИВОДА\*

А. А. Фадеев, Т. Т. Ереско, А. Е. Малышкин

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: fadeev.77@mail.ru

*Рассмотрен вариант использования линейного электродинамического привода для калибрования датчиков вибрации и удара. Показаны схема и расчет характеристик калибратора на базе электродинамического привода, проведены исследования по калибровке датчика методом удара.*

*Ключевые слова: датчик удара, вибрации, электродинамический привод, калибратор.*

## THE STUDY OF THE CALIBRATOR ON THE BASIS OF THE LINEAR ELECTRODYNAMIC ACTUATOR

A. A. Fadeev, T. T. Eresko, A. E. Malichkin

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: fadeev.77@mail.ru

*The article presents a variant of the linear electrodynamic actuator for calibration of vibration and shock. It shows a diagram and calculates the characteristics of the calibrator on the basis of the electrodynamic actuator. The conducted research focuses on the sensor calibration method of impact.*

*Keywords: shock sensor, vibration, electrodynamic actuator, calibrator.*

Перспективным направлением применения линейных электродинамических приводов, помимо обработки материалов [1; 2], является использование его в качестве калибратора.

Для получения достоверных результатов по параметрам удара (вибрации) работающего (испытываемого) оборудования необходима настройка (калибровка) датчиков. Согласно ГОСТ [3] одним из методов калибровки датчика (преобразователя) является метод удара.

Основной целью калибровки является определение (в направлении, соответствующем назначению преобразователя) коэффициента преобразования  $S_r$  в рабочем диапазоне частот и амплитуд.

Сотрудниками СибГАУ была усовершенствована конструкция ударного стенда (рис. 1) на базе линей-

ного электродинамического двигателя с типоразмером 60 мм (обозначение 2Л60Л) со встроенным блоком питания и управления [4].

Стенд работает следующим образом: при подаче обратного напряжения с блока питания 2 на линейный электродвигатель 1 (реверсный режим) происходит вылет якоря с инструментом (бойком) 3 из зазора индуктора и удар по наковальне 4, находящейся в состоянии покоя, с укрепленным на ней калибруемым датчиком 6 (например, вибропреобразователь ДН-3-М). Направление оси чувствительности преобразователя должно точно совпадать с направлением силы удара. В процессе удара записывают временной выходной сигнал  $u_r(t)$  преобразователя 6 с помощью регистрирующих устройств 7 (осциллограф).

\* Результаты получены в рамках выполнения гос. заданий: № 9.447.2014/к и 211/2014 (The results obtained in the framework of the state order № 9.447.2014 / к и 211/2014).

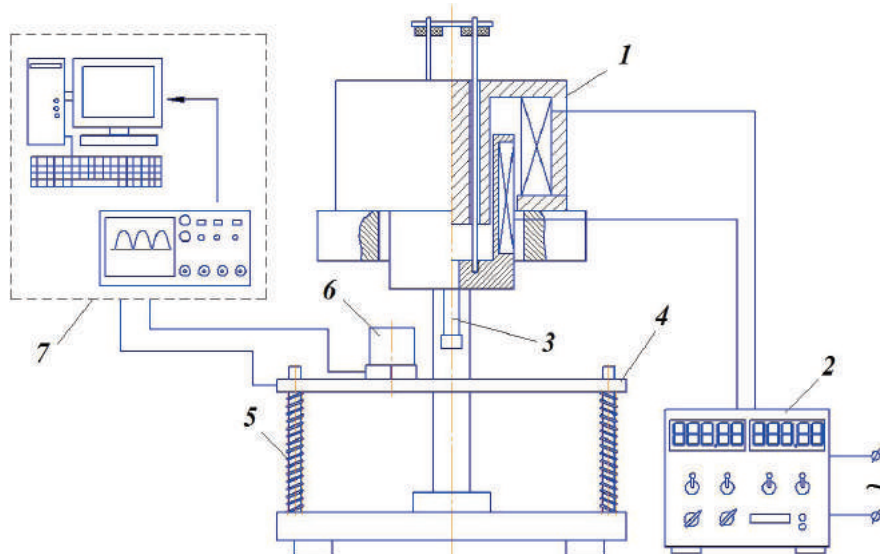
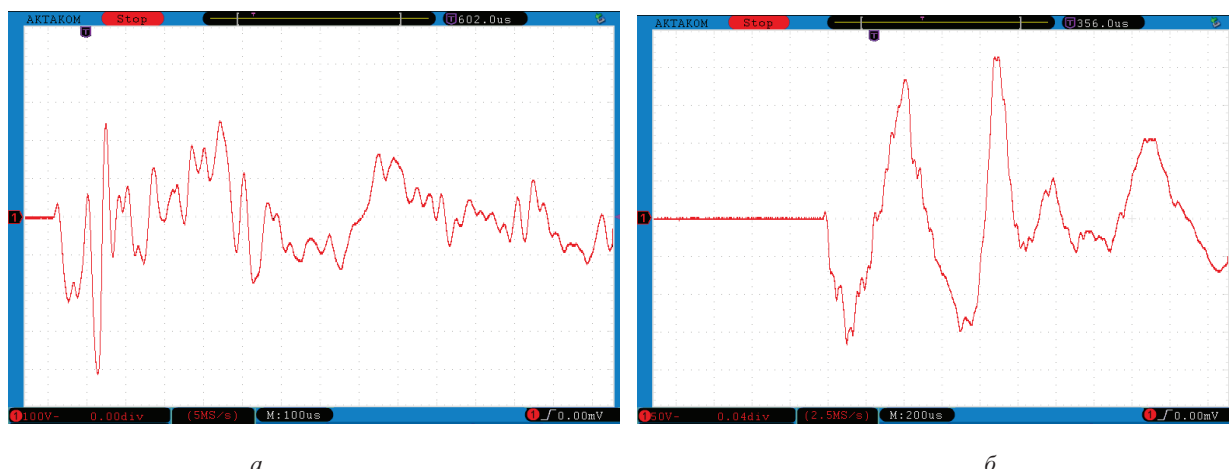


Рис. 1. Стенд калибровки датчиков



а

б

Рис. 2. Осциллограмма удара:

а – без прокладки; б – с использованием резиновой прокладки между датчиком и наковальней

Название

№ п/п	Величина первого пика напряжения датчика, В	Длительность первого импульса, мкс	Приращение скорости, Δv м/с	Коэффициент преобразования датчика, мВ*с <sup>2</sup> *м <sup>-1</sup> (экспериментальный)	Коэффициент преобразования датчика, мВ*с <sup>2</sup> *м <sup>-1</sup> (по справочнику)
1	150	265	1,98	7,824	10
2	165	280		8,514	
3	162	260		7.212	

Для удобства регулировки удара и плавной настройки стенда, а также точного определения коэффициента преобразования  $S_r$  датчика имеет смысл связать его с параметрами работы линейного электродвигателя.

В пакете Matcad при ранее рассчитанных конструктивных и скоростных параметрах работы линейного двигателя с использованием математической модели [5] были получены следующие результаты:

коэффициент преобразования:

$$S_r = C_{уд} \int_{t_1}^{t_2} u_r(t) dt, \quad (1)$$

где  $C_{уд} = 0,289$  – постоянная ударного стенда.

Были проведены эксперименты по калибровке датчика. Было проведено несколько экспериментов при фиксированных технологических параметрах.

Характерные осциллограммы удара представлены на рис. 2, а.

Особый интерес представляет наличие обратного двойного пика в начале осциллограммы. Предположительно это влияние упругой деформации наковальни, которую регистрирует (деформацию) пьезоэлемент датчика.

Были проведены дополнительные опыты по изоляции датчика путём установки упругой прокладки. Осциллограммы ударов с использованием прокладок приведены на рис. 2, б.

Анализируя график рис. 2, б, делаем вывод, что использование упругой прокладки позволяет избежать влияния упругих колебаний на пьезоэлемент датчика.

Расчёт коэффициента преобразования вёлся по методике [1]. В таблице приведены расчётные значения коэффициентов преобразования первых пиков осциллограмм с использованием прокладки на резиновой основе.

Сравнение расчётных и справочных данных показало отличие коэффициента преобразования экспериментального и справочного в лучшем случае (эксперимент № 2) 15 %. Это расхождение можно объяснить влиянием следующих факторов: метрологических (точность установки датчика) и точности установки наковальни, точности преобразования датчика; математических (точность расчёта технологических параметров двигателя).

Несмотря на недостатки, при соответствующей модернизации и настройке стенда возможно использование его как стенда для калибровки датчиков.

#### Библиографические ссылки

1. Фадеев А. А., Шестаков И. Я., Артюкова О. Е. Конструирование исследовательской установки для электрообработки на базе электродинамического привода // Вестник СибГАУ. 2010. Вып. 4(30). С. 133–137.
2. Фадеев А. А., Анисимова К. Г. Перспективы использования линейных электродинамических машин для обработки материалов : сб. науч. трудов

SWorld. Вып. 2. Т. 4. Одесса : Куприенко, 2013. С. 3–8.

3. ГОСТ ISO 16063-1-2013. Вибрация. Методы калибровки датчиков вибрации и удара. Часть 1. Основные положения. М., 2013.

4. Шестаков И. Я., Стрюк А. И., Фадеев А. А. Линейные электродинамические двигатели. Конструирование. Практическое использование : монография / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2011. 148 с.

5. Фадеев А. А., Шестаков И. Я., Ереско Т. Т. Математическая модель работы ударного устройства на основе линейного электродинамического привода // Решетневские чтения : материалы XVIII Международ. науч. конф., посвящ. 90-летию со дня рождения генер. конструктора ракет.-космич. систем акад. М. Ф. Решетнева (11–14 нояб. 2014, г. Красноярск) : в 3 ч. / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2014. Ч. 1. С. 315–316.

#### References

1. Fadeev A. A., Chestakov I. Y., Artyukova O. E. [Construction of research facilities for electrobraid on the basis of electrodynamic actuator] // *Vestnik SibGAU*. 2010. № 4. P. 133–137. (In Russ.)
2. Fadeev A. A., Anisimova K. G. [Prospects for the use of the linear electrodynamic machines for material processing] // *Collection of scientific papers SWorld*. 2013. Iss. 2, Vol. 4. P. 3–8. (In Russ.)
3. ISO 16063-1:1998. Methods for the calibration of vibration and shock transducers. Part 1. Basic concepts.
4. Chestakov I. Y., Struk A. I., Fadeev A. A. *Lineynye elektrodinamicheskie dvigately. Konstruirovaniye. Prakticheskoe ispolzovanie* (Linear electrodynamic motors. Design. Practical use). SibGAU. 2011. 148 p
5. Fadeev A. A., Chestakov I. Y., Eresko T. T. [A mathematical model of the percussion device on the basis of the linear electrodynamic actuator] // *Materialy XVIII Mezhdunar. nauch. konf. "Reshetnevskie chteniya"* [Materials XVIII Intern. Scientific. Conf "Reshetnev reading"]. Krasnoyarsk, 2014. P. 315–316. (In Russ.)

© Фадеев А. А., Ереско Т. Т., Малышкин А. Е., 2016

УДК 674.815

### ЭФФЕКТИВНОСТЬ МЕТОДА ТЕРМОСИЛОВОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ ДЛЯ ОБРАБОТКИ ПОВЕРХНОСТИ ДРЕВЕСНО-СТРУЖЕЧНЫХ ПЛИТ

П. В. Цаплин, С. П. Ереско

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: tsaplin10@mail.ru

*Рассматривается эффективность применения метода термосилового воздействия при обработке поверхности древесно-стружечных плит по отношению к шлифовальным лентам. Приводится технико-экономическое обоснование этого метода.*

*Ключевые слова: качество поверхности, метод термосилового воздействия, шероховатость обрабатываемой поверхности, экономическая эффективность.*

## EFFICIENCY OF THERMOPOWER IMPACT METHOD FOR SURFACE TREATMENT OF WOOD-SHAVING PLATES

P. V. Tsaplin, S. P. Eresko

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: tsaplin10@mail.ru

*The article discusses the efficiency of thermal and force effects in the surface treatment of wood-based panels relative to the grinding belts. There is a feasibility study for this method.*

*Keywords: surface quality, method of thermal and force effects, the surface, economic efficiency.*

**Введение.** Калибровка полноформатных древесных композитных плит на широколенточных шлифовальных станках сопровождается высокой стоимостью, повышенной энергоемкостью, металлоемкостью, низкой стойкостью шлифовальных лент, невозможностью обработки заготовок за один проход при их большой разнотолщинности, запылённости, что делает необходимостью разрабатывать новые калибровочные станки, менее металлоёмкие, для заготовок плит после раскроя больших форматов.

Калибровка малых заготовок снимает эти дефекты плит, обеспечивая требуемое качество непосредственно перед облицовыванием. За последние десятилетия предложены различные способы и устройства для калибровки древесных плит, исключая применение шлифовальной ленты, но они не получили распространения, так как также не лишены недостатков.

Качество поверхности, полученное методом термосилового воздействия на экспериментальном станке и методом шлифования на промышленном шлифовальном станке, показано на фотографиях (см. рисунок).



Различие структуры поверхности плит после обработки термосиловым воздействием и методом шлифования

Необходимо отметить, что чистота поверхности плиты, получаемая на экспериментальном станке методом термосилового воздействия, обладает более мелкой фракцией стружки. При этом шероховатость поверхности, обработанной на экспериментальном станке, достигает 166 мкм, на промышленном шлифовальном станке – 400–500 мкм, тогда как чистота поверхности плиты, получаемая на шлифовальном станке «Kauma Repola», обладает более крупной фракцией стружки. Это означает, что плиты, подготовленные на опытном экспериментальном станке методом термосилового воздействия, более подходят для дальнейшего облагораживания и ламинирования, необходимых для изготовления изделий для производства мебели.

Шероховатость обрабатываемой поверхности древесных материалов регламентируется по ГОСТ 7016–82, характеризуется разными показателями неровностей и видом обработки, а также наличием или отсутствием ворсистости и мшистости [1]. Отметим, что параметры шероховатости  $R_m$  поверхности шлифованных древесно-стружечных плит, регламентируемые данным стандартом, лежат в пределах от 12,5 до 500 мкм [1]. Обработанные нами на опытном калибровально-шлифовальном станке плиты соответствуют требованиям существующих госстандартов.

Оценку энергопотребления можно провести, сравнивая затрачиваемую мощность на режиме, при котором была получена самая низкая шероховатость по  $R_m$  ( $N_{\text{общ}}$ ), и мощность, затраченную в процессе калибрования ДСтП шлифовальной лентой ( $N$ ).

Потребляемая мощность при оптимальных параметрах обработки плиты на процесс калибровки поверхности ДСтП винтовой фрезой с двумя степенями подвижности и мощностью, развиваемая при процессе термосилового воздействия металлической пластиной с учётом силы трения, составляет

$$N_{\text{общ}} = N_1 + N_2 = 1\,106,48 \text{ Вт}, \quad (1)$$

где  $N_{\text{общ}}$  – мощность, затрачиваемая опытной экспериментальной установкой, Вт;  $N_1$  – мощность, затрачиваемая на процесс калибровки, Вт;  $N_2$  – мощность, затрачиваемая на процесс термопротяжки, Вт.

Мощность, затраченная на процесс калибровки ДСтП шлифовальной лентой, равна [2]:

$$T = qA_k (a_{\text{ш}} + a) m = 1\,573,2 \text{ Вт}, \quad (2)$$

где  $q$  – удельное давление шлифования,  $q = 5 \text{ кПа}$ ;  $F_k$  – площадь контакта; для заготовки шириной 0,285 м, снимаемым слоем 0,35 мм и диаметром барабана 0,3 м,  $F_k = 0,00912 \text{ м}^2$ ;  $f_{\text{ш}}$  – коэффициент шлифования, для ДСтП  $f_{\text{ш}} = 0,75$ ;  $f$  – коэффициент трения качения обратной стороны ленты,  $f = 0,4$ ;  $v$  – скорость резания,  $v = 30 \text{ м/с}$ .

В линиях шлифования плит участвуют три блока шлифования (грубая, средняя, мелкая) для достижения требуемой шероховатости. Тогда общий расход мощности при способе шлифования лентой составит

$$3N = 1\,573,2 \times 3 = 4\,719,60 \text{ Вт}. \quad (3)$$

С учетом использования нового способа калибровки плит без шлифовальной ленты энергопотребление снижается в 4,3 раза:

$$3N / N_{\text{общ}} = 4\,719,60 / 1\,106,48 = 4,3. \quad (4)$$

Экономическая эффективность данного способа очевидна.

Таким образом, приведена сравнительная оценка энергопотребления на опытном экспериментальном станке и шлифовальном станке, которая выявила 4-кратную экономию энергии предлагаемым способом. Доказана эффективность способа термосилового воздействия в получении шероховатости композитных плит до 166 мкм при значительно меньших затратах [3; 4].

#### Библиографические ссылки

1. ГОСТ 7016–82. Изделия из древесины и древесных материалов. Параметры шероховатости поверхности : взамен ГОСТ 7016–75, введ. 01.07.83. М. : Изд-во стандартов, 1987. 5 с.
2. Карасёв В. А. Широколоточные шлифовальные станки. М. : Лесн. пром-сть, 1977. 177 с.
3. Патент РФ № 94503. Устройство для снижения шероховатости плитных изделий из древесины : Сиб. гос. технолог. ун-т (RU) / А. Г. Ермолович, В. В. Ромашенко, П. В. Цаплин, И. Н. Шахворостов, А. В. Пашихина ; заявл. 28.04.2009 № 2009116197/22, опубл. Б.И., 2010 №15 МПК В 27 М 1/02 (2006.01).
4. Ромашенко В. В. Совершенствование оборудования и процесса обработки древесно-стружечных

плит : дис. ... канд. техн. наук / Сиб. гос. технолог. ун-т 2009. 134 с.

#### References

1. GOST 7016–82. Products from wood and wood materials. The parameters of surface roughness]. instead of GOST 7016–75, intr. 01.07.83. M. : publishing house of standards, 1987. P. 5.
2. Karasev V. A. Wide grinding machines. Moscow : Lesn. industry, 1977. 177 p.
3. RF patent № 94503. Device for reducing the roughness of the slab of wood products. [Text] GOU VPO Siberian state technological University (RU) / A. G. Ermolovich, V. V., Romashenko, P. V. Tsaplin, I. N. The shakhvorostov, A. V. Pashihin ; Appl. 28.04.2009 № 2009116197 / 22, publ. B. I., 2010, № 15 IPC 27 M 1/02 (2006.01).
4. Romashenko V. V. Improvement of equipment and processing of chipboards : the dissertation on competition of a scientific degree Ph. D. / Siberian state technological University in 2009. 134 p.

© Цаплин П. В, Ереско С. П., 2016

УДК 674.815

### КОМПЛЕКСНАЯ ПЕРЕРАБОТКА ОТХОДОВ В ПРОИЗВОДСТВЕ КОМПОЗИЦИОННЫХ ДРЕВЕСНЫХ МАТЕРИАЛОВ

П. С. Шастовский, А. В. Кустов, С. П. Ереско

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: shastovsky@mail.ru

*Описывается производство композиционных древесных материалов с замещением части основного сырья возвратными отходами от форматной обрезки и калибровки посредством замены шлифования фрезерованием, зачастую используемых в авиационной промышленности.*

*Ключевые слова: снижение расхода сырья, возвратные отходы, связующее, калибровка, замена шлифовки фрезерованием, фракционный состав, древесно-стружечные плиты.*

### INTEGRATED RECYCLING IN THE PRODUCTION OF COMPOSITE MATERIALS WOOD

P. S. Shastovskiy, A. V. Kustov, S. P. Eresko

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: shastovsky@mail.ru

*This article describes the production of composite wood materials with replacement of the main raw material recyclable waste from the format trim and calibration by replacing grinding milling, it is often used in the aviation industry.*

*Keywords: reduction of consumption of raw materials, recyclable waste, binder, calibration, replacement of grinding milling, fractional composition, particle board.*

**Введение.** Производство композиционных древесных материалов – одна из наиболее активно развивающихся подотраслей деревообрабатывающей про-

мышленности. Она перерабатывает низкокачественную древесину и древесные отходы, получая при этом качественные листовые и плитные материалы,

используемые в мебельной промышленности, строительстве и других отраслях.

Основной путь повышения эффективности производства композиционных материалов – разработка ресурсосберегающих технологий, предусматривающих использование всех возможных отходов лесопиления, деревообработки, лесозаготовок, и образующихся отходов от самих производств ДСтП.

Отходы на производствах древесно-стружечных плит образуются при форматной обрезке и калибровке по толщине, их величина может достигать до 12 % [1]. В настоящее время из многих способов снятия припуска преимущественное использование получил способ шлифования поверхности, превращающий снятый припуск в пыль, которую сжигают в топках котлов.

В составе пыли присутствуют абразивные включения. При сжигании связующее (смола) пластифицируется, и в комбинации с абразивными включениями, обволакивает стенки труб сложноразрушаемым и низкотеплопроводным нагаром, ухудшая работу котла (нагар удаляется только пневматическими отбойными молотками). Других способов применения пыли от шлифования древесно-композиционных плит не найдено.

Проведенные нами исследования по снятию припуска «организованным» резанием винтовой фрезой [2; 3] позволили получить осмоленные древесные частицы, фракция которых пригодна для повторного использования в производстве плит.

Сложное движение режущей кромки фрезы не оставляет следа на поверхности плиты, а длина стружки приближенно выражается зависимостью

$$L = \sqrt{(D \times h) + u_z}, \quad (1)$$

где  $D$  – диаметр фрезы (от 80 до 120 мм);  $h$  – толщина снимаемого припуска, мм;  $u_z$  – подача на лезвие фрезы, мм.

Лезвие фрезы в работе установлено под углом от  $15^\circ$  до  $30^\circ$  в направлении подачи. Толщина стружки определяется припуском плиты на сторону, который может достигать до 3 мм.

По геометрии фрезы средняя толщина стружки при фрезеровании натуральной древесины определяется по формуле [1]:

$$a_{cp} = R - \sqrt{(R^2 + u_z^2 - 2R \times u_z \times \sqrt{(h/R - h^2/4R^2)})}, \quad (2)$$

где  $a_{cp}$  – средняя толщина стружки, мм;  $h$  – глубина фрезерования, мм.

Фрезерование композиционного материала отличается от фрезерования древесины тем, что под влиянием силы, приложенной к лезвию фрезы, последняя вдавливается в массу композиционного материала, вызывая упругие и пластические деформации, тем самым толщина стружки получается меньше, нежели представлено в формуле (2), из-за выкрашивания осмоленных частиц из застеклованного припуска [4].

Особенностью такой стружки является то, что основная масса перерезанных сосудов древесины закупорена полимеризованным связующим (см. рисунок), что ограничивает впитывание растворов при повторном осмолении.

Из теории прессования композиционных плит известно, что для получения прочного склеивания стружечного ковра достаточно нескольких клеявых контактов между отдельно взятыми древесными частицами [5–6], в связи с этим осмоленная стружка целесообразна для повторного использования, обеспечивая пониженный расход связующего при производстве плит до 8 % и пониженную токсичность.

Лабораторные исследования полученных плит размером 400×400 мм с включением обратных отходов в наружный и внутренние слои подтвердили принятую гипотезу о снижении токсичности, расходов на сырье-наполнитель и связующее при сохранении физико-механических показателей плиты.

Данные испытаний образцов в аккредитованной лаборатории ЗАО «Красноярский ДОК» представлены в таблице.

Таким образом, использование возвратных отходов – один из путей ресурсосбережения в производстве композиционных плит. Качественные показатели плит с использованием отходов калибровки плит соответствуют ГОСТ по содержанию формальдегида и физико-механическим показателям.



Микрофотографии осмоленной древесной частицы (стружки) с заглушенными порами полимеризованной смолой

## Результаты испытаний в аккредитованной лаборатории ЗАО «Красноярский ДОК»

Содержание формальдегида, мг на 100 г абсолютно сухой плиты		Предел прочности при изгибе, МПа		Предел прочности при растяжении, МПа	
ГОСТ 27678-78	Факт	ГОСТ 10635-88	Факт	ГОСТ 10636-90	Факт
До 30	24,0	Не менее 13,0	27,5	Не менее 0,35	0,91
–	–	Не менее 13,0	26,2	Не менее 0,35	0,63

## Библиографические ссылки

1. Ермолович А. Г., Шастовский П. С. Ресурсосберегающая технология получения древесных плит низкой токсичности // Вестник КрасГАУ. 2011. № 10. С. 189–190.
2. Ермолович А. Г., Шастовский П. С., Ромашенко В. В. Выбор инструмента для обработки поверхности листовых материалов на основе древесины для снижения разнотолщинности и шероховатости // Хвойные бореальной зоны. 2008. Т. XXV. № 3–4. С. 351–352.
3. Шастовский П. С., Ереско С. П., Алашкевич Ю. Д. Экспериментальные исследования получения плит из фрезерной стружки на лабораторном прессе и установление физико-механических характеристик // Хвойные бореальной зоны / Сиб. гос. технологич. ун-т. Красноярск, 2015.
5. Шастовский П., Ереско С. Механика процесса обработки древесных композитных плит резанием // Вестник СибГАУ. 2015. № 1 (19). С. 357–360.
6. Hydrodynamics and mass exchange in vortex rectifying column / N. A. Voinov, N. A. Nikolaev, A. V. Kustov // Russian journal of applied chemistry. 2009. № 4 (82). С. 730–735.

## References

1. Ermolovich A. G., Shastovsky P. S. Resource-saving technology for production of wood-based panels and low toxicity. Krasnoyarsk. : KrasGAU Bulletin, 2011. № 10. P. 189–190.
2. Ermolovich A. G., Shastovsky P. S., Romashenko V. V. Selecting a tool for surface treatment of sheet materials based on wood to reduce roughness and polythickness // Coniferous boreal zone. 2008. Vol. XXV, № 3–4. P. 351–352.
3. Shastovsky P. S., Eresko S. P., Alashkevich J. D. Experimental studies produce plates of the milling chips on a laboratory press and the establishment of physical and mechanical characteristics // Coniferous boreal zone. / Sib. state. proc. Univ. Krasnoyars, 2015.
4. Shastovsky P., Eresko S. Mechanic processing wood composite cutting boards // Herald SibSAU. 2015. № 1 (19). P. 357–360.
5. Hydrodynamics and mass exchange in vortex rectifying column / N. A. Voinov, N. A. Nikolaev, A. V. Kustov // Russian journal of applied chemistry. 2009. № 4 (82). P. 730–735.

© Шастовский П. С., Кустов А. В., Ереско С. П., 2016

УДК 622.621.9.047/.048-114

**ШЛИФОВАНИЕ СФЕРИЧЕСКИХ ИЗДЕЛИЙ ИЗ НЕЭЛЕКТРОПРОВОДНЫХ И ПОЛУПРОВОДНИКОВЫХ МАТЕРИАЛОВ АЛМАЗНЫМИ КРУГАМИ НА МЕТАЛЛИЧЕСКОЙ СВЯЗКЕ\***

А. С. Янюшкин<sup>1</sup>, С. П. Ереско<sup>2</sup>, В. С. Ереско<sup>2</sup>, Т. Т. Ереско<sup>2</sup>, С. А. Янюшкин<sup>1</sup><sup>1</sup>Братский государственный университет

Российская Федерация, 665709, г. Братск, ул. Макаренко, 40

<sup>2</sup>Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева

Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

E-mail: eresko07@mail.ru

*Предложена технология шлифования неэлектропроводных и полупроводниковых материалов алмазными кругами на металлической связке, при которой поддержание высоких режущих свойств круга осуществляется непрерывной электрохимической правкой.*

*Ключевые слова: шлифование, алмазный круг, электролит, металлическая связка, электрохимическая правка.*

\*Результаты получены в рамках выполнения гос. заданий: № 9.447.2014/к и 211/2014 (The results obtained in the framework of the state order № 9.447.2014 / k и 211/2014).



## GRINDING SPHERICAL PRODUCTS FROM NON ELECTROWIRE AND SEMICONDUCTOR MATERIAL DIAMOND WHEELS ON THE METAL SHEAF

A. S. Yanyushkin<sup>1</sup>, S. P. Eresko<sup>2</sup>, V. S. Eresko<sup>2</sup>, T. T. Eresko<sup>2</sup>, S. A. Yanyushkin<sup>1</sup><sup>1</sup>Bratsk State University

40, Makarenko Street, Bratsk, 665709, Russian Federation

<sup>2</sup>Reshetnev Siberian State Aerospace University

31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation

E-mail: eresko07@mail.ru

*The article proposes technology of grinding of non electrowire and semiconductor materials by diamond wheels on a metal sheaf at which maintenance of the high cutting properties of a circle is carried out by continuous electrochemical editing.*

*Keywords: grinding, diamond wheel, electrolyte, metal sheaf, electrochemical editing.*

Обработка прочных материалов с помощью алмазных кругов на металлической связке обычно сопровождается повышенным расходом дорогостоящих алмазных кругов и недостаточно высокой производительностью, а в некоторых случаях низким качеством обработанной поверхности, а также сколами хрупких материалов на выходе круга из обрабатываемой заготовки. Принципиальное решение подобных проблем имеет место при выполнении операций шлифования прочных неэлектропроводных, полупроводниковых материалов (стекла, фарфора, керамики, различных камней, включая драгоценные и СТМ, и др.) [1].

Применение алмазного инструмента на органических и керамических связках не отвечает поставленным требованиям. А использование алмазного инструмента на металлической связке приводит к потере режущих свойств круга и требует периодической, как правило, механической правки круга, при которой уходит в шлам значительное количество неизношенных алмазных зёрен. Таким образом, во всех случаях обработка неэлектропроводных материалов традиционными методами сопровождается повышенным расходом алмазного инструмента.

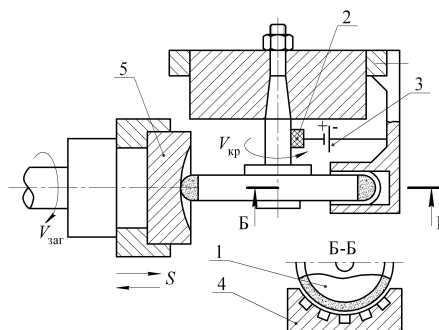
В докладе предлагается технология шлифования неэлектропроводных и полупроводниковых материалов алмазными кругами на металлической связке при одновременной непрерывной электрохимической правке алмазного круга.

На рисунке изображено устройство для обработки неэлектропроводных материалов с непрерывной правкой на примере шлифования сфер, состоящее из алмазного круга 1, специального токосъёмника 2, источника постоянного тока 3, катода для правки круга 4 и обрабатываемой заготовки 5.

Алмазный круг служит анодом, устанавливается на шпинделе станка. К поверхности круга через токосъёмник 2 подаётся положительный потенциал источника тока. В нижней части стола установлен катод для непрерывной электрохимической правки, внутренняя полость которого выполнена с лабиринтными каналами, через которые к алмазосодному слою подаётся электролит. К катоду подключён отрицательный потенциал источника тока 3.

При подаче электролита в область контакта шлифовального круга с катодом и включении источника

постоянного тока образуется замкнутая электрическая цепь, способствующая электрохимическому анодному растворению связки круга, что обеспечивает освобождение затупившихся алмазных зёрен и возобновление новых неизношенных алмазных зёрен на поверхности круга, тем самым обеспечивая высокие и притом постоянные во времени режущие свойства круга. При постоянно включенной электрической цепи обеспечиваются стабильные режущие свойства круга и его работа в режиме самозатачивания.



Устройство для электроалмазного шлифования сфер из неэлектропроводных и полупроводниковых материалов с непрерывной правкой круга:  
1 – алмазный круг; 2 – токосъёмник; 3 – источник питания;  
4 – катод для правки круга; 5 – заготовка

Степень очистки закрепленного на металлической связке алмазного слоя и интенсивность изнашивания круга зависят от скорости растворения, связки круга, которая в свою очередь определяется целым рядом факторов. Одним из главных является плотность тока правки, определяемая как отношение силы тока правки к эффективной площади катода. В нашем случае сила тока правки подобрана опытным путём, устанавливается с помощью регулятора источника тока в пределах 0,2...0,4 А/см<sup>2</sup> при напряжении 6...8 вольт и корректируется в зависимости от свойств связки. Скорость растворения связки круга зависит также от величины межэлектродного зазора между катодом и шлифовальным кругом и устанавливается в пределах 0,05...0,1 мм. Рациональная площадь катода в этих условиях составляет 4...6 см<sup>2</sup>.

Одним из серьезных факторов, ограничивающих практическое применение электрохимических методов обработки резанием в промышленности, является разбрызгивание электролита и связанные с этим низкие санитарно-гигиенические условия труда, загрязнение рабочих мест и в целом рабочих участков.

Устранить это препятствие, а именно: предотвратить разбрызгивание электролита и одновременно отвести пары и аэрозоли из зоны обработки, удалось при совместном применении катода с лабиринтными полостями и специального турбоциклона, защищенного авторским свидетельством [2]. Лабиринтные полости постоянно наполнены электролитом, позволяют алмазному кругу забирать тонкий слой жидкости, удерживаемой на поверхности круга за счет сил межмолекулярного сцепления. Этого количества электролита вполне достаточно для протекания процесса правки круга и постоянного поддержания режущих свойств алмазного круга. Для увеличения толщины слоя жидкости и его плотности на поверхности круга в состав электролита необходимо добавить глицерин. Электролит рекомендуется следующего состава:  $\text{NaN}_3$  – 3 %,  $\text{NaN}_2$  – 1 %,  $\text{Na}_2\text{CO}_3$  – 0,5 %,  $\text{H}_2\text{O}$  – остальное, либо другие аналогичные, в частности [3].

Предлагаемая технология и устройства для электроалмазного шлифования прочных неэлектропроводных и полупроводниковых материалов [2–9] обеспечивает возможность повысить производительность шлифования алмазными кругами на металлической связке в 2–3 раза при одновременном улучшении качества обработанных поверхностей и снижении расхода шлифовальных кругов.

#### Библиографические ссылки

1. Янюшкин А. С., Сурьев А. А., Ереско С. П. Электроалмазное затачивание твердосплавных инструментов // Труды Братск. гос. ун-та. Серия: Естественные и инженерные науки. 2003. Т. 2. С. 100–111.
2. А. С. № 956033 (SU). Турбоциклон / Дмитриев А. В., Никитин А. И., Янюшкин А. С. Оpubл. в Б.И. 1982. № 33.
3. А.С. № 136332 (SU). Электролит для электрохимического шлифования / Лавриненко В. И., Янюшкин А. С. и др. Оpubл. в Б.И. 1988. № 2.
4. Янюшкин А. С., Сурьев А. А., Ереско С. П. Электроалмазное затачивание твердосплавных инструментов // Труды Братск. гос. ун-та. Серия: Естественные и инженерные науки. 2003. Т. 2. С. 100–111.
5. Патент РФ на изобретение № 2268118. Способ электроабразивной обработки токопроводящим кругом с его одновременной правкой / А. С. Янюшкин, С. П. Ереско, А. А. Сурьев, В. С. Ереско, А. М. Кузнецов. Оpubл. 20.01.2006. Бюл. № 2.

6. Патент на полезную модель № 42193. Устройство для электроабразивной обработки с одновременной правкой круга / А. С. Янюшкин, С. П. Ереско, А. А. Сурьев, В. С. Ереско, А. М. Кузнецов. Оpubл. 27.11.2004.

7. Патент РФ на изобретение № 2239525. Устройство для комбинированной электроалмазной обработки с непрерывной правкой круга / А. С. Янюшкин, С. П. Ереско, Д. В. Лобанов, А. А. Сурьев, А. М. Кузнецов. Оpubл. 10.11.2004. Бюл. № 31.

8. Механика современных специальных систем : монография / Н. В. Василенко [и др.] ; под общ. ред. Н. В. Василенко, Н. И. Галибея. В 3 т. Красноярск : НИИСУВПТ, 2004.

9. Пономарев С. И., Ереско С. П., Ереско Т. Т. Совершенствование технологии изготовления узлов аэрокосмического производства // Вестник СибГАУ. 2014. № 3 (55). С. 114–119.

#### References

1. Yanyushkin A. S., Surev A. A., Eresko S. P. [Elektroalmaznoe sharpening carbide tools] // *Trudy Bratskogo gosudarstvennogo universiteta. Seriya: Estestvennye i inzhenernye nauki*. 2003. No. 2. P. 100–111. (In Russ.)
2. *Turbotsiklon*. Dmitriev A. V., Nikitin A. I., Yanyushkin A. S. Patent RF, No. 956033, 1982.
3. *Elektrolit dlya ehlektrohimicheskogo shlifovaniya*. Lavrinenko V. I., Yanyushkin A. S. Patent RF, No. 136332, 1988.
4. Yanyushkin A. S., Surev A. A., Eresko S. P. [Elektroalmaznoe sharpening carbide tools] // *Trudy Bratskogo gosudarstvennogo universiteta. Seriya: Estestvennye i inzhenernye nauki*. 2003. No. 2. P. 100–111. (In Russ.)
5. Yanyushkin A. S., Eresko S. P., Suriev A. A., Eresko V. S., Kuznecov A. M. *Sposob ehlektroabrazivnoj obrabotki tokoprovodyashchim krugom s ego odnovremennoj pravkoj*. Patent RF, No. 2268118, 2006.
6. Yanyushkin A. S., Eresko S. P., Suriev A. A., Eresko V. S., Kuznecov A. M. *Ustrojstvo dlya ehlektroabrazivnoj obrabotki s odnovremennoj pravkoj kruga*. Patent RF, No. 42193, 2004.
7. Yanyushkin A. S., Eresko S. P., Lobanov D. V., Suriev A. A., Kuznecov A. M. *Ustrojstvo dlya kombinirovannoj ehlektroalmaznoj obrabotki s nepreryvnoj pravkoj kruga*. Patent RF, No. 2239525, 2004.
8. *Mekhanika sovremennyh specialnyh sistem / N. V. Vasilenko et al. [Mechanics of the modern special systems]*. Krasnoyarsk: NIISUVPT, 2004.
9. Ponomarev S. I., Eresko S. P., Eresko T. T. [Improving manufacturing technology nodes aerospace manufacturing] // *Vestnik SibGAU*. 2014. No. 3 (55). P. 114–119. (In Russ.)



**«КОНТРОЛЬ И ИСПЫТАНИЯ  
РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ»**

## РАЗРАБОТКА КОМПАКТНЫХ ИСТОЧНИКОВ ИЗЛУЧЕНИЯ СОЛНЕЧНОГО СПЕКТРА

Р. О. Асланян<sup>1,2</sup>, И. А. Марченко<sup>1</sup>, Д. И. Анисимов<sup>1,2</sup>, В. И. Пантелеев<sup>2</sup>

<sup>1</sup>АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва»  
Российская Федерация, 662972, г. Железнодорожный Красноярского края, ул. Ленина, 52

<sup>2</sup>Сибирский федеральный университет  
Российская Федерация, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79  
E-mail: roksana\_a@list.ru

*Рассмотрен вопрос о возможности применения компактных источников излучения солнечного спектра.*

*Ключевые слова: космический аппарат, тепловакуумные испытания, наземные испытания, имитатор солнечного излучения, световое пятно.*

## DESIGNING SMALL-SIZED SOLAR SPECTRUM THERMAL RADIATION SOURCES

R. O. Aslanyan<sup>1,2</sup>, I. A. Marchenko<sup>1</sup>, D. I. Anisimov<sup>1,2</sup>, V. I. Panteleev<sup>2</sup>

<sup>1</sup>JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems  
52, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation

<sup>2</sup>Siberian Federal University  
79, Svobodnyi Av., Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation  
E-mail: roksana\_a@list.ru

*This work considers a possibility to use a small-sized and variable solar spectrum thermal radiation sources.*

*Keywords: spacecrafts, thermal vacuum tests, ground tests, solar simulator, light spot.*

Наземная экспериментальная отработка (НЭО) необходима для проверки надежности космического аппарата (КА). Следовательно, вероятность безотказной работы КА зависит от качества НЭО. Основным и важным из этапов НЭО в системе теплорегулирования (СТР) являются тепловакуумные испытания (ТВИ).

Подтверждение теплового состояния КА, подтверждение расчетных теплофизических характеристик СТР в условиях, близких к эксплуатационным, а также подтверждение соответствия разработанной тепловой математической модели КА являются задачей ТВИ. Основные требования к ТВИ – имитация условий штатного функционирования КА. При анализе результатов испытаний полученные температурные параметры проверяются на соответствие с допустимыми значениями. Для ТВИ существуют специально оборудованные испытательные комплексы, которые обеспечивают имитацию внешних тепловых факторов, воздействующих на КА при орбитальном функционировании.

Базовым и наиболее сложным из элементов таких комплексов является имитатор солнечного излучения (ИСИ), имитирующий солнечное воздействие на КА при орбитальном функционировании [1–2]. В связи с высокой стоимостью КА при ТВИ теплофизической модели (ТФМ) КА вместо штатных приборов и антенн устанавливают их тепловые имитаторы, идентичные по теплофизическим и термооптическим параметрам штатным. ТФМ КА (изделие 07ТВИ) поме-

щают в термобарокамеру, где подвергают воздействию тепловых потоков с помощью имитатора Солнца. Солнечные имитаторы создают поток непрерывного оптического излучения, спектральные характеристики которого должны быть близки к характеристикам солнечного излучения. К ИСИ предъявляются следующие требования: спектральное распределение энергии излучения в диапазоне длин волн (0,2...2,5) мкм, близкое к распределению солнечного излучения; плотность потока излучения на уровне (1 340–1 440) Вт/м<sup>2</sup> с погрешностью не более 10 % от номинальных значений; размеры светового пятна, соответствующие размерам рабочего поля; непараллельность потока не более  $\pm 3^\circ$  [3].

Общая схема солнечного имитатора приведена на рис. 1.

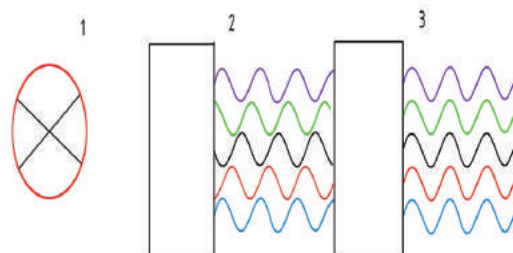


Рис. 1. Общая схема солнечного имитатора:  
1 – источник света; 2 – смешиватель; 3 – устройство для когеренции света

На предприятии АО «ИСС» используются две вакуумные установки: ТБК-120 и ГВУ-600 с имитаторами солнечного излучения (размеры светового пятна 2×2 м и 4×4 м соответственно). ИСИ термобарокамер состоит из следующих подсистем: осветительная система; входные блоки; зеркальный коллиматор; система подвода мощности; автоматизированная система управления; система измерения параметров излучения [4]. Осветительная система ИСИ ГВУ-600 и ТБК-120 построена по принципу суммирования световых потоков от массива ламп [5]. Общая схема солнечного имитатора представлена на рис. 2.

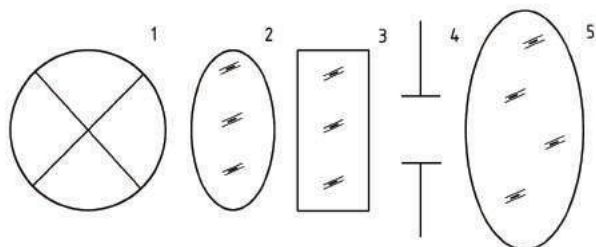


Рис. 2. Общая схема солнечного имитатора:

- 1 – источник света; 2 – устройство для смешивания света;  
3 – корректирующий фильтр; 4 – регулируемая диафрагма;  
5 – линза

В работе исследована возможность создания и применения компактных трансформируемых источников теплового излучения солнечного спектра. Задачей исследования является разработка компактных трансформируемых источников теплового излучения солнечного спектра с целью повышения качества ТВИ для КА различных классов.

Преимуществом таких компактных источников также является их способность подстраиваться под любые размеры и формы испытуемого изделия, что указывает на рациональное использование термобарокамеры и её ресурсов. Компактные трансформируемые источники теплового излучения позволяют увеличить размеры светового пятна и, как следствие, размеры рабочего поля. Появится возможность использования имитаторов Солнца в камерах, не имеющих специально встроенных мест для ИСИ.

При создании компактных источников солнечного излучения предстоит решить две главные задачи:

- выбрать материалы, наиболее удовлетворяющие соотношению «условия использования–выходные характеристики»;
- выбрать систему охлаждения активных элементов внутри термобарокамеры и определить ее оптимальный конструктив, применимый к испытательным стендам.

Надежность космического аппарата и его составных частей зависит от качества наземной экспериментальной отработки, а значит, и от точности имитации внешних тепловых условий, которым КА будет подвержен в процессе своей эксплуатации. Развитие стендов наземной отработки, в том числе и в области имитации солнечного излучения, является актуальной задачей по повышению качества НЭО СТР и КА в целом.

#### Библиографические ссылки

1. Андрейчук О. Б., Малахов Н. Н. Тепловые испытания космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1982. 107 с.
2. Тепловакуумные испытания космического аппарата: опыт создания имитатора солнечного излучения на основе современных газоразрядных ламп высокого давления / С. А. Крат, А. А. Филатов, В. В. Христич // Вестник СибГАУ. 2010. № 2 (28). С. 73.
3. Козелкин В. В., Денисов Ю. Н. Имитация космического излучения. М., 1966. 35 с.
4. Крат С., Христич В., Шаров А., Шляхтин М., Филатов А. Крупногабаритные имитаторы солнечного излучения для тепловакуумных испытаний негерметичных космических аппаратов // Фотоника. 2014. Вып. 2. С. 12–19.
5. Крат С. А., Филатов А. А., Христич В. В. Схема суммирования световых потоков от набора газоразрядных ламп для имитатора солнечного излучения // Оптический журнал. 2011. № 11. С. 66–72.

#### References

1. Andreychuk O. B., Malakhov N. N. Thermal testing of space vehicles. Moscow, Mashinostroenie publ., 1982. 107 p.
2. Krat S. A., Filatov A. A., Khristich V. V. Spacecraft thermal vacuum testing: an experience of creation of sunlight simulator based on the high – pressure gas – discharge lamps. *Vestnik SibGAU*. Krasnoyarsk, 2010. № 2. P. 73 (In Russ.)
3. Kozelkin V. V., Denisov Y. N. Simulation of space radiation. Moscow, Ed. edition., 1966. 35 p.
4. Krat S., Khristich V., Sharov A., Shlyakhtin M., Filatov A. [Large solar radiation simulators for thermal vacuum tests on non-container spacecraft]. *Fotonika publ.*, 2014. Vol. 2. P. 12–19 (In Russ.)
5. S. A. Krat, V. V. Khristich, A. A. Filatov. Setup for summing the light fluxes from a set of gas-discharge lamps for a solar – radiation simulator, *Journal of Optical Technology*. 2011. Vol. 78, Iss. 11. P. 66–72 (In Russ.)

© Асланян Р. О., Марченко И. А., Анисимов Д. И.,  
Пантелеев В. И., 2016

УДК 621.3.019.3

## СВОЙСТВА ПАЯНЫХ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ СОЕДИНЕНИЙ АЛЮМИНИЕВЫХ ПРОВОДОВ В БОРТОВОЙ КАБЕЛЬНОЙ СЕТИ

И. С. Васильев<sup>1,2\*</sup>, С. В. Ефремов<sup>1</sup>, С. Б. Сунцов<sup>1</sup>, А. П. Леонов<sup>2</sup>

<sup>1</sup>АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва»  
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52

<sup>2</sup>Национальный исследовательский Томский политехнический университет  
Российская Федерация, 634050, г. Томск, просп. Ленина, 30  
E-mail: vasilyev\_is@sibmail.com

*Приведены результаты испытаний паяных соединений алюминиевых проводов. Качество паяных соединений алюминиевых проводов, которые ранее не применялись в кабельной сети космических аппаратов, соответствуют установленным требованиям.*

*Ключевые слова: паяные электрические соединения, испытания, электрические и механические характеристики, алюминиевые провода, бортовая кабельная сеть, космический аппарат.*

## PROPERTIES OF SOLDERING ELECTRICAL CONNECTIONS OF ALUMINIUM WIRES IN ON-BOARD CABLE NETWORK

I. S. Vasilyev<sup>1,2\*</sup>, S. V. Efremov<sup>1</sup>, S. B. Suntsov<sup>1</sup>, A. P. Leonov<sup>2</sup>

<sup>1</sup>JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems  
52, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation

<sup>2</sup>National Research Tomsk Polytechnic University  
30, Lenina Av., Tomsk, 634050, Russian Federation  
E-mail: vasilyev\_is@sibmail.com

*The article provides test results of soldering connections of aluminum wires. The quality of soldering connections of aluminum wires that have not been used before in on-board cable network in satellite, but they meet the specified requirements.*

*Keywords: soldered electrical connections, tests, electrical and mechanical characteristics, aluminum wires, on-board cable network, satellite.*

Обеспечение высокого качества электрических соединений в бортовой кабельной сети (БКС) космических аппаратов (КА) является наиболее важной задачей. Качество электрических соединений в целом определяется двумя характеристиками, а именно: механической прочностью и электрическими свойствами. Также одной из актуальных задач при изготовлении БКС является обеспечение максимально возможной минимизации массы.

Для выполнения данной задачи в АО «ИСС» был проведен поиск возможных решений, в результате которого было решено проработать возможность эксплуатации посеребренных алюминиевых проводов (АП) для космического применения. Однако встала задача по отработке технологии пайки нового типа

материалов. Для выполнения данной задачи с целью отбора наиболее технологичных материалов для пайки алюминия были изготовлены образцы паяных соединений с применением различных материалов для пайки, указанных в таблице. Для сравнительного анализа качества соединений также были изготовлены соединения с использованием посеребренных медных проводов космического применения. Пайка медных проводов выполнялась по штатному технологическому процессу АО «ИСС».

После выполненного отбора материалов для пайки были изготовлены образцы для экспериментальной отработки технологии пайки нового типа проводов. Результаты экспериментальной отработки показаны на рис. 1.

### Перечень материалов для паяных электрических соединений

Тип материала	Механическая прочность при растяжении, Н/мм <sup>2</sup>	R, Ом·мм <sup>2</sup> /м	Температура пайки, °С	Материал жилы провода	Флюс
ПСрОС2-58 [1]	–	0,141	235 ± 5	алюминий	ЛТИ-120
ПСрОС3-58 [1]	–	0,145	240 ± 5	алюминий	ЛТИ-120
Sn <sub>62</sub> Pb <sub>36</sub> Ag <sub>2</sub> [2]	45	0,116	235 ± 5	алюминий	ELR 1 %
ПОС 61 [3; 4]	42,1...47	0,139	185 ± 5	медь	ФКт

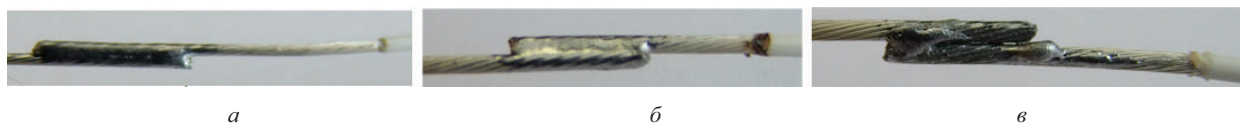


Рис. 1. Сравнительный вид полученных образцов соединений АП внахлест:  
 а – соединения АП с использованием припоя ПСрОС2-58 и флюса ЛТИ-120; б – соединения АП с использованием припоя ПСрОС3-58 и флюса ЛТИ-120; в – соединения АП с использованием припоя иностранного производства Sn<sub>62</sub>Pb<sub>36</sub>Ag<sub>2</sub> с флюсовым сердечником ELR 1 %

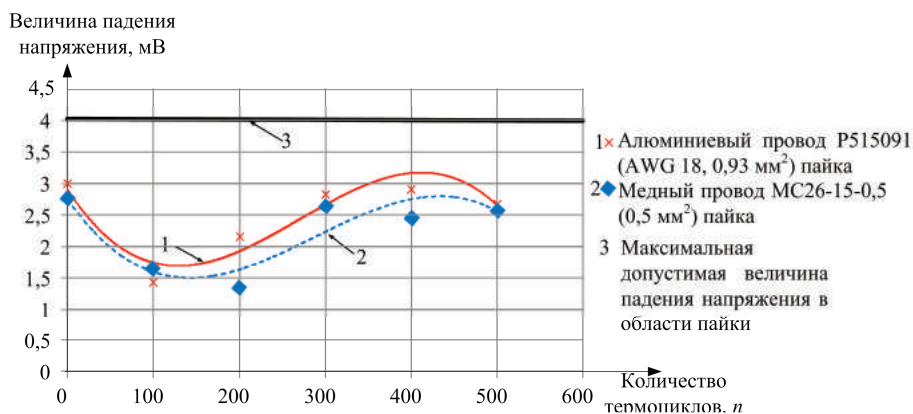


Рис. 2. Результаты электрических испытаний в течение 500 циклов изменения температуры

Как видно из рис. 1, наиболее высокое качество паяных соединений имеют образцы алюминиевых проводов, показанные на рис. 1, а, б с припоями ПСрОС2-58, ПСрОС3-58 и флюса ЛТИ-120.

По результатам проведенного отбора материалов для пайки были изготовлены образцы кабелей, включающие в себя паяные соединения алюминиевых и медных проводов, которые в настоящее время подвергаются испытаниям, полностью имитирующим реальные условия эксплуатации. Условия проведения испытаний заключаются в следующих воздействиях: изменение температуры составляет от  $-120$  до  $+110$  °С, скорость изменения температуры 5...6 °С/мин, общий объем термоциклов не менее 5 000, величина остаточного атмосферного давления в  $10^{-5}$  мм рт. ст., величина тока 2,4...4 А в зависимости от сечения проводов. После проведения каждых 100 циклов вплоть до 500 выполнялось извлечение образцов для промежуточного контроля механических и электрических характеристик.

В результате испытаний на механическую прочность на разрыв паяных соединений в контактах соединителей алюминиевых и медных проводов в соответствии с режимами, указанными в [5], было установлено, что область пайки имеет прочность, превышающую прочность алюминиевого или медного провода. При приложении нагрузки разрыв всегда происходил в токопроводящей жиле провода за пределами области пайки, что указывает на высокую устойчивость паяных соединений к внешним воздействующим факторам. С учетом того что область пайки в соединителях заливается компаундом с целью обеспечения дополнительной защиты соединений, то проведение данного вида испытаний для штатных изделий нецелесообразно. Однако для достижения целей данных исследований заливка компаундом не выполнялась.

Результаты промежуточных электрических испытаний паяных алюминиевых и медных проводов в течение первых 500 циклов показаны на рис. 2.

Как видно из рис. 2, величина электрического сопротивления в области пайки изменяется синхронно на всем протяжении испытаний и не выходит за допустимые пределы.

В итоге на промежуточном этапе определено: воздействие режимов, имитирующих реальные условия эксплуатации БКС КА на орбите, не оказывает существенного влияния на характеристики паяных соединений алюминиевых и медных проводов.

Дальнейшее проведение всего комплекса испытаний до конца 2016 года позволит внедрить новую технологию изготовления электрических соединений с алюминиевыми проводами с сечением 0,35 мм<sup>2</sup> и более в БКС перспективных КА, которая позволит существенно снизить массу БКС при сохранении прежнего уровня надежности.

#### Библиографические ссылки

- ГОСТ 19738–74. Припой серебряные. Марки. Введ. 1975-01–01. М., 1975. 5 с.
- Приборы и инструменты. Припой [Электронный ресурс]. URL: [http://www.platan.ru/pdf/prigor\\_original1\\_32.pdf](http://www.platan.ru/pdf/prigor_original1_32.pdf) (дата обращения 20.08.2016).
- Цветные металлы и сплавы: справочник. Н. Новгород. 2001. 278 с.
- Лашко С. В., Лашко Н. Ф. Пайка металлов. 4-е изд., перераб. и доп. М. : Машиностроение, 1988. 376 с.
- ECSS-Q-ST-70-26C Space product assurance. Crimping of high-reliability electrical connections. [Электронный ресурс]. European Cooperation for Space Standardization (ECSS). 2008. URL: <http://www.ecss.nl> (дата обращения 03.03.2013). 41 p.

## References

1. GOST 19738–74. *Pripoi serebrjanye. Marki*. [State Standard 19738–74. Silver solders. Types]. 1975. 5 p.
2. *Pribory i instrumenty. Pripoi*. [Devices and instruments. Solders] Available at: [http://www.platan.ru/pdf/pribor\\_original1\\_32.pdf/](http://www.platan.ru/pdf/pribor_original1_32.pdf/) (accessed 20.08.2016). (In Russ.)
3. *Cvetnye metally i splavy. Spravochnik*. [Nonferrous metals and alloys]. Nizhniy Novgorod., 2001. 278 p.
4. Lashko C. V., Lashko N. F. *Pajka metallov* [Soldering of metals]. 4-e izd., pererab. i dop. M.: Mashinostroenie, 1988. 376 p.
5. ECSS-Q-ST-70-26C Space product assurance. Crimping of high-reliability electrical connections. European Cooperation for Space Standardization (ECSS). 2008. Available at: <http://www.ecss.nl> (accessed 03.03.2013). 41 p.

© Васильев И. С., Ефремов С. В., Сунцов С. Б.,  
Леонов А. П., 2016

УДК 629.78

## НАЗЕМНЫЕ ИСПЫТАНИЯ БОРТОВОГО КОМПЛЕКСА КОНТРОЛЯ ПОЛОЖЕНИЯ И ФОРМЫ РЕФЛЕКТОРА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МАТРИЧНЫХ ИСТОЧНИКОВ ИЗЛУЧЕНИЯ

М. Г. Горелко\*, Д. Е. Синицкий, Д. А. Федченко, С. А. Дернов, М. Г. Матыленко

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва  
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52

\*E-mail: zizi\_top@list.ru

*Рассматриваются основные принципы построения, структура оптического стенда на основе матричного источника излучения. Описывается принцип его действия и функциональные возможности.*

*Ключевые слова: бортовой комплекс, динамические испытания, космический аппарат.*

## TESTING GROUND CONTROL BOARD SET CONDITIONS AND FORMS OF SPACECRAFT REFLECTOR USING MATRIX OF RADIATION SOURCES

M. G. Gorelko\*, D. E. Sinitskiy, D. A. Fedchenko, S. A. Dernov, M. G. Matylenko

JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems  
52, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation

\*E-mail: zizi\_top@list.ru

*The research considers basic principles of the structure of the optical bench through the matrix of the radiation source. It describes the principle of its operation and functionality.*

*Keywords: onboard complex, dynamic testing, spacecraft.*

Для точного наведения крупногабаритной раскрываемой антенны в форме внеосевого параболоида на какой-либо участок земли необходимо обеспечить контроль формы ее поверхности и положения в пространстве. Поэтому для получения данных о расстоянии и направлении положений контрольных элементов (далее – КЭ), установленных равномерно на радиоотражающую поверхность рефлектора антенны, был разработан бортовой комплекс (далее – БК) контроля положения и формы рефлектора. Для проведения наземных испытаний БК необходимо выполнить имитацию отраженного излучения от контрольных элементов.

Опыт АО «ИСС» по проведению наземных экспериментальных обработок систем ориентации и стабилизации КА показал, что наиболее эффективным способом испытаний является применение методов полунатурного моделирования [1]. Эти методы предпо-

лагают применение имитаторов внешних воздействий с целью создания среды функционирования комплекса, приближенной к эксплуатационной [2–3].

В настоящее время для решения задач наземной экспериментальной обработки части БК [4], состоящей из углоизмерительного прибора (далее – УП), в АО «ИСС» была предложена концепция оптического стенда на основе матричного источника излучения (далее – оптический стенд).

Применение предложенного оптического стенда на этапе наземных экспериментальных испытаний части БК должно повысить качество обработки алгоритмов, используемых для обработки данных, формируемых УП.

Структура оптического стенда приведена на рис. 1. Два матричных излучателя 3 образуют два канала передачи изображения фрагмента рефлектора с установленными на нем КЭ. С помощью светодиодов 1



и матовых пластин 2 осуществляется подсветка матриц 3.

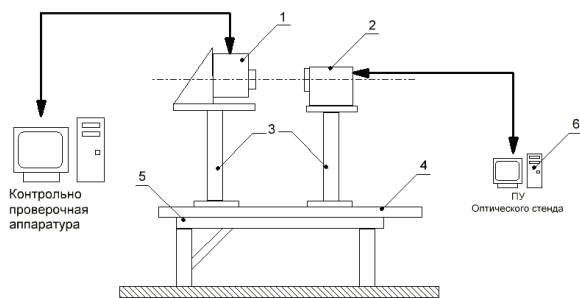


Рис. 1. Структура оптического стенда на основе матричного источника излучения:

1 – углоизмерительный прибор; 2 – оптико-электронный проекционный модуль; 3 – кронштейны; 4 – оптический рельс; 5 – стол установочный; 6 – пульт управления

Оптическая схема оптико-электронного проекционного модуля приведена на рис. 2.

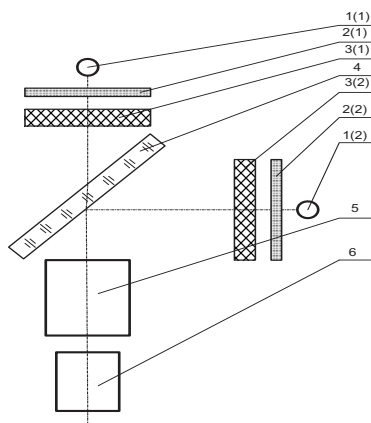


Рис. 2. Оптическая схема оптико-электронного проекционного модуля:

1 – светодиод; 2 – матовая пластина; 3 – матричный излучатель; 4 – полупрозрачная пластина; 5 – объектив; 6 – испытуемый УП

Полупрозрачная пластина 4 совмещает оптические сигналы, поступающие от двух матриц, и направляет их на объектив 5, который переносит построенное изображение в плоскость приемника УП совместно с объективом УП 6.

Основное решение, положенное в основу разработки оптического стенда, представляет собой метод моделирования обращенного типа [5], при применении которого требуемые перемещения совершает не прибор, установленный на стенде, а опорный ориентир, в данном случае это матричный источник излучения, на котором отображается процесс имитации динамического смещения КЭ на рефлекторе, в ближнем ИК-диапазоне. При этом имитация динамического смещения, аналогичная смещению реальных КЭ на рефлекторе, достигается благодаря специальному программному обеспечению, работающему по командам от управляющего компьютера оптического стенда по протоколу связи TCP/IP.

Основные задачи, которые решает оптический стенд:

- имитация любой формы фрагмента рефлектора с установленными на нем КЭ;
- имитация любого количества КЭ;
- имитация динамического смещения КЭ на рефлекторе.

Появление оптического стенда обеспечит возможность в лабораторных условиях имитировать деформации крупногабаритных раскрываемых антенн любых размеров и с любым количеством КЭ на них.

### Библиографические ссылки

1. Ковалев Е. А., Дернов С. А. Технология испытаний систем ориентации и стабилизации космических аппаратов // САКС–2004 : Тез. докл. III Междунар. науч.-практ. конф. / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2004. С. 97–99.
2. Schwartz J. L., Hall C. D. The Distributed Spacecraft Attitude Control System Simulator: Development, Progress, Plans, 2003 / Flight Mechanics Symposium // Goddard Space Flight Center. Greenbelt, Maryland, October 28–30. 2003. [Электронный ресурс]. URL: <http://www.dept.aoe.vt.edu/~cdhall/papers/FMS03.pdf> (дата обращения: 15.08.2016).
3. Schwartz J. L., Hall C. D. System Identification of a Spherical Air-Bearing Spacecraft Simulator: AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting. Maui, Hawaii. February 2004. [Электронный ресурс]. URL: <http://www.dept.aoe.vt.edu/~cdhall/papers/AAS04-122.pdf> (дата обращения: 15.08.2016).
4. Горелко М. Г. Имитатор поведения крупногабаритных антенн в космическом пространстве // Информационные спутниковые системы : материалы науч.-техн. конф. молодых специалистов. Железногорск, 2011. С. 93–95.
5. Синицкий Д. Е., Федченко Д. А. Решение задач наземной экспериментальной отработки систем ориентации и стабилизации КА с использованием имитаторов обращенного типа // Актуальные проблемы авиации и космонавтики : материалы VIII Всерос. науч.-практ. конф. / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2012. № 8. С. 44–45.

### References

1. Kovalev E. A., Dernov S. A. [Tehnologyja yspyytanyj system oryentacyy y stabylyzacyy kosmycheskyh apparatov] // SAKS 2004 : tez. dokl. III Mezhdunar. nauchno-prakt. konf. SibGAU. Krasnojarsk, 2004. P. 97–99. (In Russ.)
2. Schwartz J. L., Hall C. D. The Distributed Spacecraft Attitude Control System Simulator: Development, Progress, Plans, 2003 / Flight Mechanics Symposium // Goddard Space Flight Center. Greenbelt, Maryland, October 28–30. 2003. URL: <http://www.dept.aoe.vt.edu/~cdhall/papers/FMS03.pdf> (accessed: 15.08.2016).
3. Schwartz J. L., Hall C. D. System Identification of a Spherical Air-Bearing Spacecraft Simulator:

AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting, Maui, Hawaii, February 2004. URL: <http://www.dept.aoe.vt.edu/~cdhall/papers/AAS04-122.pdf> (accessed: 15.08.2016).

4. Gorelko M. G. [The simulator of behavior of large antennas in space] // *Nauchno-tehnicheskaya konferentsia molodykh spetsialistov OAO «Informatsionnyye sputnikovyye sistemy» imeni akademika M. F. Reshetneva* [Scientific-technical conference of young specialists JSC "Information Satellite Systems" Academician M. F. Reshetnev"].

Zheleznogorsk, JSC "Information Satellite Systems" publ., 2011. P. 93–95. (In Russ.)

5. Sinitskiy D. E., Fedchenko D. A., [Problem Solving ground experimental development orientation and stabilization systems of spacecraft using simulators inverted type] // *Aktual'nyye problemy avyacyu i kosmonavtyky: materyalyu VIII Vseros. nauch.- prakt. konf. SibGAU*. Krasnojarsk, 2012. № 8. P. 44–45. (In Russ.)

© Горелко М. Г., Синицкий Д. Е., Федченко Д. А., Дернов С. А., Матыленко М. Г., 2016

УДК 006.90.03

## МЕТРОЛОГИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПРИ КОНТРОЛЕ ВОЛНОВОДОВ ИЗ ПКМ, ИЗГОТОВЛЕННЫХ С ПРИМЕНЕНИЕМ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

Л. Д. Евстигнеева

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: [ld\\_evstigneeva@mail.ru](mailto:ld_evstigneeva@mail.ru)

*Показана важность метрологического обеспечения в ракетно-космической промышленности, дано понятие аддитивного производства, рассмотрены виды неразрушающего контроля волноводов, рассмотрено правило выбора средств измерений.*

*Ключевые слова: метрологическое обеспечение, аддитивные технологии, волновод, неразрушающий контроль, средство измерений.*

## METROLOGICAL SUPPORT IN CONTROLLING WAVEGUIDES MADE OF POLYMER COMPOSITE MATERIALS USING ADDITIVE TECHNOLOGIES

L. D. Evstigneeva

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: [ld\\_evstigneeva@mail.ru](mailto:ld_evstigneeva@mail.ru)

*The article shows the importance of metrological support in the aerospace industry, giving the concept of additive manufacturing; it considers types of nondestructive control of waveguides, as well as the choice of measuring instruments.*

*Keywords: metrological support, additive technology, waveguide, nondestructive testing, measuring instrument.*

Метрологическое обеспечение является важной составной частью при создании качественной и конкурентоспособной продукции любой отрасли, а важность в ракетно-космической промышленности и вообще неоспорима, так как малейшая неточность может привести к тяжелейшим последствиям: экологической опасности, человеческим жертвам, а также огромным материальным убыткам. Взаимоотношения, возникающие на любом уровне в современных условиях, не представляются возможными без точных измерений и применения единых правил и норм, что, в свою очередь, повышает доверие потребителей и заказчиков к данной продукции.

Основным направлением совершенствования производства, а значит, и повышения качества продукции, является модернизация известных и создание новых технологических процессов, таким образом,

следует рассматривать производство волноводов из полимерных композиционных материалов (ПКМ) с применением аддитивных технологий, которые в настоящее время активно внедряются в авиационно-космическую промышленность.

Аддитивное производство (англ. additive manufacturing) представляет собой класс перспективных технологий производства деталей сложной формы по трехмерной компьютерной модели путем последовательного нанесения материала (как правило, послойного).

Уникальные возможности аддитивного производства обеспечивают не только повышение коэффициента использования материалов и высокую точность размеров, но и сокращение производственных издержек, длительности производственного цикла и др. [1].

При создании волноводов из ПКМ с применением аддитивных технологий важной частью метрологического обеспечения является неразрушающий контроль (НК) на наличие дефектов. В результате анализа и оценки эффективности существующих методов неразрушающего контроля установлено, что наиболее эффективными при НК композитов (волноводов из ПКМ) являются следующие:

- низкочастотный ультразвуковой импульсный (данный метод НК основан на регистрации времени прохождения ультразвукового импульса через изделие. Средством измерений (СИ) данного вида контроля является низкочастотный ультразвуковой дефектоскоп УСД-60Н, позволяющий не только выявить дефекты, но и определить незначительные изменения в структуре изделия [2]);

- радиационный (одним из наиболее перспективных методов данного контроля является радиационная (рентгеновская) компьютерная томография. СИ данного вида контроля является вычислительный томограф ВТ-600ХА. Принцип работы томографа основан на реконструкции и визуализации внутренней структуры тонких слоев контролируемого изделия посредством совместной вычислительной обработки набора теневых проекций, полученного при рентгеновском просвечивании объекта контроля в различных направлениях);

- инфракрасный оптический (вид теплового НК с использованием инфракрасной техники (тепловизор или пирометр [3]);

- теплотемпературный (метод НК, основанный на регистрации теплового потока либо величин, его определяющих. СИ данного вида контроля является, например, установка теплотемпературная РГ-ПТП.01);

- электрический (НК, основанный на регистрации параметров электрического поля, взаимодействующего с объектом контроля или возникающего в объекте контроля в результате внешнего воздействия).

Указанные методы контроля можно использовать как индивидуально, так и в комплексе. Наиболее эффективным комплексом может быть совокупность низкочастотного ультразвукового и радиоволнового методов или низкочастотного ультразвукового и электрического методов [4].

При применении НК целесообразно руководствоваться ГОСТ Р 56787–2015 «Композиты полимерные. Неразрушающий контроль», в котором подробно рассмотрены методы данного вида контроля.

Одной из основных задач метрологического обеспечения подготовки производства является установление рациональной номенклатуры измеряемых параметров и требуемой точности их измерения. Номенклатура показателей качества процессов должна, во-первых, соответствовать нормативным документам, регламентам, требованиям контракта и т. п. Во-вторых – должна быть необходимой и достаточной для последующего анализа и обобщения данных с целью принятия тактических и стратегических решений по корректированию, предупреждению, улучшению производственных процессов. Это очень важный момент: при оптимизации процедур контроля и испы-

таний параметров процессов можно значительно повысить эффективность работы организации [5].

Волноводы являются волноведущими каналами и служат для передачи энергии от генератора к приемнику. Для того чтобы электрические характеристики отвечали необходимым требованиям, следует при изготовлении волноводных каналов соблюдать геометрические размеры, учитывая допуск на отклонение (определяется стандартом) и шероховатость внутренней токопроводящей поверхности Ra не более 0,2 мкм. Поэтому важной задачей является обеспечение контроля данных параметров средствами измерений требуемой точности.

Выбор СИ связан со множеством факторов, характеризующих метрологические характеристики СИ, конструктивно-технологические особенности измеряемых величин, разнообразных организационных, технических и экономических факторов и т. д. По метрологическим характеристикам выбираемыми параметрами СИ являются предел допускаемой погрешности измерения, а также цена деления шкалы СИ [6]. Найдем предел допускаемой погрешности измерения внутреннего канала волновода размером 5,2×2,6 мм по ГОСТ 8.051–81 «Государственная система обеспечения единства измерений. Погрешности, допускаемые при измерении линейных размеров до 500 мм» для того, чтобы правильно подобрать СИ. В результате было определено, что для данного измерения подойдет СИ с погрешностью не более 3 мкм. Подберем для измерения внутреннего канала волновода микрометрический нутромер Holtest (Mitutoyo) серии 368 с диапазоном измерения от 2,5 до 3 мм и от 5 до 6 мм, имеющий цену деления шкалы 0,001 мм и погрешность измерения 2 мкм.

Подводя итог, необходимо отметить, что в комплекс мероприятий по МО производства волноводов из ПКМ с применением аддитивных технологий на предприятии также должны входить работы по метрологическому контролю и надзору. Метрологическое обеспечение должно сопровождать каждый этап жизненного цикла изделия.

#### Библиографические ссылки

1. Федеральный справочник [Электронный ресурс]. URL: <http://federalbook.ru/files/OPK/Soderjanie/OPK-11/III/Mihaylov.pdf> (дата обращения 14.09.2016).
2. Научно-технический центр «Эксперт» [Электронный ресурс]. URL: <http://www.ntcexpert.ru/uc/ultrazvukovoi-defectoscor> (дата обращения 15.09.2016).
3. Нестерук Д. А., Вавилов В. П. Тепловой контроль и диагностика : учеб. пособие. Томск : ТПУ, 2007. 104 с.
4. Воробей В. В. Контроль качества изготовления и технология ремонта композиционных конструкций. Новосибирск : Наука, 2006. 190 с.
5. Кириллов В. И., Астафьева Л. Е. Метрологическое обеспечение : учеб.-метод. пособие. М. : БГУИР, 2006. 80 с.
6. Аристов А. И. Основы метрологии, стандартизации и сертификации : учеб. пособие. М. : МАДИ, 2013. 200 с.

## References

1. Federal Handbook. Available at: <http://federalbook.ru/files/OPK/Soderjanie/OPK-11/III/Mihaylov.pdf> (accessed 14.09.2016).
2. Scientific-technical center "Expert". Available at: <http://www.ntcexpert.ru/uc/ultrazvukovoi-defectoscop> (accessed 15.09.2016).
3. Nesteruk D. A., Vavilov V. P. *Teplovoy kontrol' i diagnostika* [Thermal control and diagnostics]. Tomsk, TPU publ., 2007, 104 p.
4. Vorobey V. V. *Kontrol' kachestva izgotovleniya i tehnologiya remonta kompozitsionnykh konstruktsiy* [The quality control of manufacturing and repair technology for composite structures]. Novosibirsk : Nauka publ., 2006. 190 p.
5. Kirillov V. I., Astafieva L. E. *Metrologicheskoe obespechenie* [Metrological support]. Moscow : BGUIR publ., 2006. 80 p.
6. Aristov A. I. *Osnovy metrologii, standartizatsii i sertifikatsii* [Fundamentals of Metrology, standardization and certification]. Moscow : MADI publ., 2013. 200 p.

© Евстигнеева Л. Д., 2016

УДК 621.325

### МЕТОДЫ ПОВЫШЕНИЯ ПОМЕХОЗАЩИЩЁННОСТИ ИЗМЕРИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ БАЛАНСИРОВОЧНОГО СТЕНДА С ГАЗОВЫМИ ОПОРАМИ

А. В. Ключников, М. Д. Шагимуратов, С. В. Шалашов

Российский федеральный ядерный центр – всероссийский научно-исследовательский институт технической физики имени академика Е. И. Забабахина  
Российская федерация, 456770, г. Снежинск, ул. Васильева, 13  
E-mail: a.klyuchnikov@bk.ru

*Рассмотрены вопросы снижения чувствительности измерительной системы к помехам индустриального характера и обеспечения точности измерений сигналов дисбалансов в процессе уравнивания летающей модели в динамическом режиме на балансировочном стенде с газостатическими подшипниками.*

*Ключевые слова: ротор, динамический балансировочный стенд, дисбаланс, датчик, измерительный сигнал, помеха, фильтрация, рабочая частота вращения.*

### METHODS TO INCREASE PROTECTION OF MEASURING SYSTEM OF COUNTERBALANCING STAND WITH GAS BEARINGS FROM HINDRANCES

A. V. Klyuchnikov, M. D. Shagimuratov, S. V. Shalashov

Russian federal nuclear centre – all-russia research institute of technical physics  
Named after academician E. I. Zababakhin  
13, Vassilyeva street, Snezhinsk, 456770, Russian Federation  
E-mail: a.klyuchnikov@bk.ru

*The article considers a problem of slowing down a measuring system sensitivity to the industrial hindrances and of ensuring the accuracy in measurements of signal unbalances during a flying model balancing in a dynamic mode on the gas (static) bearing balancing stand.*

*Keywords: rotor, dynamic balancing stand, misbalance, sensor, measuring signal, hindrance, filtering, operating frequency of rotation.*

Повышение точности балансировки летающей модели (ЛМ) после её изготовления и сборки, сокращение времени проведения балансировочных работ требует применения методов и средств динамической балансировки [1; 2]. В случае балансировки ЛМ, корпус которой, например, выполнен в виде длинномерного тонкостенного конуса, как правило, требуется создавать специализированный балансировочный станок (балансировочный стенд), реализуя известный принцип «станок к ротору». При этом опоры такого стенда должны позволять передавать к измерительному устройству с помощью датчиковой аппаратуры

информацию о дисбалансах контролируемой ЛМ, а измерения требуется выполнять при низких частотах вращения, исключая возможные деформации корпуса. Для проведения бесконтактной балансировки разрабатывают и используют специализированные балансировочные стенды с газовыми опорами.

В низкочастотном вертикальном динамическом балансировочном стенде, спроектированном для проведения прецизионной бесконтактной балансировки длинномерных тонкостенных конических ЛМ, опоры выполнены в виде двух жёстких конических газостатических подшипников (ГСП), соосно закрепленных

на вертикальной стойке с помощью упругих плоскопараллельных пластин [3]. В качестве рабочего тела используется сжатый воздух, поступающий из заводской пневмосети низкого давления. Рабочая частота вращения  $f_{\text{раб}}$ , т. е. частота, на которой выполняются измерения, не превышает 2 Гц и неизменна в течение всего балансировочного эксперимента.

Дисбалансы контролируемой ЛМ определяют по результатам измерений реакций опор на проявления динамической неуравновешенности вращающегося в опорах сборного ротора, образованного технологическим переходником, нагруженным на стенд, и собственно ЛМ, установленной внутри переходника. В ходе балансировочного эксперимента проводят настройку измерительной системы стенда на объект контроля, для чего выполняют серию пусков сборного ротора, как в исходном состоянии, так и после установки в известных угловых положениях на верхней или нижней плоскости коррекции пробных грузов известной массы [4].

Измерительная система стенда построена на базе персонального компьютера (ПК) и включает в свой состав два пьезоэлектрических датчика силы генераторного типа, установленных в упругих элементах верхней и нижней опоры, и фотоэлектрический датчик (ФД) – отметчик фазы дисбалансов, также используемый для измерения частоты вращения сборного ротора. Светоотражающее зеркало ФД закрепляют на боковой поверхности технологического переходника, и его положение остаётся неизменным в течение эксперимента. Выбор пьезоэлектрических датчиков обусловлен их высокими метрологическими характеристиками и надёжностью в работе, а также отсутствием необходимости обеспечения их электрического питания [3]. При этом хорошо известна особенность таких датчиков, связанная с их высокой чувствительностью к помехам. Причинами возникновения сигналов помехи, в том числе близких к частоте вращения сборного ротора, могут быть акустические резонансы, возникающие в результате многократных отражений воздуха при прохождении воздушных потоков через колена пространственно-изогнутых напорных трубопроводов, неидеальность (овальность, гранность) рабочих поверхностей технологического переходника и ГСП, неравномерность воздушных зазоров, собствен-

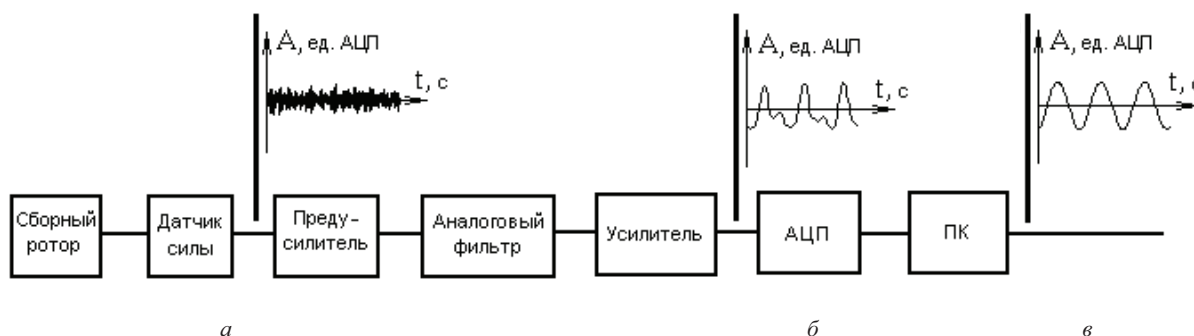
ные резонансы колеблющейся механической системы, трибоэлектрические эффекты в измерительных кабелях, смещение нулевого уровня и дрейф нуля аппаратуры и др. Это требует принятия специальных мер для борьбы с помехами.

При создании измерительной системы рассматривались следующие конструктивный, аппаратный, программно-методический и организационный аспекты повышения помехоустойчивости:

- заземление системы в одной точке во избежание возникновения контуров заземления, обеспечение надёжной экранировки измерительных кабелей и электронных устройств;
- использование специализированных «антишумных» кабелей для передачи измерительных сигналов, прокладка измерительных кабелей отдельно от токонесущих кабелей, вдали от силовых трансформаторов и крупных электродвигателей, закрепление кабелей во избежание относительного движения (кабельной «лебёдки»);
- исключение сквозняков и температурных изменений окружающей среды в течение всего балансировочного эксперимента;
- обеспечение постоянного рабочего давления сжатого воздуха, поступающего в ГСП из заводской пневмосети;
- выполнение регистрации вибросигналов в каждом пуске на выбеге сборного ротора, в течение короткого промежутка времени;
- высокоточная фильтрация сигналов дисбалансов с применением комбинированного фильтрующего устройства.

На рисунке приведена структурная схема алгоритма с применением комбинированного фильтрующего устройства в каждом из двух измерительных каналов измерительной системы, разработанного для регистрации и обработки сигналов дисбалансов.

Первоначально реализация сигнала, поступающего от пьезоэлектрического датчика силы и содержащего аддитивные сигналы помех, подвергается аналоговой обработке, обеспечивающей низкочастотную аналоговую фильтрацию и усиление, а затем оцифровывается аналого-цифровым преобразователем (АЦП) в течение заданного периода времени и регистрируется в памяти ПК в дискретно-временной форме.



Алгоритм обработки вибросигналов:

*а* – вид типового вибросигнала, поступающего с выхода датчика силы; *б* – вид вибросигнала после аналоговой обработки; *в* – вид дискретной составляющей, отфильтрованной с использованием процедуры Фурье-фильтрации синхронно с частотой вращения ротора

Далее в постреальном режиме к зарегистрированной реализации сигнала применяется процедура Фурье-фильтрации, после чего выходной синусоидальный сигнал с частотой, равной рабочей частоте вращения, не содержащий пульсаций и налагающейся частоты, принимается за основной (полезный) измерительный сигнал. Затем определяются параметры полезного сигнала – его амплитуда и фаза, пропорциональные значениям и углам дисбалансов сборного ротора в плоскостях коррекции.

Для исключения влияния световых помех (бликов) на сигналы от ФД и исключения ложного запуска процесса регистрации вибросигналов в ПО измерительной системы заложен принцип двукратного подтверждения результата измерения рабочей частоты вращения перед формированием команды на запуск АЦП. Влияние помехи, связанной с непостоянством частоты самоходного вращения ротора в период регистрации вибросигналов, уменьшают до пренебрежимо малых величин путем соответствующего ограничения времени регистрации (определяемого на этапе предварительных испытаний системы). С целью исключения паразитных дисбалансов, связанных с использованием технологического переходника в балансировочном эксперименте, измерение реакций опор в исходном состоянии проводят в двух фиксированных угловых положениях испытуемой детали относительно переходника, отличающихся друг от друга на 180°, а полученные результаты измерений усредняют, выделяя дисбалансы детали [5].

Проведенные теоретические и экспериментальные исследования подтвердили принципы построения измерительной системы балансировочного стенда с ГСП и эффективность использованных методов повышения помехозащищённости измерительной системы, обеспечивших высокую точность измерений параметров неуравновешенности ЛМ [2].

#### Библиографические ссылки

1. Методы исследований на летающих моделях / под ред. А. Д. Миронова. М. : Машиностроение, 1988. 144 с.
2. Андреев С. В., Ключников А. В., Михайлов Е. Ф. Перспективы применения метода динамической балансировки для определения параметров асимметрии масс летательного аппарата // Решетневские чтения : труды XVIII Междунар. науч. конф. Красноярск, 2014. Ч. 1. С. 8–10.
3. Абышев Н. А., Ключников А. В., Михайлов Е. Ф., Чертков М. С. Стенд для прецизионной бесконтактной балансировки конических роторов в динамическом режиме // Надежность и качество – 2014 : труды XIX междунар. симпозиума. Пенза, 2014. Т. 2. С. 234–236.
4. Пат. РФ № 2453818. Способ настройки балансировочного стенда для определения параметров массо-инерционной асимметрии роторов / А. В. Ключников; МПК G01M 01/22; приоритет от 11.01.2011; опубл. 20.06.2012, Бюл. № 17.
5. Ключников А. В. Способ устранения влияния технологической оснастки на результаты измерений в процессе динамической балансировки летательного аппарата // Решетневские чтения : труды XIX Междунар. науч. конф. Красноярск, 2015. Ч. 1. С. 21–23.

#### References

1. Mironov A. D. Metody issledovaniy na letayushchih modelyah (Methods of researches on flying models). Moscow : Mashinostroenie, 1988. 144 p. (In Russ.)
2. Andreev S. V., Klyuchnikov A. V., Mihailov E. F. Prospects of application of dynamic counterbalancing method for testing of flying machine's mass-inertia asymmetry parameters [Perspektivy primeneniya metoda dinamicheskoy balansirovki dlya opredeleniya parametrov asimmetrii mass letatel'nogo apparata] // Trudy XVIII Mezhdunarodnoy nauchnoy konferentsii "Reshetnevskie chteniia" [Proc. 18<sup>th</sup> Int. Technol. Conf. "Reshetnev reading"]. Krasnoyarsk, 2014. Part 1. P. 8–10. (In Russ.)
3. Aabyshv N. A., Klyuchnikov A. V., Mikhailov E. F., Chertkov M. S. Stand for precise non-contactable counterbalancing in dynamic regimen of conical rotors [Stand dlya pretsizionnoy beskontaktnoy balansirovki konicheskikh rotorov v dinamicheskom rezhime] // Trudy XIX Mezhdunarodnogo simpoziuma «Nadyozhnost i kachestvo». [Proc. 19<sup>th</sup> Int. Technol. Symp. "Reliability & Quality"]. Penza, 2014. Vol 2. P. 234–236. (In Russ.)
4. Klyuchnikov A. V. Sposob nastroyki balansirovochnogo stenda dlya opredeleniya parametrov masso-inertsionnoy asimmetrii rotorov [Method of adjusting a counterbalance machine for determination of rotors' mass-inertia parameters]. Patent RF. № 2453818. 2012.
5. Klyuchnikov A. V. Method of eliminate a technological rig on measurement results during dynamic counterbalancing of flying vehicle. Способ устранения влияния технологической оснастки на результаты измерений в процессе динамической балансировки летательного аппарата [Sposob ustraneniya vliyaniya tekhnologicheskoy osnastki na rezultaty izmereniy v protsesse dinamicheskoy balansirovki letatel'nogo apparata]. Trudy XIX Mezhdunarodnoy nauchnoy konferentsii "Reshetnevskie chteniia" [Proc. 19<sup>th</sup> Int. Technol. Conf. "Reshetnev reading"]. Krasnoyarsk, 2015. Part 1. P. 21–23. (In Russ.)

© Ключников А. В., Шагимурагов М. Д., Шалашов С. В., 2016

## ОБЕСПЕЧЕНИЕ ВИБРОПРОЧНОСТИ ПРИВОДОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МЕТОДА КОНЕЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ

Н. И. Козлова, Р. С. Лукин

Сибирский федеральный университет  
Российская Федерация, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79  
E-mail: natalya.skropotova@mail.ru

*В статье изложены основные принципы отечественной системы обеспечения вибропрочности изделий ракетно-космической техники. Представлены принципы построения модели для расчета вибропрочности привода космического аппарата.*

*Ключевые слова: космический аппарат, вибропрочность, конечно-элементная модель, вибрационные испытания.*

## PROVIDING THE VIBRATION STRENGTH OF SPACECRAFT DRIVES WITH FINITE ELEMENT METHOD

N. I. Kozlova, R. S. Lukin

Siberian Federal University  
79, Svobodnyi Av., Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation  
E-mail: Natalya.skropotova@mail.ru

*The article describes the basic principles of the national system to ensure vibration strength of rocket and space technology. The article includes the principles of constructing the model to calculate the spacecraft vibration strength of the drive.*

*Keywords: spacecraft, vibration strength, finite element model, vibration tests.*

Наиболее сложным этапом проектирования привода, входящего в состав космического аппарата (КА), являются наземные испытания. Обычно они производятся на вибростенде и направлены на воспроизведение инерционных (вибрационных) нагрузок, возникающих при пуске ракетносителя. Проведение вибрационных испытаний требует уже готового изделия, что может негативно сказаться на процессе проектирования, так как проведение дополнительных итераций по совершенствованию конструкции привода затруднительно.

В работе [1] представлены основные этапы проведения вибрационных испытаний в отечественном машиностроении. Действующая в настоящее время в масштабах отечественной ракетно-космической отрасли система обеспечения вибропрочности конструкций ракетно-космической техники (РКТ) реализует комплексный подход, состоящий из двух частей: расчетно-теоретической и экспериментальной, и базируется на двух основных принципах. Первый – это нормирование уровня вибрационного нагружения на первичной конструкции, второй – проведение вибропрочностных испытаний на специальном экспериментальном изделии. На корпусе, как для расчетов, так и при экспериментальной отработке, задаются нормативные значения либо нагрузок, либо спектральной плотности в функции частоты. В отношении экспериментального изделия выдвигаются требования конструктивно-технологической идентичности летному изделию: оно изготавливается по той же конструктор-

ской, технологической и нормативной документации, что и летное изделие, и в тех же производственных условиях. Уровень нагружения, а следовательно, и напряженно-деформированного состояния (НДС) вторичной конструкции зависит от парциальной собственной частоты и коэффициента усиления виброускорений на этой частоте.

Собственная частота определяется массово-инерционными и жесткостными характеристиками, а коэффициент усиления – диссипативными свойствами конструкции, количественно выраженными через логарифмический декремент колебаний или через добротность колебательной системы.

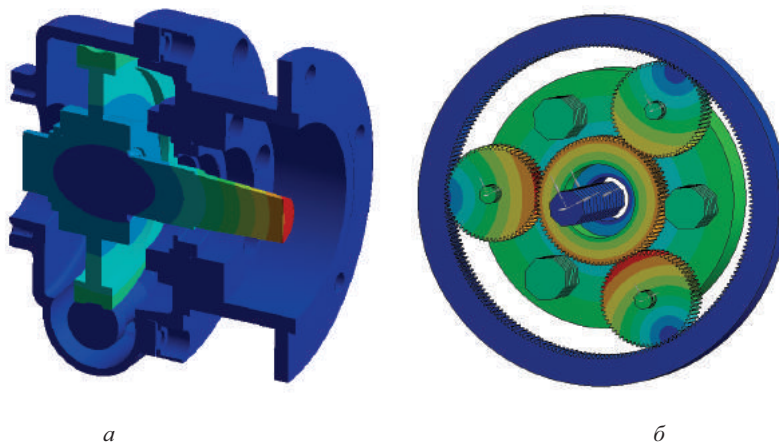
Основные особенности построения конечно-элементной модели (КЭМ), изложенные в работе [2], представлены ниже.

1. Модель формируется из линейных (стержневых и балочных), двумерных (пластинчатых и оболочечных) элементов.

2. Применение трехмерных (объемных) элементов, приводящих к существенному увеличению размерности матриц модели, должно быть обосновано.

3. Для моделирования стыков отсеков используются специальные интегральные элементы, адекватно отражающие нелинейные деформативные процессы.

4. Степень дискретности разбиения на конечные элементы по размерам и массам выбирается исходя из необходимости обеспечения адекватного отражения частотных характеристик до определенного значения (как правило, до 100 Гц).



а

б

Результаты расчета КЭМ редукторов:

а – червячный редуктор общемашиностроительного назначения;

б – прецизионный привод космического аппарата

5. Размеры элементов в зонах высокоградиентного напряженного состояния должны позволять выявлять места, опасные с точки зрения разрушения или зарождения усталостных трещин.

6. Геометрические, массовые, упругие характеристики вводятся в модель номинальными значениями, демпфирующие свойства – минимальными, с учетом статистических данных для данного класса конструкций.

Основные сложности, которые приходится преодолевать разработчику КЭМ, связаны с нелинейными эффектами, специфическими особенностями нетрадиционных конструкторских решений, контактными задачами на стыке отсеков корпуса, необходимостью введения условных конечных элементов, отображающих интегральные характеристики совокупности соединенных между собой или взаимодействующих элементов конструкции.

Если говорить об анализе агрегатов КА, в частности редукторов, входящих в состав привода, то в данной области имеется достаточный опыт по расчету редукторов общепромышленного назначения. На данный момент этапы создания расчетной модели выглядят следующим образом: строится 3D-модель корпуса редуктора; подшипники моделируются в виде взаимоперпендикулярных пружин, соединяющие валы с посадочными поверхностями подшипников в корпусе; зацепление моделируется пружиной, сонаправленной с силой в зацеплении. Для того чтобы задать жесткость зацепления, необходимо предварительно произвести расчет в двумерной постановке зацепления.

В работе [2] приводится расчет червячного редуктора привода установки для изготовления упругого цилиндрического профиля, где определялись прогиб выходного вала (см. рисунок, а), напряжения, возникающие в шейке вала. В работе [3] приводится аналогичный расчет редуктора прецизионного привода космического аппарата, где анализируется крутильная жесткость привода (см. рисунок, б). В данном случае основной проблемой является моделирование зацепления зубьев, так как в многоступенчатых передачах возможно образование зазора в зацеплении, моделирова-

ние которого производилось с помощью пружины, жесткость которой нелинейно зависит от деформации.

Описанная методика применима к расчету двигателя летательного аппарата (ЛА), однако необходимо учитывать затяжку болтов, а также моделировать стандартный контакт (есть ли возможность раскрытаться) в зоне стыка привалочных поверхностей. Для описанной расчетной модели привода возможно провести расчет собственных частот с учетом входящих в него упругих звеньев.

В дальнейшем планируется экспериментальная верификация некоторых элементов методики: в частности, верификация поведения вала на податливых опорах и податливость зацепления. Основным критерием при проведении эксперимента с вращающимся валом будет являться совпадение собственных частот, а во втором случае – совпадение угловых деформаций в численной модели и экспериментальной модели. По разработанной модели привода ЛА можно провести структурный, частотный и спектральный анализ.

#### Библиографические ссылки

1. Безмозгий И. М., Софинский А. Н., Чернягин А. Г. Моделирование в задачах вибропрочности конструкций ракетно-космической техники // Космическая техника и технологии. 2014. № 3 (6). С. 71–80.
2. Козлова Н. И. Моделирование червячного редуктора привода установки для производства упругого профиля // Проспект Свободный–2016 : материалы науч. конф. (15–25 апреля 2016, г. Красноярск) [Электронный ресурс] / отв. ред. А. Н. Тамаровская. Красноярск : Сиб. федер. ун-т, 2016. С. 83–85
3. Sayfedinova Y. R., Lukin R. S. Improving the design of the precision drive // Проспект Свободный–2016 : материалы науч. конф. (15–25 апреля 2016, г. Красноярск) [Электронный ресурс] / отв. ред. А. Н. Тамаровская, Красноярск : Сиб. федер. ун-т, 2016. С. 22–26.

#### References

1. Bezmozgiy I. M., Sofinskiy A. N., Chernyagin A. G. [The simulation in problems of vibration strength of



rocket and space hardware] // *Space Engineering and Technology*. 2014. № 3 (6). P. 71–80 (In Russ.)

2. Kozlova N. I. [Simulation of the worm gear drive for the production of elastic profile] // *Youth and Science: Prospect Svobodnyi–2016. 15–25 of April 2016*, Krasnoyarsk, 2016. P. 83–85. (In Russ.)

3. Sayfetdinova Y. R., Lukin R. S. [Improving the design of the precision drive] // *Youth and Science: Prospect Svobodnyi–2016. 15–25 of April 2016*. Krasnoyarsk, 2016. P. 22–26. (In Russ.)

© Козлова Н. И., Лукин Р. С., 2016

УДК 51-73, 53.096, 53.097

## ДИАГНОСТИКА ЗАПАСА ЖИВУЧЕСТИ И КОНТРОЛЬ СПЛОШНОСТИ КОНСТРУКЦИЙ ИЗ УГЛЕРОДНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

Я. С. Крюкова

Новокузнецкий институт (филиал) «Кемеровский государственный университет»  
Российская Федерация, 654041, Кемеровская обл., г. Новокузнецк, ул. Циолковского, 23  
E-mail: krjanik@rambler.ru

*Разработаны методики диагностики дефектов сплошности конструкций из углеродных композитов и оценки их живучести, основанные на измерении электрических и температурных полей в свободном состоянии и при силовом нагружении.*

*Ключевые слова: углеродный композиционный материал, неразрушающий контроль, дефекты сплошности, живучесть конструкции, электрический потенциал, температурное поле.*

## DURABILITY DIAGNOSIS RESERVE AND CONTINUITY CONTROL STRUCTURES MADE OF CARBON COMPOSITE MATERIALS

Ya. S. Kryukova

Novokuznetsk Institute (Branch) «Kemerovo State University»  
23, Tsiolkovsky Street, Novokuznetsk, Kemerovo region, 654041, Russian Federation  
E-mail: krjanik@rambler.ru

*The paper describes a method to diagnose defects of continuity of structures made of carbon composites and evaluate their durability, based on the measurement of electrical and temperature fields in the free state and power loading.*

*Keywords: carbon composite material, non-destructive testing, continuity defects, durability of structure, electric potential, temperature field.*

Конструкции из углеродных композиционных материалов (оболочечные и сетчатые конструкции) получили широкое распространение в ракетно-космической отрасли благодаря высоким прочностным свойствам и малой массе. Однако остаются актуальными проблемы контроля качества и повышения ресурса таких конструкций, которые требуют применения неразрушающих методов контроля. Для прогнозирования остаточного ресурса и обеспечения безопасной эксплуатации конструкций необходимо осуществлять контроль параллельно по нескольким методам, основывающимся на разных физических явлениях.

**Применение электродиагностики методом сопротивлений для контроля сплошности конструкций из электропроводных композитов.** Диагностика несплошностей в изделиях из электропроводных композитов с использованием полей электрического тока представляется достаточно перспективной, поскольку

наличие дефекта приводит к существенному изменению электрического сопротивления материала [1–3]. Предлагаемая методика контроля сплошности основана на измерении кажущегося электрического сопротивления изделия (отношения разности потенциалов в двух точках на поверхности изделия к силе тока, пропускаемого через питающие электроды) с использованием высокочувствительных измерительных приборов [4].

Экспериментальное исследование оболочки из композиционного материала на углеродной основе с защитным высокотемпературным покрытием на основе карбида кремния толщиной 0,2 мм на установке (рис. 1, а) позволило построить дефектограмму изделия (рис. 1, б).

Измерения на объектах с известными размерами дефектов показали возможность обнаруживать дефекты размером от 10 мм, что в 1,5–2 раза превышает чувствительность ультразвукового метода [4].

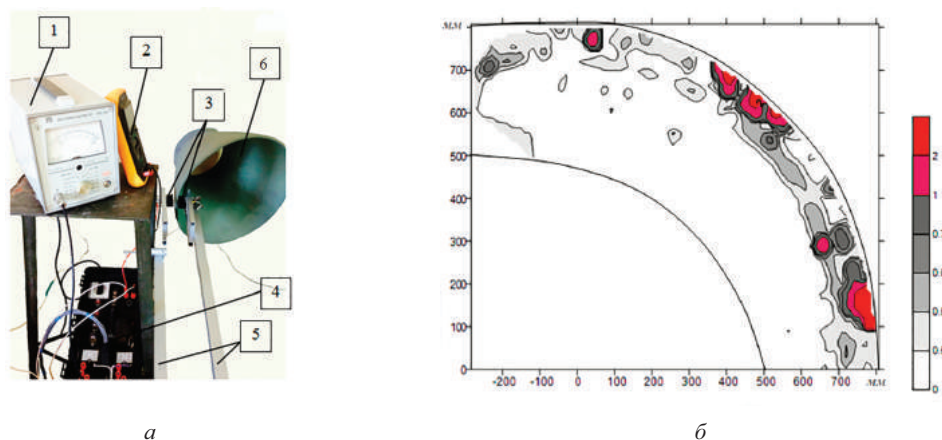


Рис. 1. Исследование оболочки из композиционного материала:  
 а – установка для электродефектоскопии: 1 – милливольтметр ВЗ-38; 2 – мультиметр DT9205А; 3 – блоки измерительных электродов; 4 – блок питания и коммутации; 5 – штанги; 6 – образец; б – дефектограмма оболочки в виде линий уровня кажущихся сопротивлений (МОм)

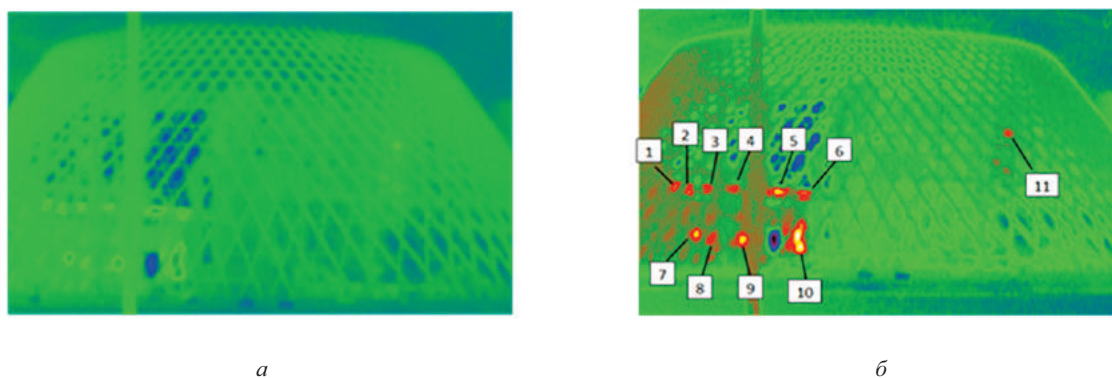


Рис. 2. Термограмма сетчатой конструкции:  
 а – в начале; б – в конце первого нагружения: 1–11 – области начальных разрушений

**Применение теплового контроля для оценки живучести сетчатых композиционных конструкций.** Наряду с измерениями электрического сопротивления были рассмотрены также термомеханические эффекты. В сетчатой конструкции появление дефекта может приводить к перераспределению нагрузок между ребрами, что снижает опасность дальнейшего разрушения. Возникает потребность в неразрушающем контроле, позволяющем оценивать опасность прогрессирующего разрушения сетчатой конструкции по косвенным данным – повышению температуры в зоне возникающих повреждений при нагружении [5].

Термомеханические процессы при нагружении сетчатой оболочки описываются моделью, чувствительной к образованию структурных дефектов в сетчатой конструкции. Моделирование показало, что перераспределение нагрузки со «слабых» ребер вызывает появление тепловых пятен при первом нагружении, а при последующих нагружениях разрушения конструкции не происходит.

Результаты расчета полей температуры согласуются с данными эксперимента на сетчатых конструкциях из углепластика и подтверждают наличие запаса живучести исследованной конструкции. На рис. 2 по-

казана диаграмма изменения температуры в сетчатой конструкции после нагружения. Термограмма каждой области (рис. 2, б) имеет несколько скачков с быстрым остыванием в одной и той же точке, что свидетельствует о перераспределении нагрузки со «слабых» ребер на соседние. До момента разрушения «слабых» ребер конструкция деформируется упруго.

Спустя 8 минут после второго нагружения было произведено еще одно. Аналогично второму нагружению распределение температур не изменяется со временем. Это говорит о том, что произошедшие начальные разрушения далее не развивались в магистральную трещину. Таким образом, рассмотренная конструкция имеет запас живучести (начальные разрушения не развиваются при повторных нагружениях).

Результаты исследования показывают практическую применимость предлагаемых способов контроля при диагностике конструкций.

#### Библиографические ссылки

1. Бурнышева Т. В., Каледин В. О., Крюкова Я. С. Эффективные коэффициенты электропроводности кусочно-однородной среды // Научно-технический вестник Поволжья. 2013. № 2. С. 146–149.

2. Идентификация модели поля точечных источников тока в ортотропном цилиндре / В. О. Каледин, Я. С. Крюкова, Е. А. Вячкина и др. // Вестник Кемеров. гос. ун-та. 2014. № 3 (59). Т. 3. С. 107–112.

3. Каледин В. О., Крюкова Я. С., Рудаков С. Г. Исследование влияния структурных параметров периодически неоднородной среды на эффективные коэффициенты электропроводности // Науч. вестник Новосибир. гос. техн. ун-та. 2014. № 1 (54). С. 88–92.

4. Неразрушающий контроль конструкций из углеродных материалов на основе регистрации поля точечных источников тока / О. Н. Будадин, А. А. Кульков и др. // Контроль. Диагностика. 2015. № 1. С. 46–52.

5. Тепловой неразрушающий контроль изделий / О. Н. Будадин, А. И. Потапов, В. И. Колганов и др. М.: Наука, 2002. 476 с.

#### References

1. Burnysheva T. V., Kaledin V. O., Kryukova Ya. S. [Efficient factors of electric conductivity of piecwise

homogeneous medium] // Scientific and technical Volga region bulletin. 2013. № 2. P. 146–149.

2. [Identification of the model of point current sources field in the orthotropic cylinder] / V. O. Kaledin, Ya. S. Kryukova, E. A. Vyachkina and other // Bulletin of Kemerovo state university. 2014. № 3 (59). Vol. 3. P. 107–112.

3. Kaledin V. O., Kryukova Ya. S., Rudakov S. G. [Investigation of the influence of structural parameters of a periodically inhomogeneous medium on the effective coefficients of conductivity] // Science bulletin of NSTU. 2014. № 1 (54). P. 88–92.

4. [Nondestructive inspection of Carbon Composite Structures based on monitoring a point current-sources field] / O. N. Budadin, A. A. Kul'kov and other // Testing. Diagnostics. 2015. № 1. P. 46–52.

5. Teplovoj nerazrushajushhij kontrol' izdelij [Thermal non-destructive testing products] / O. N. Budadin, A. I. Potapov, V. I. Kolganov and other. Moscow, Nauka publ., 2002. 476 p.

© Крюкова Я. С., 2016

УДК 629.78.015

### О ПРОБЛЕМАХ, ВОЗНИКАЮЩИХ ПРИ ОТРАБОТКЕ НА МЕХАНИЧЕСКИЕ НАГРУЗКИ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

С. А. Орлов, С. А. Рябушкин, В. И. Копытов

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва  
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52  
E-mail: office@iss-reshetnev.ru

*Рассматриваются проблемы, возникающие при нормировании и отработке бортовой аппаратуры КА, когда заказчик и подрядчик пользуются разными нормативными документами. Обосновывается необходимость корректировки существующих отраслевых стандартов.*

*Ключевые слова: космический аппарат, аппаратура, нагрузки, механические испытания, коэффициент безопасности.*

### ABOUT PROBLEMS THAT MAY OCCUR DURING MECHANICAL TESTING OF THE SC ONBOARD EQUIPMENT

S. A. Orlov, S. A. Ryabushkin, V. I. Kopytov

JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems  
52, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation  
E-mail: office@iss-reshetnev.ru

*The article discusses the problems encountered in the standardization and testing of spacecraft on-board equipment, when a customer and a contractor use a variety of normative documents. The article substantiates the need to adjust the existing industry standards.*

*Keywords: spacecraft, equipment, load, mechanical testing, safety factor.*

В настоящее время отечественные и зарубежные космические аппараты (КА) стали выполнять по негерметичной схеме. В конструктивно-компоновочной схеме таких КА применяются конструкции из композиционных материалов и сотовые панели.

В результате этого меняются жёсткостные и демпфирующие свойства КА, способы крепления бортовой аппаратуры (БА), и как следствие, нагрузки при эксплуатации на сами КА и входящую в их состав аппаратуру.

Помимо этого, каждый КА на этапе изготовления проходит испытания на механические нагрузки, соответствующие нагрузкам участка выведения, с последующей проверкой функционирования бортовых систем. Следовательно, при всех воздействиях на КА режимы нагружения, на которые были проведены автономные испытания, не должны быть превышены. Требования, выдаваемые АО «ИСС» в техническом задании (ТЗ) на БА, формируются путём обобщения результатов испытаний отработочных и штатных КА с регистрацией уровней нагружения БА в составе КА [1; 2]. Следует отметить хорошее согласование требований АО «ИСС» по механическим воздействиям и зарубежных стандартов. В то же время существующая нормативная документация (в том числе закрытые стандарты), регламентирующая механические нагрузки на БА и методики НЭО, остаются неизменными уже более 40 лет (редакция 1998 г. не внесла каких-либо существенных изменений в методологию испытаний, а в основном касалась понижения грифа секретности стандартов). Режимы испытаний, приведенные в этих стандартах, значительно отличаются как от нагрузок, задаваемых как в ТЗ АО «ИСС», так и в действующих зарубежных стандартах.

Примером такого устаревшего отраслевого стандарта может служить ОСТ 92-9096-79 [3]. Данный ОСТ является основным документом, по которому формируются режимы испытаний у одного из поставщиков БА для АО «ИСС». Использование этого стандарта приводит к необоснованному завышению режимов механических испытаний при НЭО, отказам при испытаниях и, как следствие, задержкам поставок оборудования. Другим негативным следствием является увеличение массы приборов, а разрушение аппаратуры при испытаниях на не предусмотренных ТЗ АО «ИСС» режимах приводит к задержкам с завершением испытаний. Кроме того, увеличение амплитуды нагружения при испытаниях используется для компенсации при испытаниях некачественной испытательной оснастки и разброса характеристик конструктивных элементов. Такой подход к назначению испытательных нагрузок является методологической ошибкой. Разброс характеристик конструктивных элементов (модули Юнга, допуски и т. д.) учитывается в поправочных коэффициентах при расчете на прочность, и не требует увеличения режимов испытаний. Введение подобных поправочных коэффициентов на нагрузку фактически приводит к увеличению коэффициентов безопасности, являющихся нормируемой величиной.

Кроме того, этот ОСТ требует проведения ЛОИ и КОИ не менее чем на двух образцах приборов. А реальная практика и финансирование опытно-конструкторских работ (ОКР), основанная на анализе предыдущих разработок, позволяют проводить испытания только на одном приборе. При этом введение новых видов испытаний (дополнительных относительно требований ТЗ), например проведение вибрационных испытаний на первой резонансной частоте, приводит к значительному (и ничем не обоснованному) завышению нагрузок на аппаратуру.

В то же время на нашем предприятии, как и в общепринятой практике, при вибрационных испытаниях

в зоне резонансных частот конструкции прибора проводится снижение амплитуды нагрузки в пределах коэффициента квалификации (технология вырезаний – notching) [4; 5].

Такая технология в АО «ИСС» отражена в стандарте предприятия, неоднократно применялась при испытаниях на механические нагрузки при НЭО и на этапе изготовления (ПСИ). Отказов приборов, прошедших испытания по данной методике, при натурной эксплуатации на орбите в составе КА не было.

Следующей проблемой отработки БА являются испытания на ударные воздействия. Источником таких нагрузок являются пиротехнические устройства КА и РН, что приводит к необходимости ударных испытаний с уровнями до 2–5 тыс. g по ударному спектру ускорений (эти требования подтверждены результатами измерений при НЭО КА). Помимо того, что у большинства разработчиков аппаратуры просто отсутствуют современные ударные стенды, позволяющие проводить такие испытания, часто отсутствует просто понимание заданных требований (хотя ГОСТ 24-880-89 [6] принят еще в 1981 г.). Следует также заметить, что стойкость БА к ударным воздействиям сильно зависит от методики проведения испытаний и используемого оборудования. И это должно быть отмечено в применяемых стандартах.

Из вышесказанного следует:

1) необходимо откорректировать существующие отраслевые стандарты и стандарты предприятий на отработку БА с учетом выполнения требований, задаваемых в ТЗ на аппаратуру без проведения дополнительных испытаний, имеющегося опыта отработки современной БА в отрасли и действующих зарубежных стандартов;

2) при модернизации испытательной базы отрасли обеспечить закупку специализированных ударных стендов для оснащения основных предприятий изготовителей БА либо соответствующих региональных центров.

#### Библиографические ссылки

1. Копытов В. И., Орлов С. А. Об одном подходе к нормированию вибрационного нагружения бортовой аппаратуры космических аппаратов // Решетневские чтения : материалы XVI Междунар. науч. конф. (7–9 нояб. 2012, г. Красноярск) : в 2 ч. / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2012. С. 184–185.
2. Орлов С. А., Копытов В. И., Матвеев К. А. Формирование ударных воздействий высокой интенсивности для пространственных конструкций. // Известия высших учебных заведений. Физика. 2013. Т. 56, № 7–3. С. 197–199.
3. ОСТ 92-9096-79. Комплексная система норм испытаний при наземной отработке изделий отрасли. Аппаратура бортовых радиотехнических систем. Нормы испытаний. М. : Изда-во стандартов, 1979.
4. NASA-HDBK-7004. Force Limited Vibration Testing, May 16, 2000.
5. ECSS-E-HB-32-26A. Space engineering. Spacecraft mechanical loads analysis handbook, 19 February, 2013.

6. ГОСТ 24-880-89. Аппаратура бортовая космических аппаратов. Метод испытаний на механические воздействия. М. : Изд-во стандартов, 1989.

#### References

1. Kopytov V. I., Orlov S. A. [An Approach For Setting Vibration Load Of On-Board Equipment Spacecraft] // *Materialy XVI Mezhdunar. nauch. konf. "Reshetnevskie chteniya"* [Materials XVI Intern. Scientific. Conf "Reshetnev reading"]. Krasnoyarsk, 2012. P. 184-185.

2. Orlov S. A., Kopytov V. I., Matveev K. A. [The formation of the impact of high intensity for spatial structures] // *Izvestiya vuz. Fizika* [Russian Physics Journal]. 2013. Vol. 56, № 7/3 TSU. P. 197-200.

3. OST 92-9096-79 *Kompleksnaya sistema norm ispytaniy pri nazemnoy otrabotke izdeliy otrasli.*

*Apparatura bortovykh radiotekhnicheskikh sistem. Normy ispytaniy* [Comprehensive system standards testing ground testing goods industry. Equipment airborne radio systems. Standards test]. Moscow : Standartinform publ., 1979.

4. NASA-HDBK-7004. Force Limited Vibration Testing, May 16, 2000.

5. ECSS-E-HB-32-26A. Space engineering. Spacecraft mechanical loads analysis handbook, 19 February, 2013.

6. GOST 24-880-89. *Apparatura bortovaya kosmicheskikh apparatov. Metod ispytaniy na mekhanicheskie vozdeystviya* [On-Board Spacecraft Equipment. Test method for mechanical impact]. Moscow : Standartinform publ., 1989.

© Орлов С. А., Рябушкин С. А., Копытов В. И., 2016

УДК 623.623.52

## СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ПРОЦЕССА ИСПЫТАНИЙ ГИДРАВЛИЧЕСКИХ АГРЕГАТОВ ОБЪЕКТОВ АВИАЦИОННОЙ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

И. А. Попельнюк<sup>1</sup>, М. И. Титов<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Самарский национальный исследовательский университет имени академика С. П. Королёва  
Российская Федерация, 443086, г. Самара, Московское шоссе, 34

<sup>2</sup>АО «Авиаагрегат»  
Российская Федерация, 443009, г. Самара, Заводское шоссе, 55  
E-mail: osni204@yandex.ru

*Проанализированы недостатки технологического процесса испытаний гидравлических агрегатов объектов авиационной и ракетно-космической техники. Предложены пути его совершенствования с целью повышения достоверности результатов и снижения трудоемкости работ.*

*Ключевые слова: испытательное оборудование, рабочая жидкость, чистота, испытания, загрязнения.*

## PERFECTION OF THE PROCESS OF TESTING HYDRAULIC UNITS FOR AVIATION AND SPACE-ROCKET TECHNICS

I. A. Popelnyuk<sup>1</sup>, M. I. Titov<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Samara National Research University  
34, Moskovskoe shosse, Samara, 443086, Russian Federation

<sup>2</sup>АО «Авиаагрегат»  
55, Zavodskoe shosse, Samara, 443009, Russian Federation  
E-mail: osni204@yandex.ru

*The article analyzes the disadvantages of the hydraulic units for objects of aviation and space-rocket technics test process. The research proposes ways to improve it in order to increase the reliability of the results and reduce the labor intensity.*

*Keywords: Test equipment, hydraulic fluid, purity, tests, contaminations.*

В настоящее время гидравлические системы (ГС) нашли широкое применение в объектах авиационной и ракетно-космической техники. Агрегаты ГС, в особенности исполнительные силовые приводы, выполняют ответственные функции, и от их работоспособности зависит правильное функционирования всего объекта в целом. В связи с этим к агрегатам ГС предъявляются повышенные требования по надежно-

сти и безотказности. Высокий уровень надежности достигается, в том числе, благодаря проведению комплекса испытаний на этапе производства агрегатов, а также послеремонтных испытаний в процессе эксплуатации. В силу несовершенства методики или оборудования могут возникать значительные погрешности в результатах, вызывающие появление таких событий, как «пропуск дефекта» или «ложная трево-

га». Исходя из всего вышеизложенного, совершенствование технологического процесса испытаний гидравлических агрегатов с целью снижения трудоемкости и повышения достоверности результатов – актуальная задача для современной авиационной и ракетно-космической промышленности, решение которой возможно благодаря модернизации конструкции испытательных установок и совершенствованию программ-методик испытаний.

Данная работа ведется на кафедре эксплуатации авиационной техники Самарского университета. На 1-м этапе был произведен анализ существующего технологического процесса испытаний с целью выявления его недостатков и путей их устранения. При подготовке к проведению испытаний согласно требованиям программ-методик испытаний необходимо проводить проверку технического состояния оборудования, в том числе оценку состояния рабочей жидкости (РЖ). Её состояние характеризуется рядом качественных показателей, определенных в технических условиях, а именно: вязкость, кислотное число, содержание воды и чистота [1]. На базе реальных предприятий с целью снижения трудоемкости и времени работы, с учетом того, что механические примеси оказывают наиболее сильное влияние на состояние РЖ и ГС, о состоянии РЖ судят только по уровню загрязненности.

В условиях производства концентрацию механических примесей, как правило, определяют с использованием off-line метода контроля, при котором представительная проба РЖ изымается из потока в специальную посуду, изолируется и анализируется в лабораторных условиях. Отбор РЖ производится непосредственно из полостей подачи РЖ в испытуемые агрегаты.

В ходе анализа статистических данных, полученных от предприятий, были выявлены случаи, когда результаты анализа нескольких проб РЖ, взятых из одной и той же точки одной ГС, значительно отличались. Так, например первая проба не поддавалась классификации по чистоте РЖ и была значительно грязнее 17 класса по ГОСТ 17216–2001 [2]. Вторая проба соответствовала 14 классу чистоты по ГОСТ 17216–2001. Данные параметры не удовлетворяли требованиям методики аттестации оборудования и программы-методики испытаний. В ходе пуска-наладки стенда испытаний в гидробаки насосных станций была залита гидрожидкость Skydrol, прошедшая входной контроль и соответствующая 6 классу чистоты. Далее был произведен контроль чистоты

РЖ из нижней точки гидробака насосной станции для оценки общего состояния чистоты РЖ в системе. Полученный результат соответствовал 8 классу чистоты по ГОСТ 17216–2001, что говорило о том, что Skydrol, находящийся в насосной станции, соответствовал необходимым нормам.

Описанные выше погрешности могут возникать по следующим причинам [3–5]:

1. *Способ пробоотбора.* В случае статического способа основная масса частиц загрязнения оседает на дне сосуда и в пробу не попадает, при этом в процессе переливания РЖ из сосуда весь осадок со дна поднимается, и класс чистоты жидкости снижается.

2. *Чистота заборной емкости.* В условиях производства достаточно сложно обеспечить стерильность оборудования, и зачастую на поверхности пробоотборной посуды еще до начала анализа присутствует некоторое количество загрязнений.

3. *Сильная запыленность помещения, в котором производится отбор пробы.*

4. *Место отбора проб в системе.*

Известно, что погрешности, характерные для контроля чистоты РЖ по отобраным пробам тем ниже, чем выше её загрязненность, поскольку в этом случае влияние чистоты пробоотборной посуды и запыленности воздуха в лаборатории, где производится анализ, наименьшее. Поэтому off-line методы контроля эффективны, когда чистота РЖ соответствует 11–12 классам по ГОСТ 17216–2001 и ниже.

Помимо этого некоторые программы-методики требуют проведения контроля чистоты только в начале проведения испытаний. При этом многие ресурсные испытания гидроагрегатов достаточно длительны, и с течением времени РЖ загрязняется, что может повлиять на процесс испытаний или привести к отказу испытательного и испытуемого оборудования. Следовательно, для длительных испытаний гидравлических агрегатов off-line методы контроля чистоты РЖ неинформативны.

Таким образом, установлено, что применение off-line методов контроля чистоты РЖ при испытаниях гидравлических агрегатов вызывает значительные погрешности в результатах анализа, сопряжено с большой трудоемкостью, и, самое главное, не позволяет оценить состояние РЖ в реальном масштабе времени, что приводит к искажению результатов испытаний. Для решения этой проблемы предлагается внедрение встроенного контроля чистоты РЖ (см. рисунок).



Обобщенная структурная схема типового стенда для испытаний гидравлических агрегатов с ДВК

Такой подход позволит значительно сократить время и трудоемкость работ, повысить достоверность оценки и, самое главное, своевременно проводить работы по очистке или замене жидкости. В развитие этой работы планируется разработка автоматизированной системы контроля технического состояния РЖ, учитывающей помимо чистоты РЖ ее вязкость и кислотность.

Внедрение подобной системы позволит оценить комплексное состояние РЖ по основным качественным показателям, тем самым повысить долговечность испытательного оборудования и снизить погрешности в результатах испытаний, вызванных ухудшением состояния РЖ.

#### Библиографические ссылки

1. Кондаков Л. А. Рабочие жидкости и уплотнения гидравлических систем. М. : Машиностроение, 1982. 216 с.
2. ГОСТ 17216–2001. Чистота промышленная. Классы чистоты жидкостей. М. : Изд-во стандартов, 2002. 8 с.
3. Тимиркеев Р. Г., Сапожников В. М. Промышленная чистота и тонкая фильтрация рабочих жидкостей летательных аппаратов. М. : Машиностроение, 1986. 152 с.

4. Fitch E. C. Fluid contamination control // Technology transfer Series #4. Oklahome, FFS, INC, 1988. 433 p.

5. Коновалов В. М., Скрицкий В. Я., Рокшевский В. А. Очистка рабочих жидкостей в гидроприводах станков. М. : Машиностроение, 1976. 288 с.

#### References

1. Kondakov L. A. *Rabochie zhidkosti i uplotnenija gidravlicheskih sistem* [Working fluids and hydraulic seal]. Moscow : Transport Publ., 1982. 216 p.

2. GOST 17216–2001. *Chistota promyshlennaja. Klassy chistoty zhidkостей* [Industrial cleanliness. Grades of liquids purity]. Moscow. Standards publ., 2002. 8 p.

3. Timirkeev R. G., Sapozhnikov V. M. *Promyshlennaja chistota i tonkaja fil'tracija rabochih zhidkостей letatel'nyh apparatov* [Industrial purity and fine filtration of aircrafts hydraulic fluids]. Moscow : Transport publ., 1986. 152 c.

4. Fitch E. C. Fluid contamination control // Technology transfer Series #4, Oklahome, FFS, INC, 1988. 433p.

5. Konovalov V. M., Skrickij V. Ja., Rokshevskij V. A. *Ochistka rabochih zhidkостей v gidroprivodah stankov* [Cleaning of the work fluids in hydraulics machines]. Moscow : Transport publ., 1976. 288 p.

© Попельнюк И. А., Титов М. И., 2016

УДК 621.01

### ТЕХНОЛОГИЯ ПОДМОДЕЛИРОВАНИЯ ПРИМЕНИТЕЛЬНО К АНАЛИЗУ ЭЛЕМЕНТОВ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Л. А. Силкина

Сибирский федеральный университет  
Российская Федерация, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79  
E-mail: lidia\_silkina@mail.ru

*Изложены основные принципы подmodellирования в среде Ansys, рассмотрены его достоинства и недостатки. Проведено исследование волновода на прочность, а также выявлены места концентрации напряжений.*

*Ключевые слова: подmodellирование, волновод, конечно-элементная сетка, сварной шов, напряжённо-деформированное состояние.*

### TECHNOLOGY OF SUBMODELING FOR ANALYZING SPACECRAFT ELEMENTS

L. A. Silkina

Siberian Federal University  
79, Svobodnyi Av., Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation  
E-mail: lidia\_silkina@mail.ru

*The article describes the basic principles of submodeling in Ansys environment, it considers its advantages and disadvantages. Also there are the results of researching the waveguide strength, determining stress concentration places.*

*Keywords: submodeling, waveguide, finite element mesh, welded seam, stress-strained state.*

Одной из первоочередных задач отечественного спутникостроения является увеличение срока активного существования (САС) с сохранением и улучше-

нием функциональных характеристик и параметров всех систем и элементов. Обеспечить безотказное функционирование космического аппарата связи в

течение заданного САС должен каждый элемент конструкции, все составляющие его системы, в частности волноводно-распределительные системы [1]. Для этого необходимо узнать, будет ли отвечать условиям прочности изготовленный элемент конструкции (в данном случае – волновод). Это выполняется в программе Ansys Workbench, где рассчитываются напряжения, возникающие в данном волноводе, при помещении его в ситуацию, близкую к реально возможным нагрузкам.

При расчёте моделей для получения более точных значений напряжений необходимо сгущать конечно-элементную сетку, что при больших габаритах и большой сложности модели значительно увеличивает время вычислений и максимально затрачивает ресурсы компьютера. В таких случаях в ранних версиях Ansys конструктор был вынужден выполнять упрощение модели или решать задачу в двухмерной постановке.

В новых версиях возможно использование метода подмоделирования для решения линейных задач статки. На данный момент метод подмоделирования выглядит следующим образом: для начала необходимо выполнить конструкционный анализ в обычном порядке. Затем сделать копию геометрии, в которой нужно создать подмодель с помощью вырезания интересующей области из исходной геометрии. На границы разреза импортируются граничные условия из основного расчета.

Основная цель подмоделирования – получение значений напряжений в определённой области модели, где были получены неточные результаты с использованием сетки недостаточной плотности. Поэтому, создавая подмодель необходимой области, можно получить уточнённый результат на более мелкой сетке. Наиболее часто подмоделирование применяется для расчёта напряжений в области высокого градиента напряжений или областей с поверхностью с высокой кривизной, где описать её достаточно густой сеткой не имеется возможности. Основной принцип заключается в переносе (интерполяции или маппинга) перемещений, полученных из расчёта полной модели

в местах размещения границ подмодели, на узлы подмодели с более мелкой сеткой. Подмоделирование может применяться также для уточнённого расчёта оболочечных конструкций, в этом случае для узлов, на которые производится интерполяция, перемещения рассчитываются с учетом вращательных деформаций заготовки.

Подмоделирование помогает наглядно продемонстрировать зависимость результата от размера сетки. Приложение Mechanical позволяет применять метод подмоделирования в структурном (расчёт напряжений) и тепловом типах анализа. К ограничениям подмоделирования можно отнести невозможность применения его для нелинейных задач, это связано с тем, что происходит интерполяция именно перемещений, а также к недостаткам можно отнести то, что подмодель не оказывает влияния на основную модель.

В качестве примера применения подмоделирования можно рассмотреть расчёт элемента волноводно-го тракта космического аппарата. Основные этапы расчета описаны далее. В среде Solid Works была построена 3D-модель волновода, которую затем импортировали в модуль Ansys Workbench Mechanical. После чего были приложены следующие нагрузки: Fixed Support (отвечает за «крепление» модели за какой-то элемент) и Remote Displacement (наклон конструкции на определённый градус). Расчётная схема нагружения представлена на рис. 1. Для того чтобы избежать образования так называемой «сингулярности», необходимо выполнить скругление в угловых местах швов, иначе есть риск получить завышенные напряжения [2].

Поскольку основные концентраторы напряжений при изгибе расположены в прилегающей зоне сварного шва, проведём расчёт подмоделирования данной области сварного шва. Результаты расчёта эквивалентных напряжений представлены на рис. 2.

Из рис. 2 видно, что общий анализ конструкции хоть и показывает, что в сварном шве есть концентрации напряжений (43,6 МПа), но показывает менее точные их значения, чем при подмоделировании (79,3 МПа).

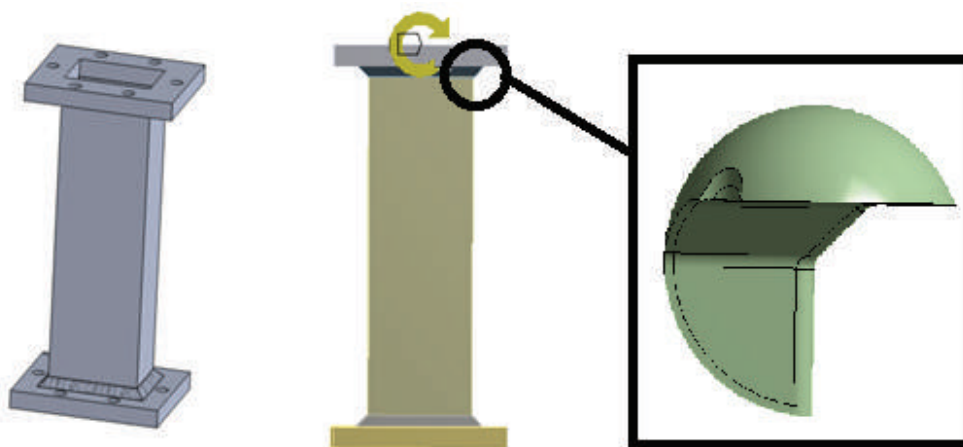


Рис. 1. Модель и подмодель волновода, расчётная схема нагружения



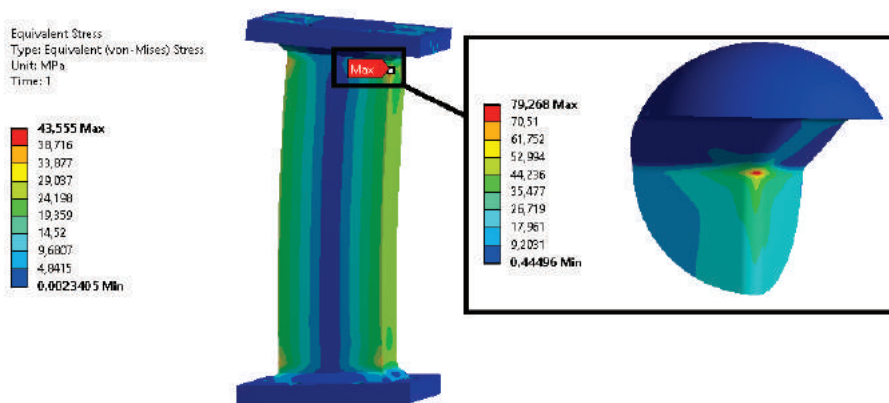


Рис. 2. Результаты подмоделирования в сравнении в общем анализе волновода на прочность

В качестве заключения хотелось бы отметить, что применение подмоделирования не ограничивается только уточнённым расчетом напряжений, в данный момент идёт разработка систем по декомпозиции и симплификации (упрощению) расчетной модели. Также уже имеются решения по так называемому связанному подмоделированию [3], которое направлено на параллельный расчет модели и подмодели с использованием двух вычислительных центров. Показанный пример наглядно демонстрирует необходимость применения подмоделирования при расчете ответственных элементов конструкции.

#### Библиографические ссылки

1. Особенности расчета на прочность паяных конструкций волноводно-распределительных систем космических аппаратов связи / П. Н. Сильченко, И. В. Кудрявцев, Н. А. Тестоедов и др. // Проблемы машиностроения и автоматизации. 2008. № 2. С. 55–62.
2. Банников Д. О., Гуслистая А. Э. Корректировка результатов расчета напряжений по МКЭ методом HSS // Наука и прогресс транспорта. Вестник Днепропетров. нац. ун-та железнодорожного транспорта. 2011. № 38. С. 134–141.

3. Ultra-large scale fracture mechanics analysis using a parallel finite element method with submodel technique. / A. Koichiro, Y. Kaworu, O. Hiroshi and other // Finite Elements in Analysis and Design. 2015. № 105. С. 44–55.

#### References

1. Sil'chenko P. N., Kudrjavcev I. V., Testoedov N. A. and others. [Features of the calculation of the strength of soldered constructions waveguide- distribution systems of space communication devices] // *Engineering and automation problems*. 2008. № 2. P. 55–62. (In Russ.)
2. Bannikov D. O., Guslistaja A. Je. [Correcting Accounting Results Of Tensions Using Fem By Hss Method] // *Science and Transport Progress. Bulletin of Dnipropetrovsk National University of Railway Transport*. 2011. № 38. P. 134–141. (In Russ.)
3. Koichiro A., Kaworu Y., Hiroshi O. and other [Ultra-large scale fracture mechanics analysis using a parallel finite element method with submodel technique] // *Finite Elements in Analysis and Design*. 2015. № 105. P. 44–55.

© Силкина Л. А., 2016

УДК 629.78.018.3

### ПРИМЕНЕНИЕ ПРОГРАМНО-АППАРАТНЫХ МОДЕЛЕЙ ДЛЯ ДИНАМИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ СИСТЕМ ОРИЕНТАЦИИ И СТАБИЛИЗАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА КОМПЛЕКСНОМ МОДЕЛИРУЮЩЕМ СТЕНДЕ

\*Д. Е. Сеницкий, Ю. И. Тычкина, С. А. Дернов, Е. Н. Якимов

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва  
Российская Федерация, 662972, г. Железнодорожск Красноярского края, ул. Ленина, 52  
\*E-mail: sderespect@gmail.com

*Рассматриваются основные принципы динамических испытаний систем ориентации стабилизации (СОС) на комплексе моделирующих стендов с использованием программно-аппаратных моделей приборов СОС. Описаны основные преимущества комплекса.*

*Ключевые слова: система ориентации и стабилизации, динамические испытания, спутник, программно-аппаратная модель.*

**APPLYING SOFTWARE-HARDWARE MODELS FOR DYNAMIC TESTS OF SATELLITE ATTITUDE DETERMINATION AND CONTROL SYSTEMS ON COMPLEX MODELING STAND**

\*D. E. Sinitskiy, Y. I. Tichkina, S. A. Dernov, E. N. Yakimov

JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems  
 52, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation  
 \*E-mail: sderespect@gmail.com

*The paper discusses basic principles of dynamic test attitude determination and control systems on complex modeling stands, using hardware and software models of system devices. It describes main advantages of a complex.*

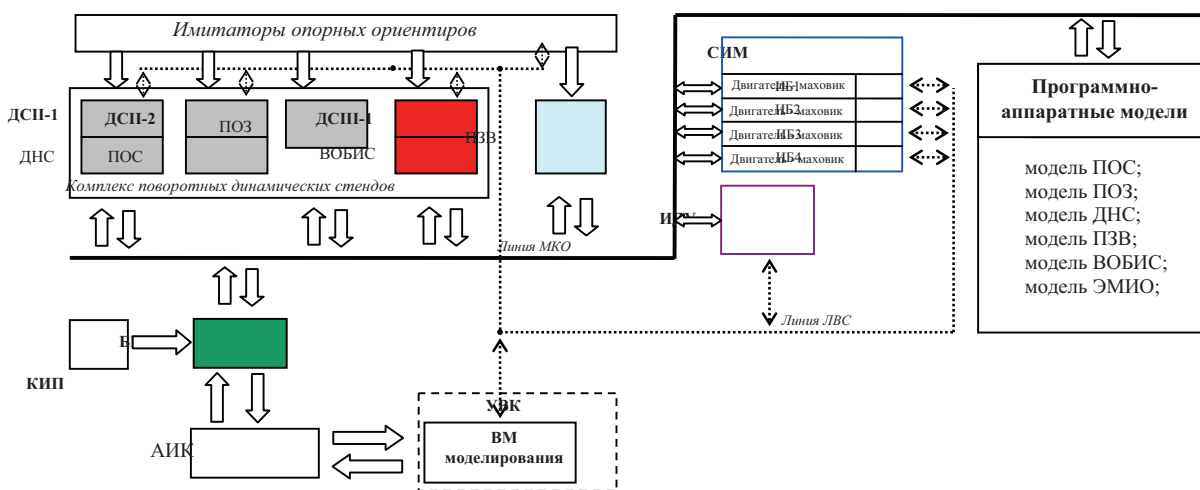
*Keywords: attitude determination and control systems, dynamic test, satellite, hardware and software models.*

Опыт АО «ИСС» по отработке таких сложных систем космических аппаратов (КА), как система ориентации и стабилизации (СОС), на комплексном моделирующем стенде (КМС) [1] показывает большую эффективность, позволяет выявлять потенциальные проблемы в работе СОС КА на более ранних этапах проектирования и создания, что может существенно снизить затраты на устранение выявленных недостатков. Такой метод отработки сложных систем общепринят в мире [2–5] и является единственным средством адекватной отработки с учётом внутренней динамики составляющих компонентов.

При проведении наземной отработки системы ориентации и стабилизации на КМС с технологической и штатной бортовой аппаратурой (БА) неоднократно возникали сложности в связи с отсутствием одного или нескольких приборов системы. Например, сама методика проведения испытаний СОС с технологической БА предусматривает наличие только одного технологического комплекта, поскольку на данном раннем этапе отработки СОС иметь второй техноло-

гический комплект БА весьма нецелесообразно, да и необоснованно дорого. Также нередко возникают случаи заимствования технологического комплекта БА на другие приоритетные виды испытаний КА. Причины отсутствия штатных комплектов БА СОС также могут быть различными: это и задержка изготовления прибора на заводе-изготовителе, исход прибора на ранних этапах испытаний (входной контроль) в случае обнаружения несоответствия тактико-техническим требованиям либо его заимствование с одного изделия на другое, которое в данный момент является важнейшим по приоритету. Отсутствие БА очень часто приводит к срыву директивных сроков испытаний КА, существенно снижает качество проведения испытаний, поскольку они являются не всесторонними.

В настоящее время для решения перечисленных проблем в составе комплексного моделирующего стенда используются программно-аппаратные модели (ПАМ) БА СОС. Структурная схема КМС с ПАМ приведена на рисунке.



Структурная схема КМС с использованием программно-аппаратных моделей БА СОС:

УВК – управляющий вычислительный компьютер; КИП – комплекс источников питания; ДСП – двухстепенные динамические стенды; ДСП – трехстепенной динамический стенд ACUTRONIC; ИДУ – имитатор двигательной установки; СИМ – стенд для измерения динамических моментов, создаваемых управляющими двигателями-маховиками; линия МКО – внутренняя бортовая кабельная сеть КА, предназначена для обмена информацией между изделием и приборами СОС; линия ЛВС – локальная вычислительная сеть, предназначена для обмена управляющего компьютера с динамическими стендами, испытательным комплексом; ПОС – прибор ориентации на Солнце; ПОЗ – прибор ориентации на Землю; ПЗВ – прибор звездный; ДНС – датчик направления на Солнце; ВОБИС – волоконно-оптический блок измерения скорости; ЭМИО – электромагнитный исполнительный орган

Программно-аппаратная модель функционирует аналогично реальному прибору. Полностью воспроизводит «внутреннюю» логику функционирования прибора, а также обмен прибора с бортовой аппаратурой КА по линии МКО.

ПАМ состоит из специализированного программного обеспечения (ПО) и платы информационного обмена. Разрабатывается под любой прибор СОС и при необходимости полностью заменяет его во время испытаний СОС КА, проведения исследовательских работ.

Применение такого инструмента, как программно-аппаратная модель, позволяет решать ряд задач динамических испытаний СОС:

- проводить проверки системы в целом, с БА, БПО, БКС и смежными системами во всём многообразии внешних воздействий на систему, при отсутствии части или всего комплекта реальной БА СОС;

- проводить проверки системы, с учётом реальных характеристик приборов: шумов, нелинейностей преобразователей сигналов, реальных временных, фазовых характеристик функционирования аппаратуры и БПО;

- проводить отладку методик оценки результатов отработочных, лётных испытаний;

- проводить исследовательские работы, локальные проверки системы.

Для оценки функционирования программно-аппаратных моделей проведено их апробирование в составе комплексно-моделирующего стенда, которое показало правильность заложенных технических решений при разработке моделей.

#### Библиографические ссылки

1. Синицкий Д. Е., Федченко Д. А. Использование метода полунатурного динамического моделирования для испытания системы ориентации и стабилизации КА // Актуальные проблемы авиации и космонавтики : материалы VIII Всерос. науч.-практ. конф. / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2012. № 8. С. 43–44.

2. Schwartz J. L., Hall C. D. The Distributed Spacecraft Attitude Control System Simulator: Development, Progress, Plans, 2003 / Flight Mechanics Symposium // Goddard Space Flight Center. Greenbelt, Maryland, October 28–30. 2003 [Электронный ресурс]. URL: <http://www.dept.aoe.vt.edu/~cdhall/papers/FMS03.pdf> (дата обращения: 22.11.2014).

3. James J., Howell W. E. Simulator study of a satellite attitude control system using inertia wheels and a

magnet / Langley Research Center // Langley Station, Humpton: Va. NASA technical note 63-21893, Oct. 1963 (<http://ntrs.nasa.gov>).

4. Schwartz J. L., Hall C. D. System Identification of a Spherical Air-Bearing Spacecraft Simulator: AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting. Maui, Hawaii. February 2004. [Электронный ресурс]. URL: <http://www.dept.aoe.vt.edu/~cdhall/papers/AAS04-122.pdf> (дата обращения: 22.11.2014).

5. Синицкий Д. Е. Модернизированный испытательный комплекс для контроля динамических характеристик космического аппарата на основе методов полунатурного моделирования : дис. ... канд. техн. наук. Красноярск, 2014. 124 с.

#### References

1. Sinitskiy D. E., Fedchenko D. A. [Application of HIL for ground tests of the orientation of spacecraft]. Aktualnie problemi aviacii i cosmonavtik [VIII all-Russia scientific-technical conference of SibSAU]. Krasnoyarsk, 2012. № 8. P. 29–30. (In Russ.)

2. Schwartz J. L., Hall C. D. The Distributed Spacecraft Attitude Control System Simulator: Development, Progress, Plans, 2003 / Flight Mechanics Symposium // Goddard Space Flight Center. Greenbelt, Maryland, October 28–30. 2003. URL: <http://www.dept.aoe.vt.edu/~cdhall/papers/FMS03.pdf> (accessed: 22.11.2014).

3. James J., Howell W. E. Simulator study of a satellite attitude control system using inertia wheels and a magnet / Langley Research Center // Langley Station, Humpton: Va. NASA technical note 63-21893, Oct. 1963 (<http://ntrs.nasa.gov>).

4. Schwartz J. L., Hall C. D. System Identification of a Spherical Air-Bearing Spacecraft Simulator: AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting. Maui, Hawaii. – February 2004. URL: <http://www.dept.aoe.vt.edu/~cdhall/papers/AAS04-122.pdf> (accessed: 22.11.2014).

5. Sinitskiy D. E. [Upgraded test facilities to monitor the dynamic ray characteristics of the spacecraft on the basis of semi-natural methods are modulation] Modernizirovanny ispytatel'nyy kompleks dlya kontrolya dinamiche-skikh kharakteristik kosmicheskogo apparata na osnove metodov polunaturnogo modelirovaniya. Dis. Cand. Sc. Krasnoyarsk, 2014. 124 p.

© Синицкий Д. Е., Тычкина Ю. И., Дернов С. А., Якимов Е. Н., 2016

УДК 681.36:58.362

## МОДЕЛЬ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ ПОДДЕРЖКИ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЙ ДЛЯ ПРИЕМОЧНОГО КОНТРОЛЯ БОРТОВЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ

В. А. Смирнов, Д. В. Смирнов

ЗАО «Научно-производственный центр «Аквамарин»  
Российская Федерация, 195196, г. Санкт-Петербург, ул. Таллинская, 7  
E-mail: vlad.sm2010@yandex.ru

*Предложена концептуальная модель интеллектуальной системы поддержки принятия решений (ИСППР), обеспечивающая возможность решения трудноформализуемых задач приемочного контроля бортовых автоматизированных систем управления (БАСУ).*

*Ключевые слова: бортовая автоматизированная система управления, приемочный контроль, интеллектуальная система поддержки принятия решений, техническое состояние объекта.*

## MODEL OF INTELLIGENT DECISION SUPPORT SYSTEM FOR ACCEPTANCE INSPECTION OF ONBOARD CONTROL SYSTEMS

V. A. Smirnov, D. V. Smirnov

JSC «The Scientific and Production Center «Akvamarin»  
7, Tallinskaya Street, Saint-Petersburg, 195196, Russian Federation  
E-mail: vlad.sm2010@yandex.ru

*The research proposes conceptual model of the intelligent decision support system that enables solutions for hard-to-formalize task of acceptance inspection of onboard automated control systems.*

*Keywords: onboard automated control system, acceptance control, intelligent decision support system, technical state of the object.*

Продолжающиеся случаи отказов ракетной техники требуют ужесточения методов и правил её приемки после изготовления. Проблема повышения объективности и достоверности решений по возможности поставки изделия для использования по назначению связана с решением целого ряда методических и технических задач. Поэтому развитие и реализация методов, моделей и алгоритмов поддержки принятия решений в условиях неопределенности и неточности исходной информации на основе комплексного использования инструментария теории искусственного интеллекта является актуальной научно-технической задачей.

Одним из путей повышения эффективности контроля является применение ИСППР, позволяющей автоматизировать выполнение сложных операций интерпретации, интеллектуального анализа и подготовки данных для решения функциональных задач приемочного контроля и уменьшить негативное влияние человеческого фактора на качество принимаемых решений. Разработка такого рода системы должна учитывать специфику предметной области и базироваться на экспертных знаниях об особенностях объекта контроля и характере технологических процессов [1–3]. На рисунке показана концептуальная модель ИСППР для контроля БАСУ летательным аппаратом.

БАСУ является изделием одноразового использования, относится к категории аппаратуры критичной по последствиям отказов. Она обрабатывается на без-

отказность в ограниченном временном отрезке, который составляет ограниченный ресурс или ограниченную наработку. Необходимость сохранения ресурса при проведении производственных контрольно-испытательных мероприятий и более глубокой оценки технического состояния изделия определяет выбор структурных элементов системы и взаимосвязи между ними. Концептуальная модель ИСППР представляет собой совокупность обобщенных функциональных компонентов, принципов их взаимодействия между собой, с контрольно-проверочной аппаратурой, пользователями и внешней средой и определяет смысловую структуру разрабатываемой системы. ИСППР позволяет обеспечить информационную поддержку лица, принимающего решения при выполнении следующих задач контроля:

определения технического состояния объекта контроля;

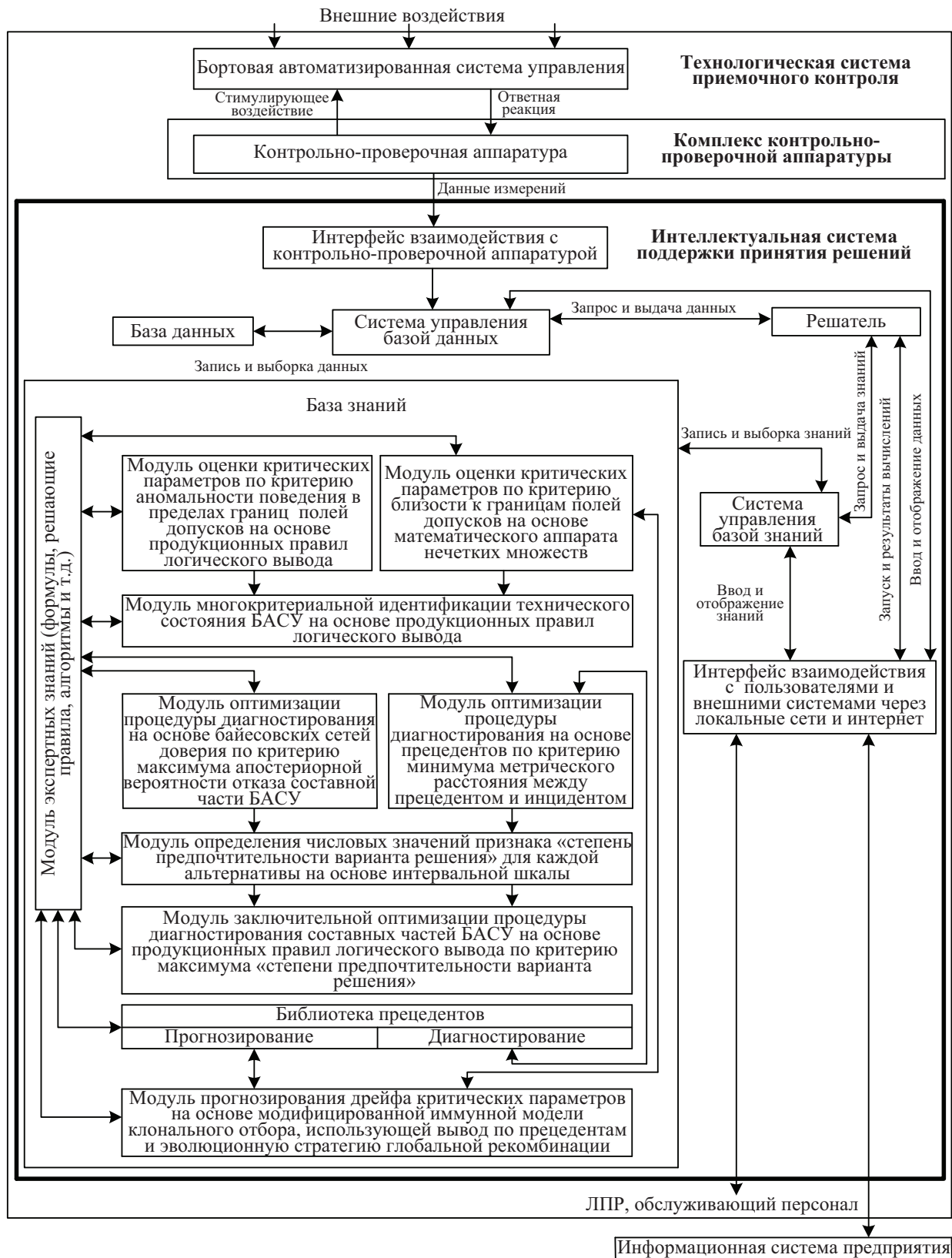
определения места и причин дефектов;  
прогнозирования технического состояния в будущий момент времени;

сбора и хранения исходных данных для анализа влияния конструкции, технологии производства и условий эксплуатации на качество функционирования БАСУ.

Представленная на рисунке модель ИСППР, отличающаяся целевым интеллектуально-методическим обеспечением приемочного контроля, дает возможность автоматизировать процесс контроля БАСУ и

принимать более обоснованные управляющие решения по его результатам. Это, в свою очередь, позволит получить достоверную оценку технического состояния изделия, минимизировать расходование ресурса

изделия при поиске дефектов, повысить характеристики надежности БАСУ, уменьшить трудовые, материальные и финансовые затраты.



Концептуальная модель ИСППР

Предложенная модель имеет перспективы успешного применения на других предприятиях военно-промышленного комплекса при создании систем поддержки принятия решений для целого ряда прикладных и исследовательских задач.

#### Библиографические ссылки

1. Смирнов В. А. Поиск неисправностей в бортовых системах управления в процессе приемочного контроля // Информационно-управляющие системы. 2013. № 2. С. 24–28.
2. Смирнов В. А. Прецедентный подход к построению моделей процесса поиска неисправностей при диагностировании сложных технических систем // T-Comm: Телекоммуникации и транспорт. 2013. № 6. С. 73–78.
3. Ларин В. П., Смирнов В. А. Методика формирования моделей прецедента и библиотеки прецедентов для принятия решений в системе приемочного

контроля сложных технических объектов // Известия ГУАП. Аэрокосмическое приборостроение : науч. журнал. Выпуск 4. СПб. : ГУАП, 2013. С. 34–40.

#### References

1. Smirnov V. A. [Malfunction searching in onboard control systems during acceptance control] // *IUS*. 2013. № 2. P. 24–28. (In Russ.)
2. Smirnov V. A. [Precedential approach to model building process troubleshooting for diagnosing complex technical systems] // *T-Comm*. 2013. № 6. P. 73–78. (In Russ.)
3. Larin V. P., Smirnov V. A. [Technique of formation models precedent and case library for decision-making in the acceptance inspection of complex technical objects]. *Proceedings of the SUAI. Aerospace Instrumentation'*. 2013. № 4. P. 34–40. (In Russ.)

© Смирнов В. А., Смирнов Д. В., 2016

УДК 629.78.018.3

### ПРИМЕНЕНИЕ ОПТИКО-МЕХАНИЧЕСКОГО ИМИТАТОРА СОЛНЦА ДЛЯ ПРОВЕДЕНИЯ КОМПЛЕКСНЫХ ПРОВЕРОК ПРИБОРА ОРИЕНТАЦИИ НА СОЛНЦЕ

\*Д. А. Федченко, М. Г. Горелко, А. М. Туляков

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва  
Российская Федерация, 662972, г. Железнодорожск Красноярского края, ул. Ленина, 52  
\*E-mail: Dfed4enko@mail.ru

*Рассматриваются основные принципы построения, структура опτικο-механического имитатора Солнца созданного на основе метода обращенного моделирования. Описываются принцип его действия и функциональные возможности.*

*Ключевые слова: имитатор Солнца, динамические испытания, полунатурное моделирование.*

### APPLYING OPTOMECHANICAL SUN SIMULATOR FOR COMPLEX TESTING DEVICE ORIENTATION TO THE SUN

\*D. A. Fedchenko, M. G. Gorelko, A. M. Tulyakov

JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems  
52, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation  
\*E-mail: Dfed4enko@mail.ru

*The paper studies basic principles of construction, the structure of the optical-mechanical sun simulator created by the method of inverse modeling. The principle of its operation and functionality are described.*

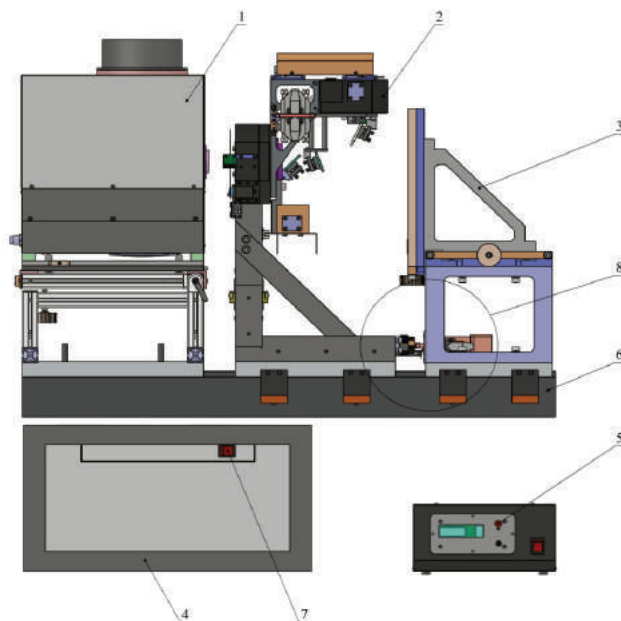
*Keywords: Sun simulator, dynamic testing, HIL.*

Процесс проектирования и производства систем ориентации и стабилизации (СОС) космических аппаратов (КА) сопровождается проведением многократных и всесторонних испытаний [1], основанных на различных принципах моделирования как математического, так и полунатурного [2; 3]. При этом эффективность данных испытаний напрямую зависит от точности воссоздания среды функционирования испытываемой системы, что, в свою очередь, требует соз-

дания лабораторных комплексов [4] и имитаторов [5] для моделирования внешних светооптических воздействий на чувствительные элементы СОС.

В настоящее время для решения задач экспериментальной обработки СОС, имеющей в своем составе прибор ориентации на Солнце типа 347К, в АО «ИСС» разработан опτικο-механический имитатор Солнца (ОМИС).

На рисунке приведен общий вид ОМИС.



Общий вид ОМИС:

1 – осветитель; 2 – оптико-механический блок; 3 – держатель солнечного прибора; 4 – пульт управления;  
5 – блок питания осветителя; 6 – оптический рельс; 7 – вкл/ выкл; 8 – толкатель

Основное решение, положенное в основу разработки имитатора, представляет собой метод моделирования обращенного типа, когда требуемые перемещения совершает не прибор, установленный на имитаторе движения, а опорный ориентир, в рассматриваемом случае световое пятно, имитирующее солнечное излучение. При этом имитация движения ориентира, аналогичная угловому движению КА по орбите, достигается благодаря специальному программному обеспечению, работающему по командам от управляющего компьютера (УК) стенда обработки СОС по протоколу связи TCP/IP.

Основные задачи оптико-механического имитатора Солнца:

- имитация солнечного излучения для прибора ориентации на Солнце;
- имитация углового отклонения прибора ориентации на Солнце относительно опорного ориентира (от пятна, имитирующего световое излучение Солнца).

Для оценки функционирования оптико-механического имитатора Солнца проведено его апробирование в составе комплексного моделирующего стенда (КМС) предназначенного для проведения отработочных и автономных испытаний системы ориентации и стабилизации КА, которое показало правильность заложенных технических решений при проектировании имитатора. В результате проведения калибровочных работ была достигнута точность выставки центра пятна, имитирующего излучение Солнца, не хуже 1 угловой минуты относительно оптической оси прибора, что существенным образом сказалось на качестве наземной отработки СОС в целом.

Появление оптико-механического имитатора Солнца обеспечило возможность в лабораторных ус-

ловиях моделировать светооптическое воздействие на прибор ориентации на Солнце с требуемым угловым отклонением опорного ориентира (Солнца) по полусфере относительно оси визирования прибора, что позволяет использовать имитатор для отработки СОС КА, имеющей в своем составе прибор 347К с полем зрения «полусфера», что ранее с использованием существующих испытательных средств не удавалось.

#### Библиографические ссылки

1. Евтифьев М. Д. Испытания ракетно-космической техники : учеб. пособие / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2004. 308 с.
2. Дернов С. А., Туляков А. М., Федченко Д. А. Применение полунатурного моделирования для наземной отработки систем ориентации космических аппаратов нового поколения // Материалы Научно-технической конф. молодых специалистов ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». Железногорск, 2008. С. 29–30.
3. Синицкий Д. Е. Модернизированный испытательный комплекс для контроля динамических характеристик космического аппарата на основе методов полунатурного моделирования : дис. ... канд. техн. наук. Красноярск. 2014. 124 с.
4. Федченко Д. А., Горелко М. Г. Применение лабораторных комплексов модульного типа для решения задач наземных испытаний систем ориентации и стабилизации космических аппаратов // Современные проблемы науки и образования. 2015. № 1. URL: <http://www.science-education.ru/121-19571> (дата обращения: 07.06.2015).
5. Синицкий Д. Е., Федченко Д. А. Решение задач наземной экспериментальной отработки систем ори-

ентации и стабилизации КА с использованием имитаторов обращенного типа // Актуальные проблемы авиации и космонавтики : материалы VIII Всерос. науч.-практ. конф. / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2012. № 8. С. 44–45.

#### References

1. Yevtif'yev M. D. Ispytaniya raketno-kosmicheskoy tekhniki [The test rocket and space technology]. Krasnoyarsk : Siberian State Aerospace University publ., 2004. 308 p.

2. Dernov S. A., Tulyakov A. M., Fedchenko D. A. [Application of HIL for ground tests of the orientation of a new generation of spacecraft] // *Nauchno-tekhnicheskaya konferentsia molodykh spetsialistov OAO «Informatsionnyye sputnikovyye sistemy» imeni akademika M. F. Reshetneva»* [Scientific-technical conference of young specialists JSC "Information Satellite Systems" Academician M. F. Reshetnev"]. Zheleznogorsk, JSC "Information Satellite Systems" publ., 2008. P. 29–30. (In Russ.)

3. Sinitskiy D. E. [Upgraded test facilities to monitor the dynamic ray characteristics of the spacecraft on the basis of semi-natural methods are modulation]

Modernizirovanny ispytatel'nyy kompleks dlya kontrolya dinamiche-skikh kharakteristik kosmicheskogo apparata na osnove metodov polunaturnogo modelirovaniya. Dis. Cand. Sc. Krasnoyarsk, 2014. 124 p.

4. Fedchenko D. A., Gorelko M. G. [Application of modular laboratory facilities to meet the challenges of ground tests of the *satellite attitude determination and control systems*] *Primeneniye laboratornykh kompleksov modul'nogo tipa dlya resheniya zadach nazemnykh ispytaniy sistem orientatsii i stabilizatsii kosmicheskikh apparatov* // *Sovremennyye problemy nauki i obrazovaniya*. 2015. № 1. URL: <http://www.science-education.ru/121-19571>.

5. Sinitskiy D. E., Fedchenko D. A. [Problem Solving ground experimental development orientation and stabilization systems of spacecraft using simulators inverted type] *Resheniye zadach nazemnoy eksperimental'noy otrabotki sistem orientatsii i stabilizatsii KA s ispol'zovaniyem imitatorov obrashchennogo tipa* // *Aktual'nyye problemy aviatsii i kosmonavтики : materialy VIII Vseros. nauch.-prakt. konf. SibGAU*. Krasnoyarsk, 2012. № 8. P.44–45.

© Федченко Д. А., Горелко М. Г., Туляков А. М., 2016

УДК 621.396.96

### ИСПЫТАНИЯ АЛГОРИТМОВ МОРСКОЙ РАДИОНАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ «КРАБИК-БМ»

Д. С. Феоктистов<sup>1</sup>, К. Н. Доронин<sup>1</sup>, А. И. Коновалова<sup>1</sup>, А. А. Громова<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Сибирский федеральный университет

Российская Федерация, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79

<sup>2</sup>Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева

Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

E-mail: feoktistov-d-s@mail.ru

*Приведено описание радионавигационной системы «Крабик-БМ», серийно выпускаемой АО НПП «Радиосвязь» (г. Красноярск) для обеспечения морских объектов. Представлены результаты проведенных испытаний новой версии программного обеспечения РНС.*

*Ключевые слова: спутниковая радионавигационная система.*

### TESTING MARINE RADIO NAVIGATION SYSTEM «KRABIK» FOR COORDINATE PROVISION OF MARINE OBJECTS

D. S. Feoktistov<sup>1</sup>, K. N. Doronin<sup>1</sup>, A. I. Konovalova<sup>1</sup>, A. A. Gromova<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Siberian Federal University

79, Svobodnyi Av., Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation

<sup>2</sup>Reshetnev Siberian State Aerospace University

31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation

E-mail: feoktistov-d-s@mail.ru

*The paper describes the radio navigation system of “Krabik-BM” series produced by “Radiosvyaz” (Krasnoyarsk) for offshore facilities. It presents the results of new software test version of the radio navigation system.*

*Keywords: satellite navigation system.*

Несмотря на широкое распространение и удобство применения спутниковых радионавигационных систем (СРНС), радионавигационные системы наземного

базирования (РНС) остаются одним из главных средств навигационного обеспечения ряда объектов, например, морских судов. Использование РНС позво-



ляет добиться высокой точности определения координат объектов и позволяет исключить ряд недостатков, присущих СРНС. В Сибирском федеральном университете совместно с научно-производственным предприятием «Радиосвязь» с начала 2000-х годов были возобновлены работы по разработке и серийному выпуску наземной РНС УВЧ-диапазона «Крабик-БМ», использующей фазовые методы измерения радионавигационных параметров и предназначенной для геодезической координатной привязки морских надводных объектов. Данная система состоит из нескольких унифицированных приемопередатчиков, которые могут использоваться как в качестве бортовых, так и опорных береговых станций путем выбора соответствующего режима работы [1].

Изначально РНС «Крабик-Д» и «Крабик-Б» предназначались для мирных целей. В настоящий момент данная РНС стоит на вооружении Тихоокеанского флота.

Разработанная и выпускаемая РНС «Крабик-БМ» является морской фазовой радионавигационной системой УВЧ-диапазона, предназначенной для высокоточной геодезической координатной привязки подвижных и стационарных надводных объектов. Также имеются результаты исследований и наработки по использованию данной РНС для определения координат наземных [1] и воздушных [2] объектов.

Основные технические характеристики радионавигационной системы «Крабик-БМ» представлены в таблице [3].

На основании полученных результатов в программной среде MATLAB были рассчитаны среднеквадратические отклонения (СКО) случайных составляющих погрешностей измерения дальностей и координат БС. На рис. 1 и 2 приведены графики зависимостей измеренной дальности БС-ОС1 и БС-ОС2 от номера отсчета  $n$ .

Основные технические характеристики РНС «Крабик-БМ»

Параметр	Единица измерения	Значение
Дальность действия	км	150
Среднеквадратическое отклонение погрешности измерения дальности с учетом поправок распространения радиоволн ( $D$ – дальность между станциями)	м	$0,2 + 5 \cdot 10^{-6} \cdot D$
Среднеквадратическая погрешность определения координат	м	0,5–3
Диапазон частот	МГц	420–432

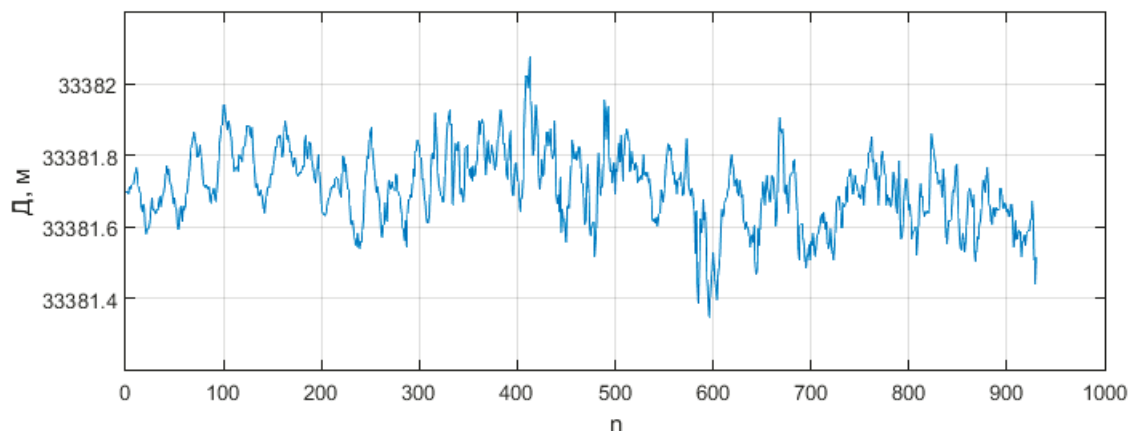


Рис. 1. Измеренная дальность БС-ОС1

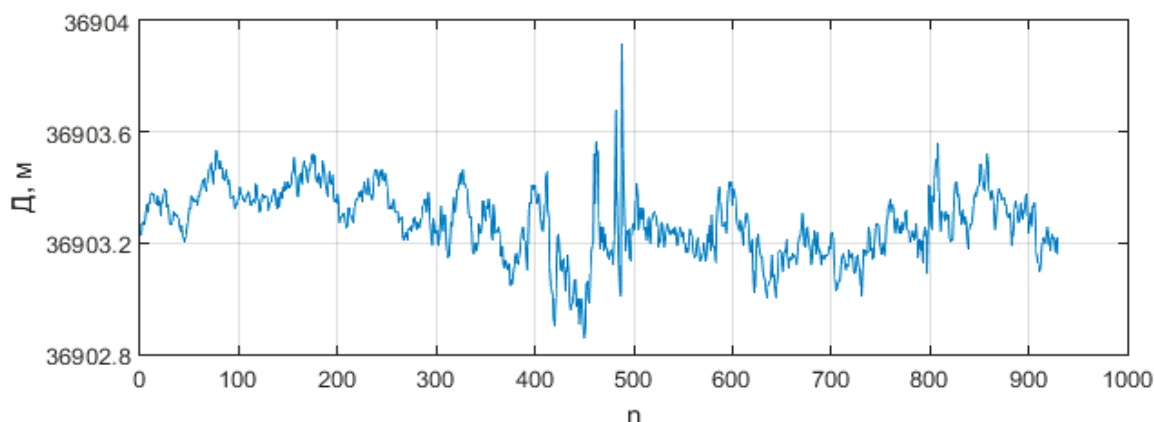


Рис. 2. Измеренная дальность БС-ОС2

Среднеквадратическая погрешность измеренной дальности составила 0,10 м и 0,11 м для дальностей БС-ОС1 и БС-ОС2 соответственно, что с запасом перекрывает требования технического задания. Для сравнения по результатам испытаний, проводимых ранее, можно отметить тенденцию в снижении погрешности измерения основного радионавигационного параметра [1].

#### Библиографические ссылки

1. Феоктистов Д. С., Алешечкин А. М. Использование морской радионавигационной системы «Крабик» для координатного обеспечения наземных объектов // Материалы XVII Междунар. науч. конф., посвящ. памяти генер. конструктора ракет.-космич. систем акад. М. Ф. Решетнева : в 2 ч. / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск. 2013. Ч. 1. С. 157–159.

2. Алешечкин А. М., Гейман В. Н. Система посадки вертолетов // Актуальные вопросы исследований в авионике: теория, обслуживание, разработки: сб. тезисов докл. Всерос. науч.-практ. конф. «Авиатор». Воронеж, 2013. С. 87–88.

3. Кокорин В. Радионавигационные системы и устройства : учеб. пособие. Красноярск : ИПЦ КГТУ, 2006. 175 с.

#### References

1. Feoktistov D. S., Aleshechkin A. M. Ispol'zovanie morskoy radionavigatsionnoy sistemy «Krabik» dlya koordinatnogo obespecheniya nazemnykh ob"ektov // Materialy XVII Mezhdunar. nauch. konf., posvyashch. pamyati gener. konstruktora raket.-kosmich. sistem akad. M. F. Reshetneva : v 2 ch. / pod obshch. red. Yu. Yu. Loginova ; Sib. gos. aerokosmich. un-t. Krasnoyarsk, 2013. Ch.1. P. 157–159.

2. Aleshechkin A. M., Geyman V. N. Sistema posadki vertoletov // Aktual'nye voprosy issledovaniy v avionike: teoriya, obsluzhivanie, razrabotki : sb. tezisov dokl. Vseross. nauch.-prakt. konf. «Aviator». Voronezh, 2013. P. 87–88.

3. Kokorin V. I. Radionavigatsionnye sistemy i ustroystva : ucheb. posobie. Krasnoyarsk : IPTs KGTU, 2006. 175 p.

© Феоктистов Д. С., Доронин К. Н., Коновалова А. И., Громова А. А., 2016

УДК 621.311.69

### СИСТЕМА КОНТРОЛЯ ТОКОВ УТЕЧКИ И СОПРОТИВЛЕНИЯ ИЗОЛЯЦИИ ДЛЯ СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Н. В. Штабель, Е. А. Мизрах, А. В. Ушаков

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: shtabnik@gmail.com

*Авторами разработана и исследована система, позволяющая определять снижение сопротивления изоляции в процессе наземных испытаний системы электропитания космического аппарата.*

*Ключевые слова: ток утечки, сопротивление изоляции, аварийное отключение, система электропитания, датчики тока утечки.*

### LEAKAGE CURRENT DETECTION AND INSULATION RESISTANCE MEASUREMENT SYSTEM FOR SPACECRAFT POWER SUPPLY SYSTEM

N. V. Shtabel, E. A. Mizrah, A. V. Ushakov

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: shtabnik@gmail.com

*This paper considers the system, which provides detection of the insulation resistance in DC circuits with multiple sources; this is important during ground tests of spacecraft power system.*

*Keywords: leakage current, insulation resistance, emergency shutdown, power supply system, sensor leakage currents.*

В ходе испытаний электрооборудования космического аппарата (КА) возможно нарушение целостности изоляции токоведущих шин и замыкание их на

корпус. Это может угрожать жизни и здоровью персонала, а также привести к аварийной ситуации и повреждению дорогостоящего оборудования.

\*Работа проводилась при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации (Соглашение № 14.577.21.0082). Уникальный идентификатор RFMEFI57714X0082.

Поэтому обнаружение токов утечки и нарушения целостности изоляции необходимо для обеспечения безопасности жизни персонала и предотвращения сбоев или аварии системы электропитания КА.

Для обнаружения токов утечки в сетях переменного тока давно и успешно используется устройство защитного отключения (УЗО), а также реле контроля изоляции (РКИ), основанные на хорошо отработанных методах [1; 2], однако для сетей постоянного тока с большим количеством источников и потребителей защитные устройства мало распространены из-за сложности обнаружения и измерения токов утечки. К недостаткам указанных методов также относится гальваническая связь между силовыми и измерительными цепями.

Структура системы электропитания с установленной СКТУ показана на рис. 1.

Предлагаемая система измерения и контроля токов утечки и сопротивления изоляции (СКТУ) основана на применении бесконтактных датчиков малых токов на основе эффекта Холла [3] и позволяет обнаруживать снижение сопротивления изоляции на нескольких линиях, работать в сетях с объединенными минусовыми шинами, защищать источники при коротком замыкании шин на корпус.

СКТУ состоит из датчиков напряжения и тока утечки (ДНТУ1...ДНТУ9), прерывателя тока короткого замыкания (ПТКЗ), блока управления, контроля и сигнализации (БУКС). ЭСКМТ включает в себя имитатор солнечной батареи (ИБС1...ИБС4), имитатор аккумуляторной батареи (ИАБ), нагрузочное устройство (Н1...Н3).

Энергопреобразующая аппаратура СЭП КА (ЭПА) может работать в двух режимах: с гальванически развязанной от корпуса шиной «-»; с шиной «-», соединенной с корпусом. СКТУ обеспечивает измерение токов утечки и сопротивлений изоляции в обоих режимах [4].

К СКТУ предъявляются следующие требования:

– диапазон контролируемого сопротивления изоляции 5–500 кОм;

– погрешность вычисления сопротивления изоляции  $\pm 20\%$ ;

– рабочий диапазон напряжения линий питания 5–200 В;

– количество контролируемых линий, не менее: 16.

Основными функциями ДНТУ являются измерение токов утечки, измерение напряжения контролируемой линии, подключение дополнительных сопротивлений между силовыми шинами и «корпусом» для создания контура протекания токов утечки в некоторых случаях.

ПТКЗ должен обнаруживать замыкание любой из плюсовых шин на корпус и своевременно размыкать контур протекания тока КЗ. Важно обеспечить как можно более быстрое размыкание цепи протекания тока, в связи с этим ПТКЗ должен размыкать цепь не более чем за 20 мкс.

Для ограничения тока короткого замыкания на уровне не более 100 А, а также скорости его нарастания, в ПТКЗ введены резистор  $R$  номиналом 1 Ом и катушка индуктивности  $L = 5$  мкГн.

БУКС представляет блок сбора данных с ДНТУ (до 16 каналов) и вычисления значений сопротивления изоляции и тока утечки на каждой из контролируемых линий, которые впоследствии передаются на управляющий ПК. После получения данных оператор может увидеть снижение сопротивления изоляции на конкретной линии и своевременно принять меры по устранению аварий.

БУКС выполняет следующие функции:

– сбор данных с ДНТУ и ПТКЗ;

– вычисление сопротивления изоляции каждой линии на основе полученных данных;

– выдача данных по интерфейсу Ethernet управляющему ПК;

– проведение первичной и периодической диагностики СКТУ.

Для проверки быстродействия ПТКЗ на макете были проведены эксперименты, имитирующие возникновение тока КЗ.

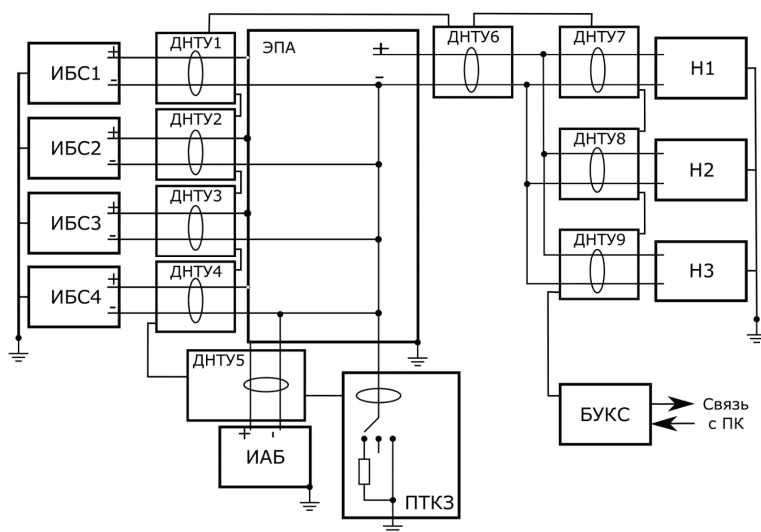


Рис. 1. Структура испытательного стенда СЭП КА с УКИЗ

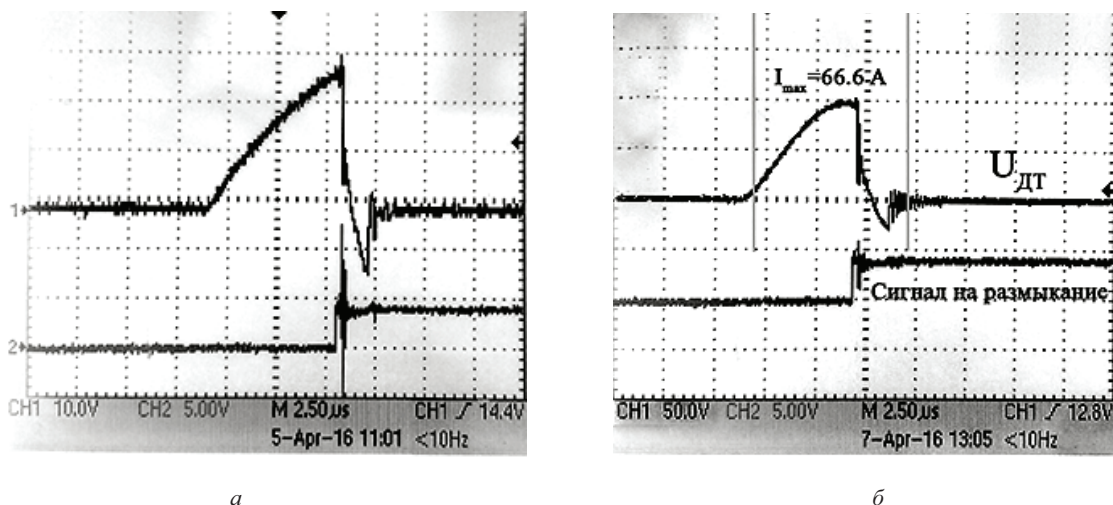


Рис. 2. Результаты проверки быстродействия ПТКЗ:

а – быстродействие ПТКЗ на малых токах:  $U_{ип} = 20$  В,  $I_{макс} = 6,66$  А,  $R_{дт} = 3$  Ом,  $T_{пр} = 7,5$  мкс;  
 б – быстродействие ПТКЗ на больших токах:  $U_{ип} = 200$  В,  $I_{макс} = 66$  А,  $R_{дт} = 1,5$  Ом,  $T_{пр} = 7,5$  мкс

В ходе эксперимента через ПТКЗ искусственно создавался ток короткого замыкания, при этом снимались осциллограммы сигналов с датчика тока и сигнала на размыкание цепи. Результаты эксперимента приведены на рис. 2.

Как видно из рис. 2, время размыкания цепи не превышает допустимое значение 20 мкс.

Также в ходе разработки были произведены исследования точности ДНТУ, при этом искусственно создавался ток утечки и производился контроль сопротивления изоляции линии с заранее известным значением. Полученная средняя погрешность измерений не превышает 10 % при напряжении линии 50–200 В и находится в пределах 20 % при напряжении линии 20–50 В. Повышение погрешности при снижении напряжения линии питания объясняется пропорциональной зависимостью величины тока утечки от напряжения линии.

Разработанная система может быть использована не только при испытаниях СЭП КА, но и в рабочем режиме СЭП КА для преждевременного обнаружения и предотвращения аварийных ситуаций, а также в любых разветвленных сетях постоянного тока для обнаружения снижения сопротивления изоляции.

#### Библиографические ссылки

1. Новости электротехники. 2015. 6 (69). [Электронный ресурс] URL: <http://www.news.elteh.ru/arh/2002/13/22.php> (дата обращения 25.07.2016).
2. Способ измерения сопротивления изоляции в цепях постоянного тока. Пат. 2384855 РФ. МПК51G01R27/18; заявитель и патентообладатель

С. В. Романов. № 2008150009/28; заяв. 17.12.2008; опубл. 20.03.2010; Бюл. № 8. 8 с.

3. Split core Hall Effect DC current sensor. [Электронный ресурс]. URL: <http://www.hallsensors.de/CYHCT-C2TC.pdf> (дата обращения 25.07.2016)

4. Способ автоматического контроля сопротивления изоляции шин источников постоянного тока на корпус: пат 2391679 Р.Ф. МПК51G01R31/02/ заявитель и патентообладатель ОАО «ИСС» (RU) № 2009103681/28 ; заявл.: 04.02.2009; опубл. : 10.06.2010.

#### References

1. Novosti elektrotehniki [Electrotechnic news] 6 (69) 2015. Available at: <http://www.news.elteh.ru/arh/2002/13/22.php> (accessed 25.07.2016).
2. Romanov S. V. Sposob izmereniya soprotivleniya izolyatsii v tsepyakh postoyannogo toka [The method of insulation resistance control in DC circuits]. Patent RF, no. 2384855, 2008.
3. Split core Hall Effect DC current sensor. Available at: <http://www.hallsensors.de/CYHCT-C2TC.pdf> (accessed: 25.07.2016)
4. Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems. Sposob avtomaticheskogo kontrolya soprotivleniya izolyatsii shin istochnikov postoyannogo toka na korpus [The method of automatic insulation resistance control for DC power sources]. Patent RF, no. 2391679, 2009.

© Штабель Н. В., Мизрах Е. А., Ушаков А. В., 2016



**Секция**

**«ЭКСПЛУАТАЦИЯ И НАДЕЖНОСТЬ  
АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ»**

УДК 621.396.932.1

## РАЗРАБОТКА БОРТОВОГО УСТРОЙСТВА СПУТНИКОВОГО МОНИТОРИНГА ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

А. Р. Акзигитов, С. М. Шинкевич, П. О. Фирер

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
\*E-mail: aakzigitov88@mail.ru

*Развитие межмашинного взаимодействия по всему миру не могло не затронуть авиационную отрасль. Оно основано на обмене данными между машинами без участия человека. Это значительно упрощает процесс мониторинга объектов. Применение беспроводных видов связи позволяет осуществлять контроль удаленных объектов, включая подвижные.*

*Ключевые слова: iridium, устройство мониторинга, GPS, ГЛОНАСС, GSM.*

## DEVELOPING ONBOARD DEVICE FOR SATELLITE MONITORING OF AIRCRAFT

A. R. Akzigitov, S. M. Shinkevich, P. O. Firer

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
\*E-mail: aakzigitov88@mail.ru

*Development of «Machine-to-machine» interaction couldn't but affect aviation sphere worldwide. It is based on data exchange between machines without participation of a person. It considerably simplifies process of monitoring objects. Application of wireless types of communication allows to provide control of remote objects, including the mobile.*

*Keywords: iridium, monitoring device, GPS, GLONASS, GSM.*

Спутниковый мониторинг подвижных объектов всё чаще находит свое применение у транспортных компаний. Он основан на активно развивающемся способе обмена информацией между объектами – машинном взаимодействии «Machine-to-machine» (M2M). Данный способ применяется для любых объектов, снабжённых устройствами, с которых необходимо получать оперативную информацию. К таким устройствам относятся датчики температуры отдалённых объектов, сейсмодатчики, счетчики банкоматов и т. д. По состоянию на 2010 год в мире использовались миллиарды устройств, способных вести обмен данными между собой [1]. Для мобильных и отдаленных объектов мониторинга применяется беспроводной способ обмена данными. Такой способ, как правило, подразумевает использование GSM-связи для передачи данных на пункт мониторинга. Реже применяется радиосвязь и сети Wi-Fi. Главным преимуществом использования GSM-связи перед последними является широкое покрытие и предоставление операторами сотовой связи специальных условий для пользователей [2]. Через канал GSM на частотных диапазонах 850/ 900/1800/ 1900 МГц возможно передавать данные о местоположении устройства мониторинга, размещенного на подвижном объекте. Местоположение устройства определяется по сигналам спутников GPS и ГЛОНАСС. Координаты объекта привязаны к показаниям датчиков. Таким образом, несколькими точкам на карте, определяющим местоположение

подвижного объекта, соответствуют различные показания датчиков. Передачу данных по каналу GSM осуществляют GSM-модули, имеющие широкое применение в современных M2M системах [3]. Типовой GSM-модуль содержит порты ввода/ вывода, интерфейс SIM-карты, выход питания, антенну, вход аналого-цифрового преобразователя, отладочный интерфейс. Однако для осуществления полноценного мониторинга воздушных судов одного лишь GSM-канала недостаточно из-за ограниченного покрытия. Особенно актуальной эта проблема становится для восточных регионов Российской Федерации, включая приполярные зоны [4]. Наиболее известные компании спутниковой связи Iridium и Inmarsat предоставляют свои услуги для систем M2M [5; 6]. Отличие заключается в расположении спутниковых группировок. Система Iridium имеет 66 низкоорбитальных спутников и 6 дополнительных. Передача данных осуществляется через межспутниковые связи и не требует промежуточных станций, а охват земной поверхности составляет 100 % [7; 8]. Inmarsat имеет 11 геостационарных спутников, связь с которыми становится недоступной на широтах  $\pm 85^\circ$  [9]. Спутниковая система Iridium отвечает поставленным при разработке устройства требованиям, а именно: максимально возможный охват земной поверхности для замещения системы GSM в случае отсутствия её сигнала.

Трансивер Iridium 9602 представляет собой блок с разъёмами для антенн GPS и Iridium. Передача дан-

ных на модуль осуществляется на порт RS-232 в составе 20-контактного разъёма. Отдельно трансивер предназначен для приема пакетов данных с контроллера для передачи через спутниковый канал Iridium. Конфигурация оборудования, включающая питание, микроконтроллер для управления, антенну, определяется разработчиком устройств на базе модуля.

20-контактный разъём содержит выводы электропитания постоянным током, управление питанием, интерфейс данных, доступ сети, индикацию питания [10]. Особенности модуля являются:

- малые габаритные размеры;
- единый алюминиевый корпус;
- отсутствие SIM-карты;
- максимальный размер данных для отправки – 340 байт.

Взятая за основу конфигурация устройства мониторинга включает в себя антенну ГЛОНАСС/ GPS, управляющий микроконтроллер и модуль GSM. Данные о местоположении вместе с показаниями датчиков передаются на НКУ. В работе для мониторинга беспилотного летательного аппарата (БПЛА) авторами предлагалось использовать Iridium 9602 как основной модуль для передачи координат и высотносторостных параметров БПЛА. Однако стоимость отправки пакетов данных через одну только спутниковую связь может поставить под вопрос экономическую целесообразность подобного мониторинга при большой продолжительности полётов. Для гражданской авиации или государственной авиации, в частности авиации МЧС, необходимо спутниковый канал использовать в качестве резервного.

Для передачи данных о высоте, скорости и координатах ВС МК формирует пакеты данных, полученных с приемного модуля MGG5 2217. Каждые 5 минут МК опрашивает трансивер Iridium и модуль GSM. В случае отсутствия GSM-сигнала МК формирует пакет данных размером 340 байт и отправляет его на трансивер, который, в свою очередь, передаёт их на спутник. Использование второго канала также повышает надежность устройства. Питание устройства обеспечивается бортовой сетью постоянного тока 27 В.

Совершенствование мониторинга воздушных судов стало неизбежным без применения спутниковых систем связи. Очевидно, что радиус действия наземных станций связи ограничен, и нет возможности по технико-экономическим причинам разместить их на всей поверхности Земли. Экспериментальная модель блока объединяет в себе использование наземных станций GSM как основных для мониторинга и в качестве резервного канала – спутниковую связь Iridium. Следующий этап разработки устройства требует опробования экспериментальной модели на ВС с большей крейсерской скоростью и по результатам эксперимента – принятия решения о совершенствовании элементной базы.

#### Библиографические ссылки

1. Harbor Research – Machine-to-Machine (M2M) & Smart Systems Market Forecast [Электронный ресурс]. URL: <http://www.slideshare.net/harborresearch/harbor-research-machine-to-machine-m2-m-smart-systems-market-forecast> (дата обращения 14.12.15).

-research-machine-to-machine-m2-m-smart-systems-market-forecast (дата обращения 14.12.15).

2. Киселев А. Н. Новый GSM/GPRS-модуль Sagem HiLo: особенности применения в M2M приложениях // Беспроводные технологии. 2008. № 4(13). С. 18–21.

3. Паллаб Ч. А. Системы передачи данных требуют развития M2M-автоматизации // Электронные компоненты. 2013. № 9. С. 27–30.

4. Кацура А. В., Моховиков И. С. Улучшение точностных и надёжностных характеристик аппаратуры потребителей спутниковых радионавигационных систем в высоких широтах // Актуальные проблемы авиации и космонавтики : материалы VIII Всерос. науч.-техн. конф. : в 2 т. Т. 1. Технические науки. Информационные технологии. Сообщения школьников / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2012. С. 190–191.

5. Iridium M2M [Электронный ресурс]. URL: <https://www.iridium.com/solutions/m2m> (дата обращения 15.12.15).

6. M2M Services [Электронный ресурс]. URL: [http://www.inmarsat.com/wp-content/uploads/2013/11/Inmarsat\\_M2M\\_Services.pdf](http://www.inmarsat.com/wp-content/uploads/2013/11/Inmarsat_M2M_Services.pdf) (дата обращения 15.12.15).

7. Невдяев Л., Смирнов А. Персональная спутниковая связь. М. : Эко-Трендз, 1998. 216 с.

8. Глобальная сеть: группировка спутников [Электронный ресурс]. URL: [http://iridium.steccom.ru/wp-content/uploads/2012/09/IRDM\\_Global-Network\\_SatelliteConstellation\\_DATASHEET\\_27Sep2010\\_RU.pdf](http://iridium.steccom.ru/wp-content/uploads/2012/09/IRDM_Global-Network_SatelliteConstellation_DATASHEET_27Sep2010_RU.pdf) (дата обращения 15.12.15).

9. Fleet Broadband coverage [Электронный ресурс]. URL: [http://www.inmarsat.com/wp-content/uploads/2013/10/Inmarsat\\_FleetBroadband\\_Coverage\\_Map.pdf](http://www.inmarsat.com/wp-content/uploads/2013/10/Inmarsat_FleetBroadband_Coverage_Map.pdf) (дата обращения 15.12.15).

10. Iridium 9602 SBD Transceiver Developer's Guide [Электронный ресурс]. URL: <http://nearspace.ru/doc/Iridium-9602-SBD-Transceiver-Product-Developers-Guide.pdf> (дата обращения 15.12.15).

#### References

1. Harbor Research – Machine-to-Machine (M2M) & Smart Systems Market Forecast Available at: <http://www.slideshare.net/harborresearch/harbor-research-machine-to-machine-m2-m-smart-systems-market-forecast> (accessed 14.12.15).

2. Kiselev A. N. [New GSM/GPRS module Sagem HiLo: features of application in M2M] // *Besprovodnye tekhnologii*. 2008. Vol. 4, № 13. P. 18–21 (In Russ.).

3. Pallab Ch. A. [Data communication drives M2M automation processes] // *Elektronnye komponenty*. 2013. № 9. P. 27–30.

4. Katsura A. V., Mkhovikov I. S. [Improvement precision and reliability of characteristics of the equipment of consumers of satellite radio navigational systems in high latitudes] // *Aktual'nye problemy aviatsii i kosmonavтики: materialy VIII Vseross. nauch.-tekh. konf.* [Actual problems of aircraft and astronautics materials VIII of the All-Russian scientific and technical conference]. Krasnoyarsk, Siberian state aerospace University. 2012. P. 190–191 (In Russ.).

5. *Iridium M2M* Available at: <https://www.iridium.com/solutions/m2m> (accessed 15.12.15).

6. *M2M Services* Available at: [http://www.inmarsat.com/wp-content/uploads/2013/11/Inmarsat\\_M2M\\_Services.pdf](http://www.inmarsat.com/wp-content/uploads/2013/11/Inmarsat_M2M_Services.pdf) (accessed 15.12.15).

7. Nevdyayev L. M., Smirnov A. A. *Personal'naya sputnikovaya svyaz'* [Personal satellite communication]. Moscow, Eko-Trendz publ., 1998, 216 p.

8. *Global'naya set': gruppировка sputnikov* [Global network: group of satellites]. Available at: <http://iridium.steccom.ru/wp-content/uploads/2012/09/>

IRDM\_Global-etwork\_SatelliteConstellation\_DATASHEET\_27Sep2010\_RU.pdf (accessed 15.12.15).

9. *Fleet Broadband coverage* Available at: [http://www.inmarsat.com/wp-content/uploads/2013/10/Inmarsat\\_FleetBroadband\\_Coverage\\_Map.pdf](http://www.inmarsat.com/wp-content/uploads/2013/10/Inmarsat_FleetBroadband_Coverage_Map.pdf) (accessed 15.12.15).

10. *Iridium 9602 SBD Transceiver Developer's Guide* Available at: <http://nearspace.ru/doc/Iridium-9602-SBD-Transceiver-Product-Developers-Guide.pdf> (accessed 15.12.15).

© Акзигитов А. Р., Шинкевич С. М., Фирер П. О., 2016

УДК 629.7.067.8

## ПРИМЕНЕНИЕ УЛЬТРАЗВУКА В АВИАЦИИ ДЛЯ БОРЬБЫ С ПТИЦАМИ

О. В. Болотова, А. А. Анисимова, Р. А. Акзигитов

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: vip-olushka@mail.ru

*В авиации важным аспектом является не только безопасность перевозки людей и экипажа, но и эксплуатационные свойства техники, ведь при повреждении воздушного судна, авиакомпания несет огромные убытки. Одной из причин авиационных происшествий и инцидентов является столкновение с птицами. Из-за этого ежегодный ущерб мировой коммерческой авиации составляет до 1,2 млрд долларов США.*

*Ключевые слова: авиация, орнитология, воздушное судно, ультразвук, авиационные происшествия и инциденты.*

## APPLYING ULTRASOUND IN AIRCRAFT TO PROTECT AGAINST BIRDS

O. V. Bolotova, A. A. Anisimova, R. A. Akzigitov

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: vip-olushka@mail.ru

*In aircraft an important aspect is not only safety of transportation of people and a crew, but also operational properties of the equipment. In case of damage of an air plane, airlines incur huge losses. One of the reasons of aviation incidents is a collision with birds, because of it the annual damage of the world commercial aviation makes up to \$1,2 billion.*

*Keywords: aviation, ornithology, aircraft, ultrasound, aviation incidents.*

Российские самолеты сталкиваются с птицами от 50 до 70 раз в год [1]. Наиболее часто случаи столкновения с птицами отмечаются во время взлета, начального набора высоты, захода на посадку и посадки (рис. 1).

Безусловно, столкновение с птицами не входит в перечень основных авиакатастроф. Однако за период с 01.01.2005 по 31.08.2015 в Автоматизированной системе обеспечения безопасности полетов гражданских воздушных судов (ВС) Российской Федерации зарегистрировано 544 авиационных события, связанных со столкновениями ВС с птицами.

Вследствие этого на территории РФ произошла одна катастрофа (29.07.2007 с самолетом АН-12БП) и 395 авиационных инцидентов с самолетами, а также

14 инцидентов с вертолетами. За пределами РФ по этим причинам произошло 96 инцидентов [2].

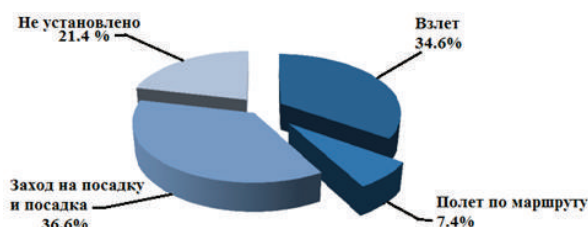


Рис. 1. Доля авиационных событий по этапам полета самолета



Наиболее уязвимые части ВС при столкновении с птицами

Уязвимые части	Для гражданских самолетов, %	Для военных самолетов, %
Двигатели	40	55
Крылья	33	14
Лобовое стекло	16	10
Фюзеляж	7	11
Прочее	4	10

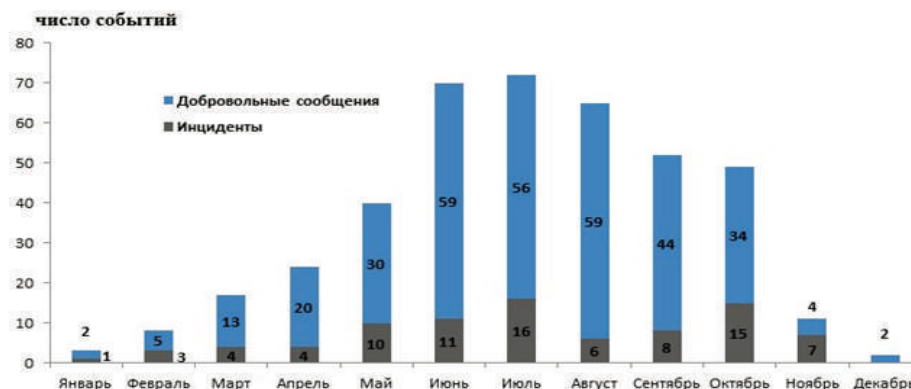


Рис. 2. Количество сообщений о случаях столкновения воздушных судов с птицами в 2015 году

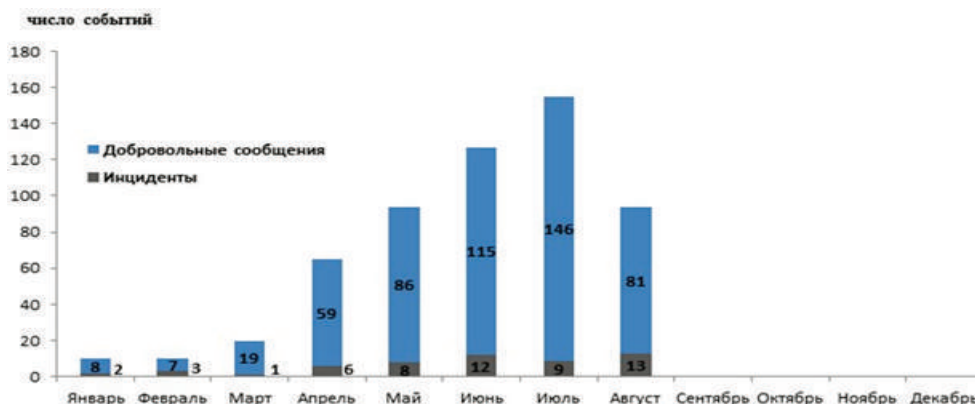


Рис. 3. Количество сообщений о случаях столкновения воздушных судов с птицами в 2016 году

Скорость большинства самолетов ниже 1 000 метров составляет 200–400 км/ч. Сила удара птицы величиной с чайку при скорости самолета 320 км/ч составляет 3 200 кг, при скорости 960 км/ч – 28 800 кг. Для наглядного сравнения: при весе птицы 1,8 кг и скорости самолета 700 км/ч на высоте менее 2 400 м сила удара птицы о самолет в три раза сильнее, чем удар 30-миллиметрового снаряда. Именно поэтому птица запросто может пробить обшивку фюзеляжа и оторвать лопатки ротора, повредить стекла кабины [4] (см. таблицу) [1].

Российская и международная практика предотвращения столкновений ВС с птицами предусматривает необходимость решения на аэродроме следующих основных задач:

- сокращение и ликвидация деревьев, кустарников и других растений, которые обеспечивают пищу, убежище или ночлег для птиц на аэродроме;
- предотвращение образования или удаление стоячей воды;
- скашивание травяного покрова на летном поле;
- использование технических методов отпугивания и обнаружения птиц;

– сбор и анализ данных о случаях и угрозах столкновения ВС с птицами [2].

Для выполнения данных задач в каждом крупном аэропорту есть своя орнитологическая служба, которая ведет наблюдения и статистику, изучает маршруты миграции пернатых, проводит мероприятия по их отпугиванию.

Наибольшее распространение получили акустические установки, которые имитируют крики птиц, издаваемые в опасности. Также широко используются пропановые пушки, издающие звук, похожий на выстрел. Некоторые аэропорты позволяют себе содержать хищных птиц, например соколов [1]. Однако данные мероприятия эффективны не настолько, как хотелось бы. Это видно из представленных графиков статистики за 2015 (рис. 2) и 2016 годы (рис. 3) [5].

В связи с этим мы предлагаем метод борьбы с птицами во время перелетов при помощи ультразвуковых волн. Суть данного метода заключается в установке на ВС датчиков, излучающих ультразвуковые волны с диапазоном частот, распознаваемых птицами (20–45 кГц) и распространяющихся на расстояние от 300 метров и более [4]. Это позволит не только во

время взлета и посадки отпугивать птиц, но и во время перелета.

Ультразвук – это упругие волны высокой частоты со скоростью распространения в воздухе 330 м/с и длиной волны, вычисляемой по формуле

$$\lambda = \frac{v_3}{f_3},$$

где  $\lambda$  – длина волны;  $v_3$  – скорость звука;  $f_3$  – частота звуковых колебаний [3].

Преимущество применения данного метода заключается в том, что в воздушной среде есть возможность распространения ультразвуковой волны в определенном диапазоне и направлении. Для человека ультразвуковые волны на такой частоте являются безвредными.

#### Библиографические ссылки

1. Севрюкова Е., Ячменникова Н. Прерванный полет // Российская газета: Неделя. 2007. № 4352.
2. Информация об авиационных происшествиях и инцидентах, связанных со столкновением воздушных судов с птицами и дикими животными / Федеральное агентство воздушного транспорта. М., 2015.

3. Инженерные решения [Электронный ресурс]. URL: <http://engineering-solutions.ru/ultrasound/theory/>.

4. Ptiz.net Системы отпугивания птиц [Электронный ресурс]. URL: <http://www.ptiz.net>.

5. Федеральное агентство воздушного транспорта [Электронный ресурс]. URL: <http://www.favt.ru/dejatelnost-bezopasnost-poletov-stolknoveniya-ptici/>.

#### References

1. Sevryukova E. Yachmennikova N. Interrupted flight // Russian newspaper. Week. Moscow, 2007. № 4352.

2. Information on accidents and incidents relating to the collision of aircraft with birds and wildlife. Federal Air Transport Agency. Moscow, 2015.

3. Engineering Solutions. Available at: <http://engineering-solutions.ru/ultrasound/theory/>.

4. Ptiz.net systems scaring. Available at: <http://www.ptiz.net>.

5. The Federal Air Transport Agency. Available at: <http://www.favt.ru/dejatelnost-bezopasnost-poletov-stolknoveniya-ptici/>.

© Болотова О. В., Анисимова А. А., Акзигитов Р. А., 2016

УДК 629.7.016

### МЕТОДИКА И ПРОГРАММНЫЙ КОМПЛЕКС ИССЛЕДОВАНИЯ ПРОДОЛЬНОЙ СТАТИЧЕСКОЙ УСТОЙЧИВОСТИ ЭКРАНОПЛАНА НА ЭТАПЕ ПРОЕКТИРОВАНИЯ

Ю. Ф. Вшивков, С. М. Кривель

Иркутский государственный университет  
Российская Федерация, 664003, г. Иркутск, ул. Карла Маркса, 1  
E-mail: 1988ufv@mail.ru

*Рассматриваются методика и результаты расчета устойчивости экраноплана по углу атаки (углу тангажа), отстоянию от экрана и скорости полета. Результаты расчета получены с использованием программных комплексов ANSYS и Matlab.*

*Ключевые слова: экраноплан, устойчивость экраноплана, продольная статическая устойчивость, математическое моделирование.*

### METHODS AND PROGRAM COMPLEX OF INVESTIGATION OF LONGITUDINAL STATIC STABILITY OF WIG AT THE DESIGN STAGE

J. F. Vshivkov, S. M. Krivel

Irkutsk State University  
1, Karl Marx Street, Irkutsk, 664003, Russian Federation  
E-mail: 1988ufv@mail.ru

*This paper considers the method and results of calculation of stability of WIG angle of attack (pitch angle), equidistance from the screen and speed. The calculation results obtained use the ANSYS and Matlab software systems.*

*Keywords: WIG, WIG stability, longitudinal static stability, mathematical modeling.*

Летательный аппарат (экраноплан, самолет и т. п.) является статически устойчивым по параметру, если при изменении этого параметра возникают силовые факторы (силы или моменты), стремящиеся устранить

приращение параметра. Продольная статическая устойчивость проявляется в собственно продольном движении, т. е. при движении летательного аппарата в плоскости, совпадающей с плоскостью его симмет-

рии. В работе продольная статическая устойчивость экраноплана рассматривается как его статическая устойчивость по трем параметрам: истинной скорости полета, углу атаки (тангажа), высоте полета над экраном (отстоянию).

Решению задачи обеспечения устойчивости экраноплана в продольном движении посвящено достаточно много работ, основополагающими из которых принято считать работы [1; 2]. В данных работах предлагается критериальный подход к оценке устойчивости экраноплана по углу атаки и отстоянию от экрана. Вопрос устойчивости экраноплана также рассматривается в работе [3], согласно которой экраноплан устойчив по скорости в том случае, когда производная отстояния от экрана по скорости полета в установившемся полете имеет положительный знак.

В работе предлагается и реализован в виде методики и математической модели следующий подход.

Комплекс аэродинамических характеристик определяется с использованием системы ANSYS. С целью оценки области кинематических параметров применимости ANSYS к решению поставленных задач и достоверности результатов выполнены методические исследования на основе сопоставления результатов расчета с экспериментальными данными и результатами моделирования других авторов [4]. Аэродинамические характеристики представлены в виде массивов значений в зависимости от угла атаки, для различных значений отстояния от экрана. Поскольку аэродинамические характеристики, в особенности коэффициент продольного момента, зависят от положения центра масс (точки, относительно которой происходит вращение экраноплана), были произведены расчеты для нескольких положений центра масс. Для нахождения промежуточных значений аэродинамических характеристик использовалась интерполяция данных. Произведена оценка статической устойчивости экраноплана по следующим производным: коэффициенту продольного момента по углу атаки; коэффициенту продольного момента по отстоянию от экрана (для различных центров масс и различных отстоянии от экрана). Экраноплан будет устойчив по углу атаки в том случае (рассматривается прямолинейный горизонтальный полет), если знак производной продольного момента по углу атаки отрицательный, и устойчив по отстоянию от экрана, если знак производной продольного момента по отстоянию также отрицательный.

Данная методика была реализована в виде программного комплекса, который позволяет: производить анализ полученных аэродинамических характеристик; исследовать на основе математического эксперимента статическую устойчивость экраноплана при изменениях параметров полета и изменении формы экраноплана; определять его предельную заднюю центровку, то есть минимально допустимый запас устойчивости, при котором возможные возмущающие

воздействия на экраноплан не приведут к недопустимым большим изменениям угла атаки и отстоянию от экрана. В качестве платформы математического моделирования используется система MatLab. На её основе создан программный продукт Aerobatic 1.0.

Результаты моделирования позволяют оценить непосредственно характер поведения экраноплана в случае изменения определяющих параметров, оценить его статическую устойчивость и построить область устойчивости, определить область допустимых конструктивно-компоновочных факторов. Важной является возможность исследовать устойчивость экраноплана еще на этапе предварительного проектирования.

#### Библиографические ссылки

1. Иродов Р. Д. Критерии продольной устойчивости экраноплана // Ученые записки ЦАГИ. 1970. Т. 1, № 4.
2. Жуков В. И. Особенности аэродинамики, устойчивости и управляемости экраноплана. М. : Изд. отдел ЦАГИ, 1997. 81 с.
3. Грязин В. Е., Стрелков В. В. Устойчивость, управляемость и принципы автоматизации управления экранопланом на крейсерском режиме полета // Ученые записки ЦАГИ. 2004. Т. XXXV, № 3–4. С. 79–89.
4. Вшивков Ю. Ф., Галушко Е. А., Кривель С. М. Комплексная оценка достоверности расчета аэродинамических характеристик сложных объектов с использованием ANSYS [Электронный ресурс] // CredeExperto: транспорт, общество, образование, язык. 2015. № 1(03). URL: <http://ce/if-mstuca.ru> (15 февраля 2016).

#### References

1. Irodov R. D. Criteria for longitudinal stability WIG // Scientific notes TsAGI. 1970. T. 1, № 4.
2. Zhukov V. I. Peculiarities of aerodynamics, stability and control WIG. M. : Publishing Department of CAI, 1997. 81 p.: ill.
3. Griazin V. E., Strelkov V. V. Ustoichivost', upravliaemost'i printsipy avtomatizatsii upravleniia ekranoplanomna kreiserskom rezhime poleta [Stability, controllability and principles of ekranoplan control automation in a cruising flight mode] // *Uchenye zapiski TsAGI – TsAGI Scientific Notes*. 2004. Vol. XXXV, № 3–4. P. 79–89.
4. Vshivkov Iu. F., Galushko E. A., Krivel' S. M. [Comprehensive assessment of calculation reliability of aerodynamic characteristics of complex objects using ANSYS] // *CredeExperto: transport, obshchestvo, obrazovanie, iazyk*. 2015. № 1 (03). Available at: <http://ce.if-mstuca.ru> (accessed 15 February 2016). (In Russ.)

© Вшивков Ю. Ф., Кривель С. М., 2016

УДК 629.7.016

## ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ СТРУИ ВИНТА НА ПАРАМЕТРЫ ДИНАМИЧЕСКОЙ ВОЗДУШНОЙ ПОДУШКИ ЭКРАНОПЛАНА

Е. А. Галушко<sup>1</sup>, С. М. Кривель<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Иркутский филиал Московского государственного технического университета гражданской авиации  
Российская Федерация, 664047, г. Иркутск, ул. Коммунарков, 3  
<sup>2</sup>Иркутский государственный университет  
Российская Федерация, 664003, г. Иркутск, ул. Карла Маркса, 1  
E-mail: krivel66@mail.ru

*Рассмотрены вопросы моделирования динамической воздушной подушки экраноплана с учетом поддува с использованием программного комплекса ANSYS, особое внимание уделено вопросам управления параметрами динамической воздушной подушки.*

*Ключевые слова: экраноплан, динамическая воздушная подушка.*

## ESTIMATING THE IMPACT OF JET PARAMETERS ON SCREW DYNAMIC AIR CUSHION WIG

E. A. Galushko<sup>1</sup>, S. M. Krivel<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Irkutsk branch of the Moscow State Technical University of Civil Aviation  
3, Kommunarov Street, Irkutsk, 664047, Russian Federation  
<sup>2</sup>Irkutsk State University  
1, Karl Marksa Street, Irkutsk, 664003, Russian Federation  
E-mail: krivel66@mail.ru

*The problems of dynamic air cushion WIG simulation consider blowing using a software package ANSYS, special attention is paid to control of dynamic air cushion options.*

*Keywords: WIG, dynamic air cushion.*

Известно, что экраноплан, находясь в полете над экраном, опирается на динамическую воздушную подушку, под которой понимается область повышенного давления воздуха между несущими поверхностями и экраном, создаваемая набегающим потоком и поддувом струй воздушных винтов или реактивных двигателей. Динамическая воздушная подушка оказывает значительное влияние на аэродинамические характеристики и несущие свойства экраноплана.

Существует несколько способов увеличения эффективности динамической воздушной подушки. Наиболее распространенный предполагает использование механизации крыльев экраноплана во время его движения для создания дополнительного сопротивления и повышения давления воздуха под крылом. Наибольший эффект достигается применением поддува под несущие поверхности экраноплана. Данный способ позволяет использовать его не только в режиме полета экраноплана, но и на режиме старта с воды или любой другой поверхности.

Целью работы являлось исследование аэродинамических характеристик предлагаемой несущей системы экраноплана с учетом поддува струями воздушных винтов и возможностей управления параметрами воздушной подушки.

Параметры компоновки и ее аэродинамические характеристики рассмотрены в работах [1; 2]. Для

расчета аэродинамических характеристик компоновки экраноплана использовался программный пакет конечно-элементного анализа ANSYS.

Методика моделирования исследуемого процесса предполагает создание модели аэродинамической трубы с подвижным экраном, модели компоновки экраноплана схемы тандем, состоящей из двух несущих поверхностей с механизацией, и реализации поддува.

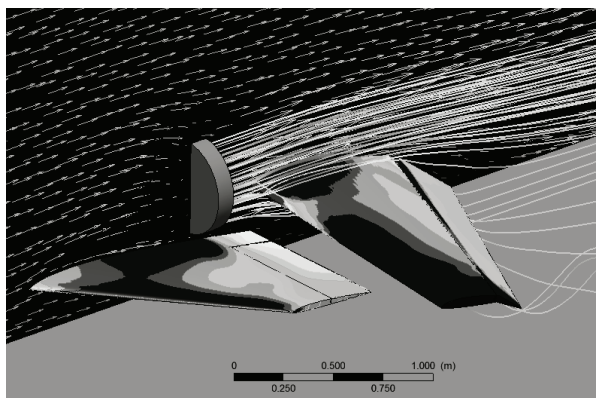
Подход к моделированию струи от воздушного винта состоял в том, что в плоскости вращения предполагалось, что винт, перпендикулярно направлению его продольной оси, была создана цилиндрическая поверхность. Задавались граничные условия всасывания воздуха в торцевую поверхность и выхода воздуха с заданной, определенной режимом работы моделируемого воздушного винта скоростью (см. рисунок).

Для проверки в этой программе достоверности результатов расчета было произведено сравнение результатов эксперимента и расчетов работы [3] с моделированием в ANSYS. Получены положительные результаты.

Результаты исследования аэродинамических характеристик предлагаемой компоновки с учетом воздушной подушки дают возможность сделать следующие выводы:

1. Компоновка позволяет создать высокоэффективную динамическую воздушную подушку за счет поддува. На крейсерских режимах полета несущие свойства экраноплана возможно увеличить на 36 % и более.

2. Реализуется возможность эффективно управлять параметрами динамической воздушной подушки, используя различные комбинации отклонения механизации несущих поверхностей.



Моделирование поддува в программе ANSYS: поле скоростей, линии тока и поля давлений

#### Библиографические ссылки

1. Вшивков Ю. Ф., Галушко Е. А., Кривель С. М. Выбор параметров аэродинамических управляющих поверхностей компоновки экраноплана с улучшенными эксплуатационными характеристиками // Актуальные проблемы и перспективы развития гражданской авиации России : сб. трудов IV науч.-практ.

конф. преподавателей, научных работников и аспирантов, 3–5 декабря 2013 г. Иркутск : Иркутский филиал МГТУ ГА, 2013. С. 272.

2. Вшивков Ю., Галушко Е., Кривель С. Концепция и результаты аэродинамического проектирования экраноплана с широким диапазоном эксплуатационных углов атаки [Электронный ресурс] // CredeExperto: транспорт, общество, образование, язык : междунар. информ.-аналит. журнал, март 2015. Вып. 1. URL: <http://ce.if-mstuca.ru>.

3. Струи и несущие поверхности. Моделирование на ЭВМ / В. И. Бабкин, С. М. Белоцерковский, В. В. Гуляев и др. М. : Наука, 1989. С. 208.

#### References

1. Vshivkov Y. U., Galushko E., Krivel S. Selecting aerodynamic control surfaces settings layout WIG with improved performance // Actual problems and prospects of development of Russian civil aviation. Proceedings of the IV scientific-practical conference of teachers, researchers and graduate students. December 3–5, 2013 Irkutsk : branch MSTUCA, 2013. 272 p.

2. Vshivkov Y. U., Galushko E., Krivel S. M. Concept and design of aerodynamic WIG craft with a wide range of operational angles of attack // International information-analytical magazine "CredeExperto: transport, society, education, language", March 2015. Iss. 1. ([Http://ce.if-mstuca.ru](http://ce.if-mstuca.ru)) [electronic resource].

3. The jet and the supporting surface. Computer simulation / V. I. Babkin, S. M. Belotserkovsky, V. V. Gulyaev et al. M. : Nauka, 1989. P. 208.

© Галушко Е. А., Кривель С. М., 2016

УДК 629.73.08; 629.7.004.67

### РАЗРАБОТКА МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ РАСЧЕТА НАДЕЖНОСТИ АСИНХРОННОГО ДВИГАТЕЛЯ СО ВСЫПНОЙ ОБМОТКОЙ

П. С. Гапенко, Р. В. Менчиков, Н. В. Юрковец

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: [7polina7@bk.ru](mailto:7polina7@bk.ru)

*Рассмотрено понятие надежности электрической машины. Обозначены причины выбора конкретной электрической машины. Описаны особенности расчета надежности асинхронного двигателя. Указаны условия применения данной методики расчета. Разработана математическая модель расчета надежности асинхронного двигателя со всыпной обмоткой.*

*Ключевые слова: электрическая машина, асинхронный двигатель, математическая модель, расчет надежности, всыпная обмотка, межвитковая изоляция.*

## DEVELOPING MATHEMATICAL MODEL OF RELIABILITY CALCULATION OF THE ASYNCHRONOUS ENGINE WITH THE POURING WINDING

P. S. Gapenko, R. V. Menchikov, N. V. Yurkovets

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: 7polina7@bk.ru

*The concept of reliability of the electrical machine is considered. The reasons of a choice of the concrete electrical machine are designated. Features of reliability calculation of the asynchronous engine are described. Conditions of applying this calculation procedure are specified. The mathematical model of reliability calculation of the asynchronous engine with a pouring winding is developed.*

*Keywords: electrical machine, induction motor, mathematical model, calculation of reliability, pouring the winding, inter-turn insulation.*

Среди ряда показателей качества электрической машины надежность является основной. Если надежность задана, то расчет должен ее подтвердить. Чтобы спроектировать электрическую машину с экономически оптимальными показателями надежности, необходимо расчет провести для ряда вариантов. Оптимальные значения показателей надежности должны быть получены в результате технико-экономических расчетов. Для расчета надежности электрических машин необходимо, прежде всего, ознакомиться с некоторыми основными понятиями, терминами и определениями из области надежности, соответствующими ГОСТ 27.002–89.

Надежность электрической машины – свойство машины выполнять заданные функции, сохраняя во времени значения установленных эксплуатационных показателей в заданных пределах, соответствующих заданным режимам и условиям использования, технического обслуживания, ремонтов, хранения и транспортирования [1; 3–5].

В настоящей работе мы рассмотрим из всего многообразия электрических машин асинхронный двигатель. Среди асинхронных двигателей менее надежны двигатели со всыпной обмоткой. В них отказы обмоток составляют 95–98 % от общего количества отказов, поэтому целесообразно разработать математическую модель для этого наименее надежного узла двигателя со всыпной обмоткой.

Для построения математической модели надежности используется аппарат теории вероятностей и математической статистики.

На основании теоремы умножения вероятность безотказной работы обмотки

$$P_{об} = P_{м.в} P_{п} P_{м.ф},$$

где  $P_{м.в}$ ,  $P_{п}$ ,  $P_{м.ф}$  – соответственно вероятности безотказной работы межвитковой, корпусной и межфазовой изоляции.

Многочисленные расчетные и экспериментальные данные показывают, что вероятность безотказной работы корпусной и межфазовой изоляции значительно выше, чем у межвитковой; для  $\tau = 10\ 000$  ч имеем  $P_{п} P_{м.ф} \approx 0,999$ , а для  $\tau = 20\ 000$  ч имеем  $P_{п} P_{м.ф} \approx 0,995$ . Поэтому при выполнении расчетов

надежности всыпной обмотки можно ограничиться расчетом надежности межвитковой изоляции.

Таким образом, составление математической модели расчета надежности всыпной обмотки асинхронного двигателя сводится к составлению математической модели расчета надежности межвитковой изоляции, которая основана на модели прочности, но параметром, характеризующим электрическую прочность изоляции, является дефектность.

При построении математической модели приняты следующие положения и допущения. Отказ изоляции обмотки происходит в результате к. з. (виткового, корпусного, межфазного), которое возможно только при существовании дефектов композиции витковой, корпусной и межфазной изоляции. Дефект может иметь место при поставке материалов, возникнуть в процессе изготовления обмотки (порезы, проколы, сдиры, трещины) и образоваться в результате старения (трещины). Перекрытие промежутков между токоведущими частями в местах дефектов происходит в результате воздействия коммутационных перенапряжений, возникающих при пуске, отключении или реверсе электродвигателя. При расчете вероятности отказа витковой изоляции учитываются только плотно касающиеся участки соседних витков.

Согласно математической модели вероятность отказа обмоток рассчитывают для последовательных интервалов времени наработки. Величина интервала выбирается такой, в пределах которой дефектность изоляции изменяется несущественно. Дефекты на слоях в пределах элементарного участка композиции изоляции принимаются совпадающими. Дефектность изоляции определяется на непропитанных обмоточных проводах, пазовой и межфазной изоляции, уложенных, а затем аккуратно извлеченных из паза. Влияние пропитки обмотки учитывается соответствующим коэффициентом. Исходная дефектность проводов определяется по предположению, что дефектна изоляция, имеющая сквозные повреждения. Дефектность определяется исходя из того, что дефекты расположены на длине провода случайно и распределены по длине провода по закону Пуассона.

Методика расчета надежности всыпных обмоток статора асинхронных двигателей выпущена в виде отраслевого стандарта.

**Усредненные значения параметров асинхронного двигателя**

Наименование параметров и их условные обозначения	Выбор величины параметра
Наработка, для которой определяется вероятность безотказной работы $P_{об}$ , $\tau$ , ч	Задается в ТЗ (ТУ); по ГОСТ 19523–74 $\tau = 10^4$ ч при $P_{об} = 0,9$
Вероятность наличия хотя бы одного дефекта изоляции провода длиной 100 мм после укладки обмотки $q_1$	При отсутствии экспериментальных данных $q_1 = 0,1 \dots 0,35$
Периметр свободной площади слоя обмотки $\Pi$ , мм	Для двухслойной обмотки $\Pi = b_1 + b_2 + h_{н1}$ ; для однослойной $\Pi = b_1 + b_2 + 2h_{н1}$
Коэффициент, характеризующий качество пропитки, $k_{пр}$	При отсутствии экспериментальных данных $k_{пр} = 0,3 \dots 0,7$
Частота включений электродвигателя $f_{вкл}$	Принимается по ОСТ 16.0.510.037–78 в зависимости от предполагаемой группы эксплуатации. Для нормальной группы эксплуатации $t_{вкл} = (2 \dots 10) \text{ ч}^{-1}$

Методика, изложенная в этом стандарте, запрограммирована и требует использования ЭВМ.

В данной работе разработана упрощенная методика для ручного счета.

Ряд исходных данных должен быть получен экспериментально на используемых обмоточных проводах и изоляционных материалах, примененных для корпусной и межфазной изоляции. При отсутствии экспериментальных данных можно воспользоваться рекомендуемыми усредненными значениями параметров (см. таблицу) [2].

Исходя из вышесказанного, можно сделать вывод, что данной методикой для расчета надежности асинхронного двигателя со всыпной обмоткой можно пользоваться на предприятиях, на которых не предусмотрено специально запрограммированные ЭВМ.

**Библиографические ссылки**

1. Иванов-Смоленский А. В. Электрические машины : учебник. М. : Высшая школа, 2006. 930 с.
2. Гольдберг О. Д., Гурин Я. С., Свириденко И. С. Проектирование электрических машин. М. : Высшая школа, 2001. 430 с.
3. Копылов И. П. Проектирование электрических машин. М. : Высшая школа, 2002. 120 с.

4. Гольдберг О. Д. Качество и надежность асинхронных двигателей. М. : Энергия, 1968. 86 с.

5. Надежность асинхронных электродвигателей / Б. Н. Ванеев, В. Д. Главный, В. М. Гостищев, Л. И. Сердюк ; под ред. Б. Н. Ванеева. Киев : Техшка, 1983. 143 с.

**References**

1. Ivanov-Smolensky A. V. Electrical machines. Textbook for high schools. M. : Higher school, 2006. 930 p.
2. Goldberg O. D. Electrical Engineering machinery / O. D. Goldberg, J. S. Gurin, S. I. Sviridenko. M. : Higher school, 2001. 430 p.
3. Kopylov I. P. electrical machines Design. M.: Higher school, 2002. 120 p.
4. Goldberg O. D. The Quality and reliability of induction motors. M. : Energy, 1968. 86 p.
5. The reliability of induction motors / B. N. Vaneev, V. D. Glavny, V. Gostishchev, L. Serdyuk ; ed. by B. N. Vaneeva. Kiev : Tehlka, 1983. 143 p.

© Гапенко П. С., Менчиков Р. В., Юрковец Н. В., 2016

УДК 629.7.062

**МОДЕЛИРОВАНИЕ ГИДРОСИСТЕМ И ОПРЕДЕЛЕНИЕ НЕИЗВЕСТНЫХ ПАРАМЕТРОВ С УЧЕТОМ ДИНАМИКИ РАБОЧИХ ОРГАНОВ**

А. И. Демидов

Иркутский национальный исследовательский технический университет  
 Российская Федерация, 664074, г. Иркутск, ул. Лермонтова, 83  
 \*E-mail: Demidov-ai@yandex.ru

*Рассмотрена возможность применения MATLAB для выбора оптимальных проектных решений при проектировании авиационных гидросистем. Проведен анализ разветвленной гидросистемы самолета с учетом динамики механической системы уборки опор шасси.*

*Ключевые слова: гидросистема, давление, расход, шасси, гидроцилиндр.*

## MODELING HYDRAULIC SYSTEMS AND ESTIMATING UNKNOWN PARAMETRES WITH CONSIDERING THE DYNAMICS OF THE DRIVEN DEVICE

A. I. Demidov

Irkutsk National Research Technical University  
83, Lermontov Street, Irkutsk, 664074, Russia  
\*E-mail: Demidov-ai@yandex.ru

*The article deals with the possibility of application of the MATLAB to optimize aircraft hydrosystems. It provides the analysis details of branched hydrosystem with the mechanical landing-gear retraction system. It estimates the necessary force of actuator with allowance for mass properties and aerodynamic force as well as the suction pipe optimal diameter. The research gives valuable information on comparison of state diagrams with explicit data.*

*Keywords: hydrosystem, pressure, flow rate, landing-gear, hydraulic cylinder.*

**Введение.** Гидравлические системы современных самолетов имеют много потребителей. Они должны обладать большой надежностью и малой массой, поэтому их проектирование представляет собой весьма сложную задачу [1–2]. В проектных организациях широко применяют поэтапный метод создания системы, при котором используется анализ статистических данных по эксплуатирующимся самолетам.

Сегодня при создании авиационных гидросистем все больше применяются численные методы моделирования [3–4]. В данной работе рассмотрена возможность применения MATLAB для выбора оптимальных проектных решений при проектировании авиационных гидросистем.

Апробация программного продукта MATLAB происходила на основе анализа гидросистемы современного транспортного самолета во время уборки-выпуска шасси и сравнения результатов моделирования с заведомо известными данными конкретной авиационной техники, полученными от ОАО «Ил». А также была решена задача по поиску оптимального диаметра трубопроводов линии всасывания при условии постоянства конфигурации [5].

Одной из целей работы являлось создание универсальной модели с возможностью быстрой и простой переналадки, обеспечивающей наглядность, пригодной для использования в процессе проектирования гидросистемы инженером без знания языка программирования.

**Моделирование гидросистемы.** Модель гидросистемы построена в программном продукте MATLAB Simulink. Так как рассматривалась только уборка шасси, принято решение подробно моделировать только те контуры гидросистемы, в которых расположены интересующие потребители, а в остальных обозначить только расход рабочей жидкости [6].

Для обеспечения универсальности модели и быстрой ее перенастройки основные параметры, характеризующие систему, заданы в виде переменных. Для удобства работы переменные и их значения сведены в электронную таблицу распространенного формата Microsoft Excel. При этом модель организована таким образом, что все изменения, внесенные в значения переменных в электронной таблице, автоматически принимаются в качестве расчетных при моделировании.

Важно отметить, что требуемые усилия на исполнительных механизмах не являлись исходными данными. Они определены в рамках того же анализа, являющегося междисциплинарным и объединяющим анализ гидравлической системы и анализ динамики механической системы в процессе уборки опор шасси. В системе учтены: вес колес, вес амортизационных стоек и аэродинамическая сила с учетом угла атаки  $10^\circ$  при взлете.

Диаметр трубопроводов линии всасывания определен в рамках того же анализа исходя из условия исключения появления кавитации при обеспечении минимальной массы [7]. По данным ОАО «Ил», давление в линии всасывания не может быть ниже 0,25 МПа. Задача решалась итерационным методом на основе получаемых данных о производительности насоса и о давлении в линии всасывания в каждый момент времени [8]. В процессе решения был найден соответствующий необходимому гидравлическому сопротивлению линии минимальный допустимый диаметр  $D = 17,45$  мм и автоматически выбран ближайший стандартный размер из сортамента  $D = 17,8$  мм (внешний диаметр 19 мм, толщина стенки 0,6 мм). Найденное в процессе анализа значение диаметра выводится в электронную таблицу в соответствующую ячейку.

В процессе моделирования автоматически создается анимация работы системы, обеспечивая визуализацию результатов.

**Выводы.** В рамках одного анализа определены требуемые усилия гидроцилиндров с учетом массовых характеристик и аэродинамической силы, определен диаметр трубопроводов линии всасывания, построены графики состояния гидросистемы (давления, расходы, усилия). Сравнение полученных данных с заведомо известными данными от ОАО «Ил» для конкретной авиационной техники показало хорошую сходимость.

Задание переменных и вывод найденных значений в одной электронной таблице обеспечивают быструю переналадку и удобство обработки результатов, а также позволяют в короткие сроки провести серию расчетов с разными исходными данными.

Программный продукт MATLAB Simulink является современным эффективным инструментом для проектирования гидросистем и обладает наглядно-



стью схемного проектирования, широкими возможностями по конфигурированию разветвлённых гидравлических систем, расчёту и обработке результатов. Моделирование в MATLAB допускает наличие неполных исходных данных и определение их в процессе анализа.

Численное моделирование как путь развития существующих традиционных методик проектирования гидросистем способен сократить количество шагов при проектировании гидросистем. При этом возможно выполнение задачи комплексного проектирования гидросистемы на ранних стадиях проектирования самолета для обеспечения встраиваемости её конструкции в конструкцию планера самолёта, обеспечения правильной работы механизмов с возможностью визуального отслеживания пересечений, касаний деталей конструкции и т. п., а также с учетом динамики исполнительных механизмов.

#### Библиографические ссылки

1. Сапожников В. М., Лагосюк Г. С. Прочность и испытания трубопроводов гидросистем самолетов и вертолетов. М. : Машиностроение, 1973. 248 с.
2. Бобарика И. О., Яхненко М. С. Методика решения задачи поиска частотного отклика сборной конструкции трубопровода с применением метода конечных элементов // Вестник СибГАУ. 2014. № 2 (54). С. 16–20.
3. Одельский Э. Х. Гидравлический расчёт трубопроводов разного назначения : учеб. пособие. Минск : Вышэйша школа, 1967. 103 с.
4. О перспективных методах комплексного инженерного анализа трубопроводных систем // И. О. Бобарика, А. И. Демидов, Д. Д. Бейчук // Авиамашиностроение и транспорт Сибири : сб. статей VI Всерос. науч.-практ. конф. Иркутск : Изд-во ИРННТУ, 2016. С. 97–101.
5. Комаров А. А., Сапожников В. М. Трубопроводы и соединения для гидросистем. М. : Машиностроение, 1967. 232 с.
6. Меренков А. П., Хасилев В. Я. Теория гидравлических цепей. М. : Наука, 1985. 279 с.
7. Комплексный инженерный анализ сборной конструкции трубопроводов гидросистемы современного высокоманевренного самолета / Р. В. Кулагин, О. Д. Стегайло, А. И. Столерман, И. Н. Гусев, И. О. Бобарика, А. И. Демидов / Вестник ИрГТУ. 2016. № 6 (113) С. 41–50.
8. Бобарика И. О., Демидов А. И. Совершенствование всасывающих линий гидросистем с учетом кавитации // Труды МАИ. 2016. № 85.

#### References

1. Sapozhnikov V. M., Lagosyuk G. S. Prochnost' i ispitaniya truboprovodov gidrosistem samoletov i vertoletov [Durability testing of piping and hydraulic systems of aircraft and helicopters] Moscow: Masinstroenie, 1973. 248 p.
2. Bobarika I. O., Yakhnenko M. S. [Technique solution of the problem of the pipeline precast structure frequency response search with application of the finite element method] // Vestnik SibGAU. 2014. № 2 (54). P. 16–20.
3. Odelskiy E. H. Gidravlicheskiy raschet truboprovodov raznogo naznacheniya [Hydraulic calculation of pipelines for different purposes. Textbook] Minsk : Visshaya shkola, 1967. 103 p.
4. [About promising technique of omplex engineering analysis of the pipeline structure] / I. O. Bobarika, A. I. Demidov, D. D. Beychuk // Sbornik statey VI Vserossiyskoy nauchno-prakticheskoy konferentsii «Aviamashinostroenie i transport Sibiri» [A collection of articles of VI All-Russia Research and Practice Conference]. Irkutsk : Izd-vo IRNITU, 2016. P. 97–101
5. Komarov A. A., Sapozhnikov V. M. Truboprovodi i soedineniya dlya gidrosistem [Pipes and fittings hydraulic systems]. Moscow : Masinstroenie, 1967. 232 p.
6. Merenkov A. P., Khasilev V. Ya. Teoriya gidravlicheskiykh tsepey [Theory of hydraulic circuits]. M. : Nauka, 1985. 279 p.
7. [Complex engineering analysis of the pipeline precast structure of modern highly maneuverable airplane] / R. V. Kulagin, O. D. Stegaylo, A. I. Stolerman, I. N. Gusev, I. O. Bobarika, A. I. Demidov // Vestnik IrGTU. 2016. № 6 (113). P. 41–50.
8. Bobarika I. O., Demidov A. I. [Improvement suction lines of hydraulic systems taking into account cavitation] // Trudy MAI. 2016. № 85.

© Демидов А. И., 2016

УДК 629.7.038

### СТЕНД ДЛЯ СНЯТИЯ ХАРАКТЕРИСТИК БЕСКОЛЛЕКТОРНОГО ЭЛЕКТРОДВИГАТЕЛЯ, ВКЛЮЧЕННОГО В РЕЖИМЕ ГЕНЕРАТОРА

А. Н. Емельянов

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: shuma1977@mail.ru

*Предложен стенд для исследований и получения мощностных характеристик бесколлекторного электродвигателя, работающего в качестве генератора электрической энергии.*

*Ключевые слова: бесколлекторный электродвигатель, беспилотный летательный аппарат, гибридная силовая установка.*

## STAND FOR CHECKING THE PERFORMANCE OF BRUSHLESS MOTOR INCLUDED IN THE OPERATION OF THE GENERATOR

A. Emelyanov

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: shuma1977@mail.ru

*In this paper we propose a stand to research and obtain power characteristics of brushless motor operating as an electricity generator.*

*Keywords: brushless motor, an unmanned aerial vehicle, a hybrid propulsion system.*

Совершенствование мощностных характеристик бесколлекторного электродвигателя для беспилотного летательного аппарата является актуальной задачей.

Целью данной работы является разработка лабораторного стенда для выполнения экспериментальных исследований мощностных характеристик бесколлекторного электродвигателя для беспилотного летательного аппарата.

Для проведения данного эксперимента бесколлекторный электродвигатель (далее «генератор») устанавливался на испытательный стенд (рис. 1). Вал генератора с помощью гибкой демпферной муфты соединялся с валом электродвигателя постоянного тока, который выполнял роль механического привода [1–3]. На рис. 2. изображена принципиальная электрическая схема испытательного стенда [4]. Предлагаемое устройство работает следующим образом. Электродвигатель через диодный мост D1 питается от тиристорного регулятора напряжения, который позволяет плавно изменять число оборотов вала электродвигателя. Генератор является трехфазной электрической машиной. На выходе с трех обмоток генератора установлен трехфазный диодный мост, собранный на импульсных диодах Шотки D2–D7. С диодного моста постоянное напряжение через измерительный шунт амперметра R6 поступает

на активную нагрузку R1–R5, выполненную в виде электронагревательных элементов.

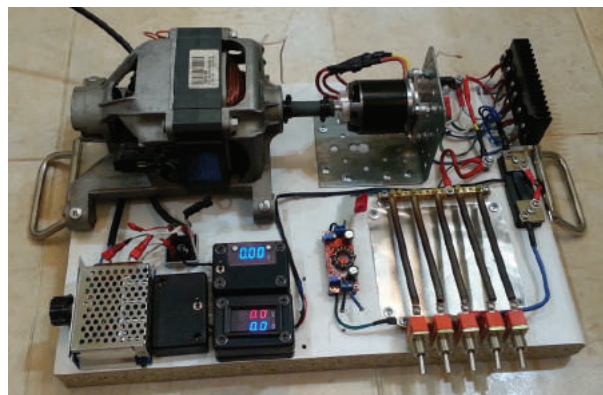


Рис. 1. Внешний вид испытательного стенда

Для снятия вольтамперных характеристик генератора и электропривода установлены измерительные системы U2–U5 с цифровой индикацией параметров. Число оборотов определялось с помощью снятия осциллограмм XSC1 параметров с индуктивного датчика, установленного на валу электропривода.

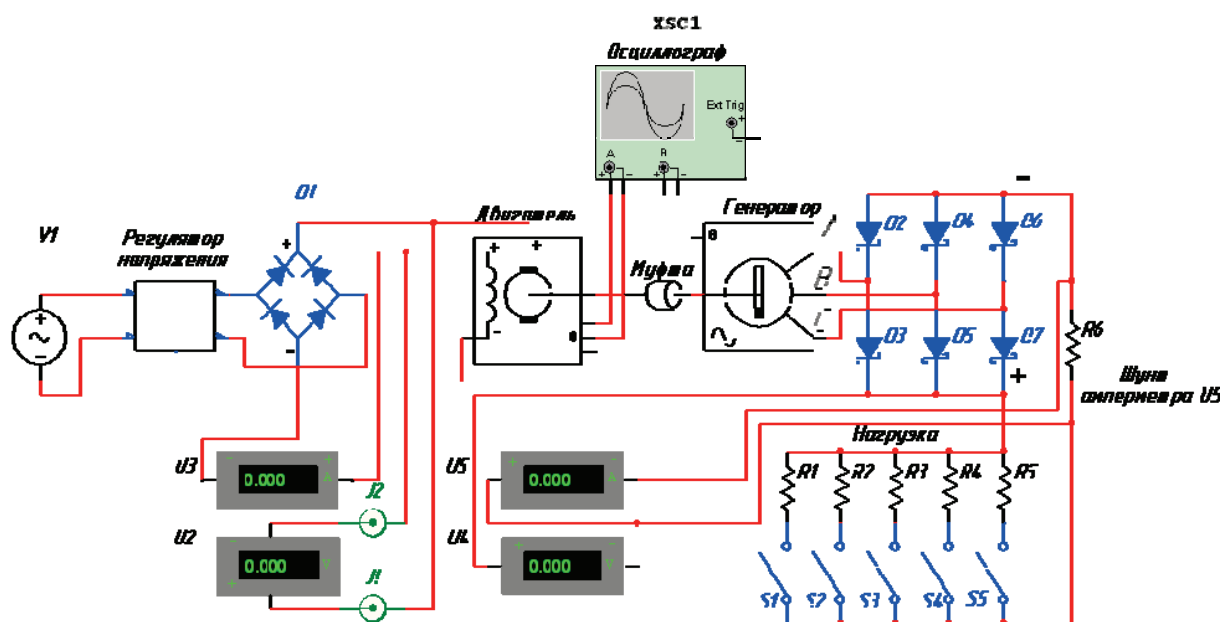


Рис. 2. Принципиальная электрическая схема испытательного стенда

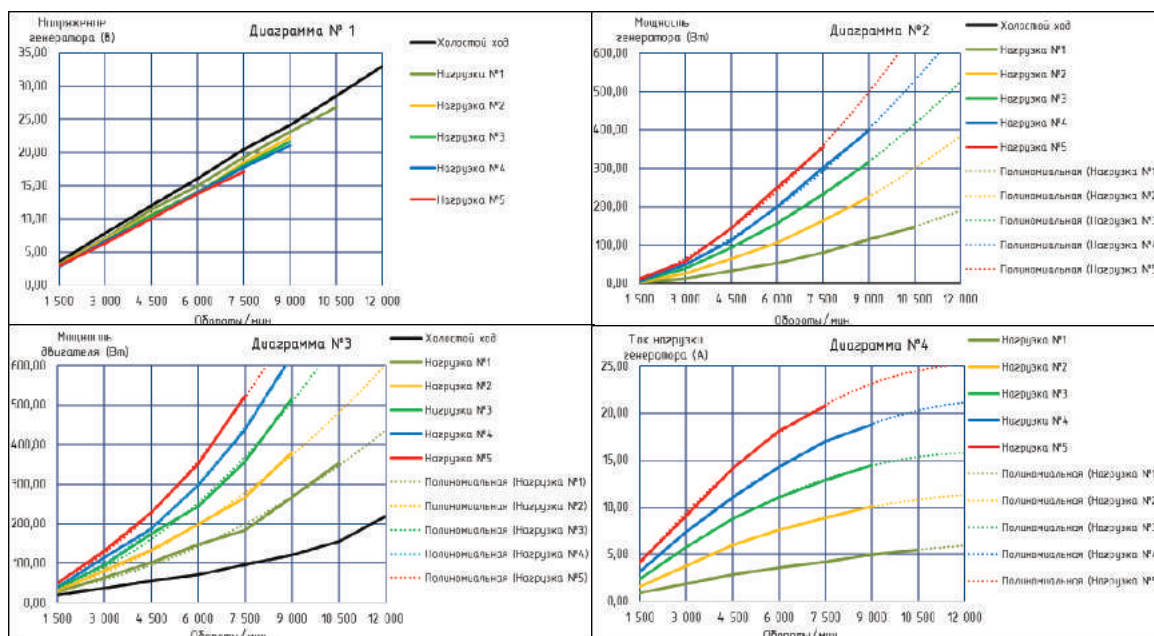


Рис. 3. Диаграммы характеристик

Экспериментальные данные заносились в таблицы, что позволило строить диаграммы для сравнительного анализа характеристик (рис. 3).

Вывод. Таким образом, разработан стенд, позволяющий снимать характеристики бесколлекторного электродвигателя, работающего в режиме генератора электрической энергии.

**Библиографические ссылки**

1. [Электронный ресурс]. URL: <http://lib.chipdip.ru/057/DOC000057299.pdf> (дата обращения: 12.10.2015).
2. [Электронный ресурс]. URL: <http://rcsearch.ru/hobbyking/i22036/> (дата обращения: 12.10.2015).
3. [Электронный ресурс]. URL: <http://zala.aero> (дата обращения: 12.10.2015).
4. Электронная книга «Теоретические основы электротехники» [Электронный ресурс]. URL: <http://www.for-stydnets.ru/obschaya-elektrotehnika/>

[uchebniki/teoreticheskie-osnovy-elektrotehniki.html](http://www.for-stydnets.ru/obschaya-elektrotehnika/uchebniki/teoreticheskie-osnovy-elektrotehniki.html) (дата обращения: 12.10.2015).

**References**

1. [Electronic resource]. URL: <http://lib.chipdip.ru/057/DOC000057299.pdf> (accessed: 12.10.2015).
2. [Electronic resource]. URL: <http://rcsearch.ru/hobbyking/i22036/> (accessed: 12.10.2015).
3. [Electronic resource]. URL: <http://zala.aero> (accessed: 12.10.2015).
4. E-book "Theoretical Foundations of Electrical Engineering" [Electronic resource]. URL: <http://www.for-stydnets.ru/obschaya-elektrotehnika/uchebniki/teoreticheskie-osnovy-elektrotehniki.html> (accessed: 12.10.2015).

© Емельянов А. Н., 2016

УДК 621.3(075.3)

**ФУНКЦИОНАЛЬНАЯ СХЕМА ПРОЦЕССА ПРЕОБРАЗОВАНИЯ ЭНЕРГИИ ЭЛЕКТРОННОГО ПУЧКА В ЭЛЕКТРИЧЕСКУЮ МОЩНОСТЬ**

Б. Н. Казьмин, Д. Р. Рыжов, И. В. Трифанов

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
 Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
 E-mail: sibgau-uks@mail.ru

*Представлена функциональная модель двухполупериодного преобразования конвекционных токов, токов проводимости и токов смещения электронных пучков в электрическую мощность.*

*Ключевые слова: поток низкотемпературной плазмы, конвекционные токи, токи проводимости, токи смещения электронных пучков, электрическая мощность, двухполупериодное преобразование токов электронных пучков, суммирование мощности электронных пучков.*

## FUNCTIONAL DIAGRAM OF ENERGY CONVERSION PROCESS OF ELECTRON BEAM POWER INTO ELECTRICAL POWER

B. N. Kaz'min, D. R. Ryzhov, I. V. Trifanov

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: sibgau-uks@mail.ru

The article presents a functional model for the full-wave conversion of convection currents, conduction currents and displacement currents of electron beams into electric power.

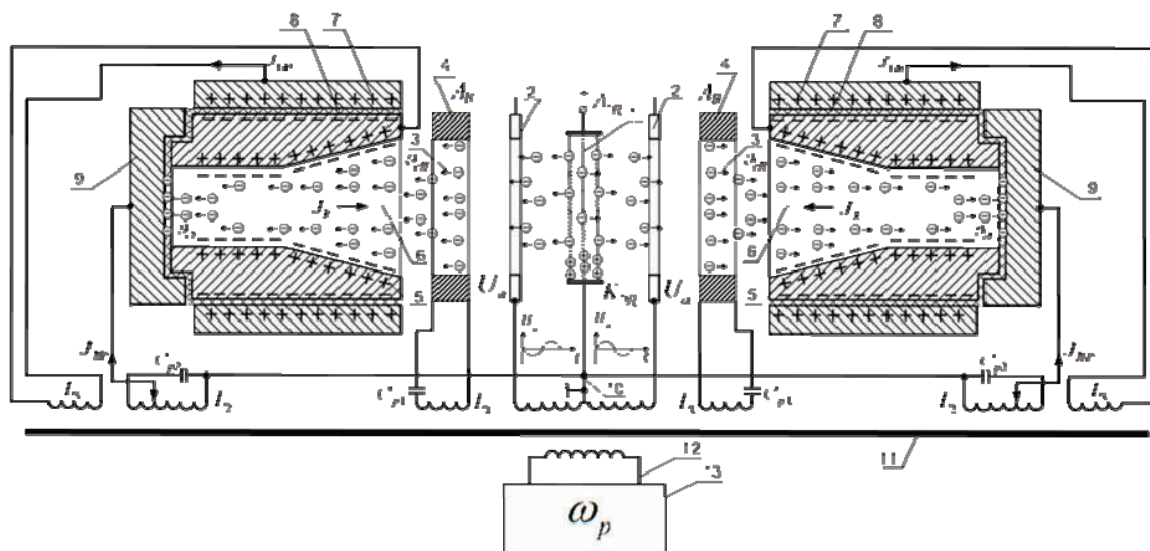
Keywords: flow of low-temperature plasma, convection currents, conduction currents, the bias currents of the electron beams, the electric power, full-wave conversion of currents of electron beams, the summation of power electron beams.

Повышение энергетической эффективности космических летательных аппаратов (КЛА) связано с необходимостью энергетического обеспечения электрических ракетных двигателей [1]. Одним из способов повышения энергообеспечения КЛА является преобразование энергии электронных пучков в электрическую мощность электрического ракетного двигателя [2].

На основе выполненных теоретических исследований был предложен способ получения электроэнергии [3]. Функциональная схема устройства, с помощью которого может осуществляться преобразование энергии конвекционных токов, токов проводимости и токов смещения электронных пучков в электрическую мощность, представлена на рисунке.

Это устройство содержит: электродуговой плазмотрон 1 с анодом  $A_{ЭД}$  и катодом  $K_{ЭД}$  электрической дуги; электронные пушки 2 с аксиальными выходными анодами  $A_B$ , на которые подают противофазные напряжения  $U_a$  циклической рабочей частоты  $\omega_p$ ; индукционные преобразователи 4, выполненные на ферромагнитном тороидальном магнитопроводе,

охватывающем электронный пучок 3; рабочие электроды 5 с рабочей полостью (РП) 6, выполненные из материала проводника первого рода, поэтому на поверхности рабочей полости 6 образуется двойной электрический слой; металлические обкладки 7, изолированные диэлектриком 8 от рабочих электродов 5, образующие конденсаторы  $C_{5-7}$ , соединенные последовательно с электрической емкостью двойного электрического слоя рабочих полостей 6; электроды 9 торможения; индуктивные обмотки  $L_1, L_2, L_3, L_a$  первичной цепи силового трансформатора – преобразователя 11 (СТП), симметричного относительно средней точки 10 обмотки  $L_a$ , соединенной с катодом  $K_{ЭД}$  плазмотрона 1 и корпусом устройства; конденсаторы  $C_{p1}, C_{p2}$ , соединенные с соответственными обмотками индуктивностей  $L_1, L_2$ ; вторичную цепь – 12 силового трансформатора – преобразователя 11; сеть потребителей электроэнергии 13 с циклической рабочей частотой  $\omega_p$  (бортовую сеть мобильного аппарата).



Функциональная схема устройства, реализующего модель рекуперации в электроэнергию токов электронных пучков на основе квантово-волновых явлений в пучках

Таким образом, по предлагаемой модели получения электроэнергии, осуществляют двухполупериодное преобразование энергии электронного пучка  $Z$  в электрическую мощность конвекционных токов, токов смещения, токов проводимости, трансформируемую на рабочей частоте  $\omega_p$  в сеть потребителей электроэнергии (бортовую сеть космического аппарата) [3]. Применение индукционного и емкостного преобразования совместно с преобразованием энергии электронного пучка  $Z$  в токи проводимости, используемого в прототипе, существенно повышает коэффициент использования энергии (мощности) электронного пучка  $Z$ , увеличивая количество получаемой электроэнергии и, соответственно возрастает КПД предлагаемой электроэнергетической технологии. Данная модель и средства защищены патентом РФ [3].

#### Библиографические ссылки

1. Принципы построения электроэнергетических и электродинамических технологий космических аппаратов : монография / И. В. Трифанов, Б. Н. Казьмин, Д. Р. Рыжов, И. И. Хоменко ; под общ. ред. И. В. Трифанова / Сиб. гос. аэрокосмический ун-т. Красноярск, 2015. 182 с.
2. Пат. 2567896 Российская Федерация, МПК F03H 1/00. Способ создания электрореактивной тяги /

Казьмин Б. Н., Трифанов И. В., Оборина Л. И., Рыжов Д. Р., Дубова Е. Д. № 2013125958/06 ; заявл. 05.06.2013 , опубл. 10.11.2015, Бюл. № 31. 5 с.

3. Пат. 2578207 Российская Федерация, МПК H02N 3/00 (20006.01). Способ получения электроэнергии / Казьмин Б. Н., Колмыков В. А., Трифанов И. В., Рыжов Д. Р., Оборина Л. И. № 2014109507/07 ; заявл. 12.03.2014, опубл. 27.03.2016, Бюл. № 9. 6 с.

#### References

1. Trifanov I. V., Kaz'min B. N., Ryzhov D. R., Khomenko I. I. *Printsipy postroeniya elektroenergeticheskikh i elektrodinamicheskikh tekhnologiy kosmicheskikh apparatov* [Principles of electric and electro-spacecraft technologies]. Krasnoyarsk, 2015. 182 p.
2. Kaz'min B. N., Trifanov I. V., Oborina L. I., Ryzhov D. R., Dubova E. D. *Sposob sozdaniya elektreaktivnoy tyagi* [The process of creating electro jet thrust]. Patent RF, no 2567896, 2015.
3. Kaz'min B. N., Kolmykov V. A., Trifanov I. V., Ryzhov D. R., Oborina L. I. *Sposob polucheniya elektroenergii* [The method of producing electricity]. Patent RF, no 2578207, 2016.

© Казьмин Б. Н., Рыжов Д. Р., Трифанов И. В., 2016

УДК 621.3(075.3)

### МОДЕЛЬ ПРЕОБРАЗОВАНИЯ ЭНЕРГИИ ЭЛЕКТРОННЫХ ПУЧКОВ В ЭЛЕКТРОЭНЕРГИЮ

Б. Н. Казьмин, И. В. Трифанов

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: sibgau-uks@mail.ru

*Показана модель получения электронных пучков и рекуперации их энергии в электроэнергию, позволяющая построить высокоэффективную электроэнергетическую технологию на энергетике электронных пучков.*

*Ключевые слова: ионизация рабочей среды, поток низкотемпературной плазмы, формирование электронных пучков, конвекционные токи, токи проводимости, токи смещения электронных пучков; электрическая мощность.*

### MODEL OF ENERGY CONVERSION OF ELECTRON BEAMS INTO ELECTRICITY

B. N. Kaz'min, I. V. Trifanov

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: sibgau-uks@mail.ru

*The article presents a model of obtaining electron beams and recuperation of their energy into electricity, allowing to build highly efficient power technology based on energy of electron beams.*

*Keywords: ionization of the working medium, the flow of low-temperature plasma, electron beams formation, convection currents, conduction currents, the bias currents of the electron beams; electric power.*

Электронные пучки, формируемые с помощью электронных пушек из низкотемпературной плазмы [1], можно представить в виде кантово-вол-

новых процессов, описываемых с помощью четырехмерного уравнения Шредингера [2] и электромагнитных процессов электронного пучка, пред-

ставляемых в виде уравнений Максвелла–Лоренца [3]:

$$j\hbar\partial\psi/\partial t = -\hbar^2/2m_i(\partial^2\psi/\partial x^2 + \partial^2\psi/\partial y^2 + \partial^2\psi/\partial z^2). \quad (1)$$

Решение этого уравнения показывает спектр колебаний четырехмерной волновой функции Шредингера:

$$\begin{aligned} \psi_{x,y,z,t} &= \exp(j/\hbar)(\mathbf{P}_x \cdot \mathbf{x} + \mathbf{P}_y \cdot \mathbf{y} + \mathbf{P}_z \cdot \mathbf{z} - \varepsilon t): \\ \psi_{x,y,z,t} &= C_1 \varepsilon_1 \exp j(\mathbf{K}_{1x,y,z} \cdot \lambda_{1x,y,z} - \omega_1 t) + \\ &+ C_2 \varepsilon_2 \exp j(\mathbf{K}_{2x,y,z} \cdot \lambda_{2x,y,z} - \omega_2 t) + \dots, \end{aligned} \quad (2)$$

здесь  $C_1$  и  $C_2$  – вероятности энергетического уровня частицы;  $\varepsilon_{1,2} = \hbar\omega_{1,2} = \hbar f_{1,2} = m_i v_{1,2}^2 / 2 = eU_{\text{уп}}$  – энергетический уровень частицы, получаемый в ускоряющем поле анода  $U_a$  электронной пушки, а также за счет сил Кулона и Лоренца в электронном пучке. Электроны в электронном пучке получают одинаковый ускоряющий потенциал  $U_{\text{уп}}$ , поэтому их энергетический уровень в первом приближении можно считать одинаковым;  $m_i$  – масса частицы;  $\mathbf{P}_{x,y,z} = m_i \mathbf{v}_{x,y,z}$  – импульс частицы, вектор скорости и их проекции на оси;  $\mathbf{K}_{x,y,z} = 2\pi/\lambda_{x,y,z} = \omega/\mathbf{v}_{x,y,z} = \mathbf{P}_{x,y,z}/\hbar$  – волновой коэффициент и длина волны соответственно;  $h = 2\pi\hbar$  – постоянная Планка.

$$\begin{aligned} \text{rot}\mathbf{H} &= \mathbf{J}_{\text{пр}} + \mathbf{J}_K + \mathbf{J}_{\text{см}} = \mathbf{E}\gamma + \rho\mathbf{v} + \varepsilon\partial\mathbf{E}/\partial t; \\ \text{rot}\mathbf{E} &= -\mu\partial\mathbf{H}/\partial t, \end{aligned} \quad (3)$$

где  $\mathbf{H}$  – вектор напряженности магнитного поля;  $\mathbf{E}$  – вектор напряженности электрического поля;  $\mathbf{J}_{\text{пр}} = \mathbf{E}\gamma$  – вектор плотности тока проводимости;  $\gamma$  – удельная электропроводимость электронного пучка, переходящего в электрическую цепь;  $\mathbf{J}_K = \rho\mathbf{v}$  – вектор плотности конвекционного тока;  $\rho$  – объемная плотность зарядов в электронном пучке;  $\mathbf{v}$  – вектор скорости зарядов в электронном пучке;  $\mathbf{J}_{\text{см}} = \varepsilon\partial\mathbf{E}/\partial t = \omega_p \varepsilon \mathbf{E}$  – вектор плотности токов смещения;  $\varepsilon$  – диэлектрическая проницаемость;  $\mu$  – магнитная проницаемость среды электронного пучка.

Обычно энергию электронных пучков, представляющих собой низкотемпературную плазму [1], преобразуют в электроэнергию с помощью одного преобразования, например, способ производства энергии [4], заключающийся в том, что электрической дугой ионизируют рабочее вещество, с помощью электронной пушки получают электронные пучки и преобразуют их энергию по двухполупериодной схеме в электроэнергию в виде тока проводимости, идущего по первичной цепи силового трансформатора – преобразователя, трансформирующего электроэнергию в сеть потребителей рабочей частоты  $\omega_p$  (в бортовую сеть космического аппарата).

Поэтому в электроэнергию можно также преобразовать конвекционные токи и токи смещения электронных пучков.

Это существенно увеличит количество получаемой электроэнергии и повысит КПД предлагаемой электроэнергетической технологии.

Задачей предлагаемой модели рекуперации энергии электронных пучков в электроэнергию является увеличение количества получаемой электроэнергии и повышение КПД электроэнергетической технологии [5].

Функциональная схема устройства, с помощью которого может быть реализована данная модель рекуперации токов пучков в электроэнергию, представлена в работе [5].

Данная модель рекуперации на основе квантово-волновой модели процессов плазменно-электронной электроэнергетической технологии дает возможность существенно повысить энергетическую эффективность, радиус действия, дальность радиосвязи, надежность и другие технико-энергетические параметры [6] космического аппарата.

### Библиографические ссылки

1. Энциклопедия низкотемпературной плазмы : в 4 т. / под ред. В. Е. Фортова. М. : Наука, 2000.
2. Большой энциклопедический словарь. Физика. М. : Большая российская энциклопедия, 1998.
3. Шимони К. Теоретическая электротехника. М. : Мир, 1964. 772 с.
4. Пат. № 2262793 Российская Федерация, МПК Н02N3/00. Способ производства энергии / Б. Н. Казьмин. № 2002134362/15 ; заявл. 19.12.2002 ; опубл. 20.10.2005, Бюл. № 29.
5. Пат. 2578207 Российская Федерация, МПК Н02N 3/00 (2006.01). Способ получения электроэнергии / Казьмин Б. Н., Колмыков В. А., Трифанов И. В., Рязов Д. Р., Оборина Л. И. № 2014109507/07 ; заявл. 12.03.2014 , опубл. 27.03.2016, Бюл. № 9. 6 с.
6. Принципы построения электроэнергетических и электродинамических технологий космических аппаратов: монография / И. В. Трифанов, Б. Н. Казьмин, Д. Р. Рязов, И. И. Хоменко ; под общ. ред. И. В. Трифанова ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2015. 182 с.

### References

1. Pod red. V. E. Fortova. *Entsiklopediya nizkotemperaturnoy plazmy* [Encyclopedia of low temperature plasma]. Moscow : Nauka publ., 2000.
2. *Bol'shoy entsiklopedicheskiy slovar', fizika* [Large encyclopedic dictionary, physics]. Moscow : Bol'shaya rossiyanskaya entsiklopediya, 1998.
3. Shimoni K. *Teoreticheskaya elektrotehnika* [Theoretical electrical engineering]. M. : Mir, 1964. 772 p.
4. Kaz'min B. N. *Sposob proizvodstva energii* [Method of energy production]. Patent RF, no 2262793, 2005.
5. Kaz'min B. N., Kolmykov V. A., Trifanov I. V., Ryzhov D. R., Oborina L. I. *Sposob polucheniya elektroenergii* [The method of producing electricity]. Patent RF, no 2578207, 2016.
6. Trifanov I. V., Kaz'min B. N., Ryzhov D. R., Khomenko I. I. *Printsipy postroeniya elektroenergeticheskikh i elektrodinamicheskikh tekhnologiy kosmicheskikh apparatov* [Principles of electric and electro-spacecraft technologies]. Krasnoyarsk, 2015. 182 p.

© Казьмин Б. Н., Трифанов И. В., 2016

## АНАЛИЗ ИЗМЕНЕНИЯ МАССЫ ПРИ ДОПОЛНИТЕЛЬНОМ ЭКРАНИРОВАНИИ МОНТАЖНЫХ ПРОВОДОВ

Н. А. Карпов, А. П. Леонов

Национальный исследовательский Томский политехнический университет  
Российская Федерация, 634050, г. Томск, просп Ленина, 30  
E-mail: nikolats.karpov@yandex.ru

*Для повышения ЭМС элементов БКС рекомендуется применять дополнительный внутренний экран в виде оплетки. Показаны пути снижения массы БКС при замене медных токопроводящих жил на алюминиевые.*

*Ключевые слова: электромагнитная совместимость, бортовая кабельная сеть, экран, оплетка, изменение массы, монтажный провод.*

## ANALYSIS OF CHANGES IN MASS WITH THE ADDITIONAL SHIELDING OF ASSEMBLY WIRES

N. A. Karpov, A. P. Leonov

National Research Tomsk Polytechnic University  
30, Lenina Av, Tomsk, 634050, Russian Federation  
E-mail: nikolats.karpov@yandex.ru

*To increase electromagnetic compatibility of the onboard cable network elements, it is recommended to apply an additional internal shield as the braid. It shows the ways to degrade the onboard cable network mass when replacing the copper conductor with the aluminum one.*

*Keywords: electromagnetic compatibility, onboard cable network, shield, braid, weight change.*

Современные тенденции развития космических систем предъявляют к космическим аппаратам все более высокие требования в части снижения стоимости создания, повышения надежности и увеличения срока активного существования, снижения массогабаритных характеристик, сокращения сроков развертывания систем.

Эти требования определяют необходимость поиска и применения новых подходов, методов и технологий, используемых при создании космических систем.

В настоящее время для космических аппаратов установлены повышенные требования по сроку службы: длительность эксплуатации спутников должна составлять не менее 15 лет. Требуется создание новых космических аппаратов на базах высокомоощных платформ.

Платформа – это тот стандартный набор служебных систем (электропитания, управления движением, ориентации и стабилизации, терморегулирования, управления и передачи служебной телеметрической информации), которые необходимы на любом спутнике.

В связи повышением требований к надежности космических аппаратов возросли требования к надежности бортовой кабельной сети (БКС) и повышению ее электромагнитной совместимости (ЭМС). Изучив подходы к обеспечению ЭМС автономных объектов, БКС КА и проведя анализ, рекомендуется внести изменение в конструкцию существующих кабельных сборок БКС КА, а именно: применение дополнительного внутреннего экранирования в виде оплетки осо-

бо важных элементов кабельной сборки для повышения защиты от электромагнитных помех. Также для снижения массы кабельных сборок возможна замена медных токопроводящих жил (ТПЖ) на алюминиевые [1].

В качестве объекта-прототипа элемента БКС принят монтажный провод МС 15-11 (провод монтажный теплостойкий с многопроволочными жилами, класса 4 для сечений 0,08–0,35 мм<sup>2</sup>, класса 5 для сечения 0,50 мм<sup>2</sup>, из медных луженых проволок, монолитной изоляцией из фторопласта-4МБ) [2].

Проанализировав существующие конструкции экранов, выбрали систему 2×2 как наиболее эффективную. Основные расчетные выражения [3–5]:

$$\Pi = 1 - \left( \frac{0,73}{n + 0,73} \right)^2,$$

$$m_{b2} = \pi \cdot \left[ \left( \frac{D_{n2} + d_{o2}}{2} \right)^2 - \left( \frac{D_{n2}}{2} \right)^2 \right] \cdot 10^{-6} \cdot l \cdot \Pi \cdot \rho_m,$$

$$m_{o4} = \pi \cdot \left[ \left( \frac{D_{n4} + d_{o4}}{2} \right)^2 - \left( \frac{D_{n4}}{2} \right)^2 \right] \cdot 10^{-6} \cdot l \cdot \Pi \cdot \rho_m.$$

Проведя расчет массы экрана для одного метра скрутки из двух и четырех проводов при различных сечениях и материале токопроводящей жилы, получили следующие результаты (рис. 1, 2).

Расчеты показали, что введение в конструкцию дополнительного экрана увеличивает массу кабельной сборки на 33–40 % при скрутке двух проводов, на 19–28 % при скрутке четырех проводов, что достаточно значительно. Вклад массы экрана в общую мас-

су кабельной сборки уменьшается с увеличением сечения провода.

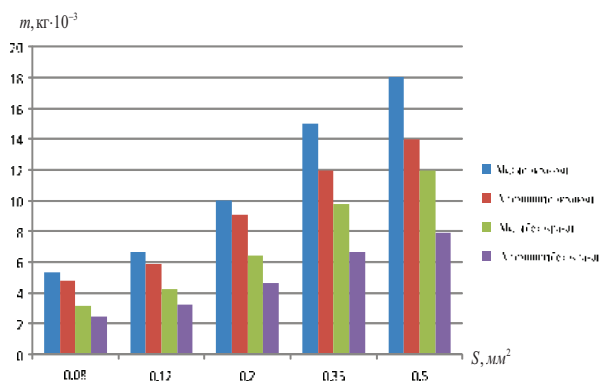


Рис. 1. Соотношение массы для скрутки двух медных и алюминиевых проводов БКС (на примере провода МС 15-11)

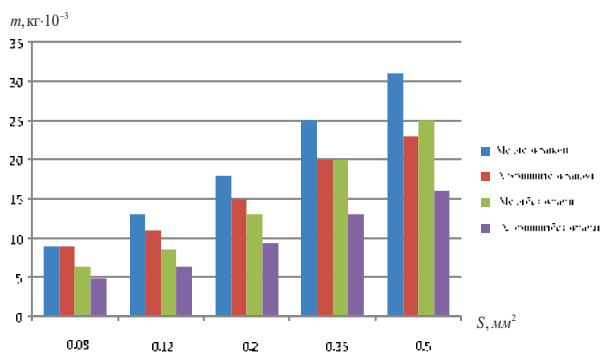


Рис. 2. Соотношение массы для скрутки четырех медных и алюминиевых проводов БКС (на примере провода МС 15-11)

Замена меди на алюминий в качестве материала ТПЖ практически во всех случаях приводит к снижению общей массы экранированной кабельной сборки, за исключением случая с минимальным сечением. При сечении медной токопроводящей жилы  $0,08 \text{ мм}^2$ , замена ее на алюминиевую не приводит к снижению массы из-за большого вклада экрана в общую массу.

Снижение массы при замене меди на алюминий повышается с увеличением диаметра токопроводящих жил, за исключением скрутки из двух проводов при сечении  $0,2 \text{ мм}^2$  и замене ее на алюминиевую. Это связано с тем, что при этом сечении происходит увеличение диаметра проволок оплетки и заметному увеличению массы экрана.

Выигрыш по полезной массе у экранированных скруток составляет от 9 до 22,2 % при скрутке двух проводов и от 15,4 до 25,8 % при скрутке четырех проводов. При отсутствии экрана снижение массы

значительно при любом сечении медной токопроводящей жилы.

Выигрыш по полезной массе составляет от 22,8 до 34,4 % при скрутке двух проводов, и от 22,8 до 36 % при скрутке четырех проводов.

Применение проводов с алюминиевой ТПЖ в БКС КА является очень перспективным, потому что снижение массы за счет замены меди на алюминий позволяет частично компенсировать увеличение массы в результате введения дополнительного экрана.

Предложенные рекомендации для расчета конструкции экрана применимы для элементов БКС, выполненных из других марок кабельных изделий.

#### Библиографические ссылки

- ГОСТ Р 56530–2015. Совместимость космической техники электромагнитная. Общие требования к бортовой кабельной сети космической техники.
- Технические характеристики провода МС 15-11 [Электронный ресурс]. URL: <http://bpks.ru/articles/article.821> (дата обращения: 09.09.2016).
- Аникеенко В. М. Производство кабелей и проводов : учеб. пособие. Томск : Изд-во ТПУ, 1999. 292 с.
- Тихомиров П. М. Расчет трансформаторов : учеб. пособие. 4-е изд., перераб. и доп. М. : Энергия, 1976. 544 с.
- Теоретические основы электрических кабелей [Электронный ресурс]. URL: <http://autozvuk.org/forum2/attachment.php?attachmentid=7226&d> (дата обращения: 10.09.2016).

#### References

- GOST R 56530–2015. Sovmestimost' kosmicheskoy tehniki jelektromagnitnaja. Obshhie trebovaniya k bortovoj kabel'noj seti kosmicheskoy tehniki* [Electromagnetic compatibility of space technology. General requirements for onboard cable network of space vehicles]. Moscow : Standartinform publ., 2015. 10 p.
- Tekhnicheskie harakteristiki provoda MS 15-11*. Available at: <http://bpks.ru/articles/article.821> (accessed 09.09.2016). (In Russ.)
- Anikeenko V. M. *Proizvodstvo kabelej i provodov. Uchebnoe posobie* [Production of cables and wires. Tutorial]. Tomsk : TPU publ., 1999. 292p;
- Tihomirov P. M. *Raschet transformatorov. Uchebnoe posobie dlja vuzov. Izd. 4-e, pererab. I dop.* [Calculation of transformers. Tutorial for universities. Ed. 4th, revised and enlarged]. Moscow, Jenergija Publ., 1976. 544 p.
- Teoreticheskie osnovy jelektricheskikh kabelej*. Available at: <http://autozvuk.org/forum2/attachment.php?attachmentid=7226&d> (accessed 10.09.2016). (In Russ.)

© Карпов Н. А., Леонов А. П., 2016



УДК 621.396.932.1

## ИСПОЛЬЗОВАНИЕ НИЗКООРБИТАЛЬНЫХ СПУТНИКОВ СВЯЗИ ДЛЯ ПЕРЕДАЧИ ДАННЫХ О МЕСТОПОЛОЖЕНИИ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

А. В. Кацура, А. Р. Акзигитов\*, А. С. Андронов, Д. Е. Строков, Р. А. Акзигитов

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

\*E-mail: aakzigitov88@mail.ru

*Авторами статьи поставлена задача при минимальных изменениях в бортовой аппаратуре воздушного судна повысить эффективность его мониторинга с диспетчерского пункта. Предлагается использовать группировку низкоорбитальных спутников Iridium для передачи данных о местоположении воздушного судна на диспетчерский пункт.*

*Ключевые слова: бортовая аппаратура, мониторинг, воздушное судно.*

## APPLYING LOW-ORBIT COMMUNICATION SATELLITES FOR AIRCRAFT LOCATION DATA TRANSMISSION

A. V. Katsura, A. R. Akzigitov\*, A. S. Andronov, D. E. Stokov, R. A. Akzigitov

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation

\*E-mail: aakzigitov88@mail.ru

*The authors' task is to increase efficiency of onboard equipment monitoring from air for traffic control at the minimum changes of aircraft onboard equipment. The authors propose to apply a group of low-orbital Iridium satellites for data transmission about location of aircraft to air traffic control.*

*Keywords: onboard equipment, monitoring, aircraft.*

Согласно концепции CNS/ATM [1; 2] существующие средства аэронавигации должны быть постепенно замещены глобальными системами. Причиной перехода от наземных средств обеспечения аэронавигации преимущественно стало увеличение количества воздушных судов, одновременно совершающих перелеты. Существующие наземные маяки типа DME и VOR имеют ограниченный радиус действия, помимо этого маяки VOR в своём диапазоне частот 108–112 МГц имеют только 160 каналов [3]. В настоящее время глобальными являются спутниковые навигационные системы GPS и ГЛОНАСС.

Для повышения эффективности мониторинга объекта необходимо разработать модель, подразумевающую получение, обработку и хранение навигационных данных объекта. Главным условием является непрерывность доступа к данным в любой точке пространства. Для реализации приведённой концепции пригодны системы низкоорбитальной спутниковой связи. Система Iridium, являющаяся низкоорбитальной, имеет полный охват земной поверхности, при этом в зону обслуживания попадает 180 км воздушного пространства [4], что позволяет обслуживать воздушные суда, совершающие полёт, преимущественно в тропопause. Предложенная модель подразумевает одновременное использование спутниковых навигационных систем ГЛОНАСС и GPS для определения координат воздушного судна и спутниковую систему

связи Iridium для отправки данных о местоположении на диспетчерский пункт.

Комплексная система обнаружения объектов включает в себя:

- блок приема сигналов местоположения GPS/ГЛОНАСС;
- блок передачи данных GSM Iridium;
- сервер мониторинга, включающий в себя систему управления базой данных и специализированное программное обеспечение;
- модуль спутниковой связи (спутниковый модем).

На рисунке изображена организация связи между бортом воздушного судна и наземным диспетчерским пунктом. Навигационный радиосигнал, принимаемый бортовой авиационной антенной 2.1, поступает в блок приемопередатчика, в котором также возможна реализация опции голосовой связи 2.2, так как одним из видов связи через спутники Iridium является речевая. Через бортовой связующий процессор 2.3 данные поступают в бортовую систему 2.4 для решения задач самолётовождения.

Передача данных местоположения осуществляется также через бортовую авиационную антенну. Спутники Iridium 2.5 способны вести приём и передачу сообщений, в том числе сообщений с навигационной информацией, самостоятельно определять местоположение объекта, используя метод РОСА (Point of closest approach) [5].

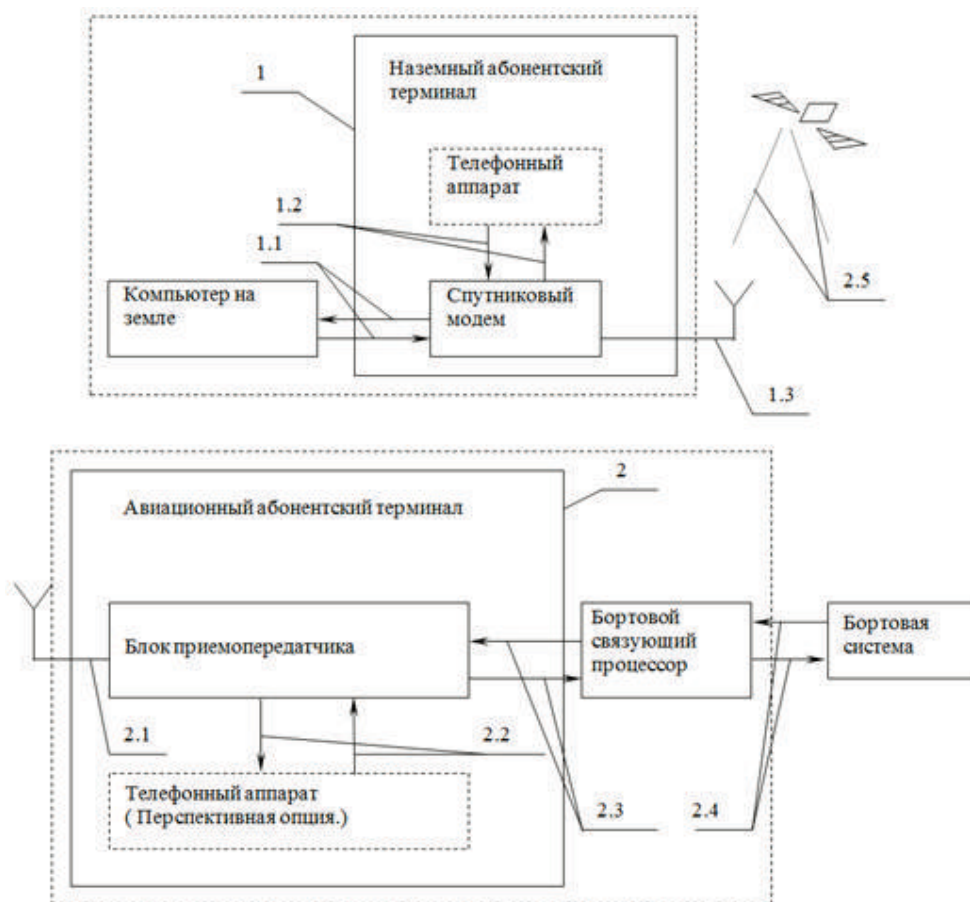


Схема связи земля-борт посредством спутников Iridium

Данные, поступающие со спутника на терминал 1, оперативно обрабатываются на сервере. Одной из конфигураций диспетчерского пункта может быть совмещение сервера и клиентского ПК. Ключевой особенностью предложенной для использования системы спутниковой связи стала организация связи между абонентами. В отличие от аналогичной системы Globalstar, связь между абонентами организована через межспутниковые линии передачи данных без промежуточных шлюзовых станций [4]. В случае доступа к наземным станциям возможна передача сигнала в режиме GSM без спутникового канала с целью сокращения расходов на спутниковый трафик [6]. На борту воздушного судна предлагается разместить абонентский терминал типа УТП. Для питания необходимо задействовать бортовую сеть 27 В. Устройство способно принимать GSM и GPS/ ГЛОНАСС сигналы. Передача данных осуществляется в форматах SMS, GSM DATA, CSD и GPRS. Для функционирования УТП в режиме GSM необходима установка SIM-карты. Конкретная модель УТП для использования – УТП-М-01-3.304.0.

Предложенная схема совместного применения системы спутниковой связи Iridium и систем спутниковой навигации ГЛОНАСС и GPS соответствует концепции CNS/ ATM. Оригинальность системы обнаружения состоит в непрерывной связи между объектом и диспетчерским центром. Таким образом, дис-

петчерский центр может оперативно реагировать на отклонения траектории объекта либо срабатывание акселерометров при критических перегрузках.

#### Библиографические ссылки

1. Казаков В. Системы CNS/ ATM. Ульяновск : УВАУ ГА, 2008. 103 с.
2. Автоматизированное управление движением авиационного транспорта / В. В. Бочкарев, Г. А. Крыжановский, Н. Н. Сухих. М. : Транспорт, 1999. 319 с.
3. Кучерявый А. Бортовые информационные системы. Ульяновск : УлГТУ, 2004. 504 с.
4. Невдяев Л., Смирнов А. Персональная спутниковая связь. М.: Эко-Трендз, 1998. 216 с.
5. Time of Closest Approach in Three-Dimensional Airspace [Электронный ресурс]. URL: <http://shemesh.larc.nasa.gov/people/cam/publications/NA-SA-TM-2010-216857.pdf> (дата обращения 24.10.2015).
6. Тарифы на услуги связи Iridium на территории Российской Федерации [Электронный ресурс]. URL: <http://iridium-russian.ru/Podkluchenie.html> (дата обращения 26.10.2015).

#### References

1. Kazakov V. A. *Sistemy CNS/ATM* [CNS/ATM system]. Ul'yanovsk : UVAU GA, 2008. 103 p.
2. Bochkarev V. V., Kryzhanovskiy G. A., Sukhikh N. N. *Avtomatizirovannoe upravlenie dvizheniem*

*aviatsionnogo transporta* [Automated control of air traffic]. Moscow : Transport, 1999. 319 p.

3. Kucheryavyy A. A. *Bortovye informatsionnye sistemy* [On-board information systems]. Ulyanovsk : UIGTU, 2004. 504 p.

4. Nevdyayev L. M., Smirnov A. A. *Personal'naya sputnikovaya svyaz'* [Personal satellite communication]. Moscow : Eko-Trendz, 1998. 216 p.

5. *Time of Closest Approach in Three-Dimensional Airspace*. Available at: <http://shemesh.larc.nasa.gov/>

people/cam/publications/NASA-TM-2010-216857.pdf (accessed 24.10.2015).

6. *Tarifny na uslugi svyazi Iridium na territorii Rossiyskoy Federatsii* [Communication service Iridium rates on Russian Federation territory] Available at: <http://iridium-russian.ru/Podkluchenie.html> (accessed 26.10.2015).

© Кацура А. В., Акзигитов А. Р., Андронов А. С., Строков Д. Е., Акзигитов Р. А., 2016

УДК 621.391.25

## СИНТЕЗ КВАЗИОПТИМАЛЬНОГО ДВУХЭТАПНОГО АЛГОРИТМА ПОИСКА ПО ВРЕМЕНИ ЗАПАЗДЫВАНИЯ ШУМОПОДОБНЫХ MSK-ВОС-СИГНАЛОВ

Т. В. Краснов<sup>1</sup>, В. Ф. Гарифуллин<sup>1</sup>, Д. С. Феоктистов<sup>1</sup>, А. А. Громова<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Сибирский федеральный университет

Российская Федерация, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79

<sup>2</sup>Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева

Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

E-mail: krasnovtv@ya.ru

*Многопиковый вид автокорреляционной функции ВОС-сигналов создаёт известные трудности при разработке алгоритмов поиска и кодовой синхронизации. В работе приведен анализ помехоустойчивости алгоритма поиска со изменяющимся шагом поиска по задержке.*

*Ключевые слова: шумоподобный сигнал, поиск сигнала, помехоустойчивость, минимальная частотная модуляция, модуляция с двоичным сдвигом несущей.*

## THE SYNTHESIS OF QUASIOPTIMAL TWO-STAGE SEARCH ALGORITHM TO DELAY TIME OF NOISE-LIKE MSK-BOC-SIGNALS

T. V. Krasnov<sup>1</sup>, V. F. Garifullin<sup>1</sup>, D. S. Feoktistov<sup>1</sup>, A. A. Gromova<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Siberian Federal University

79, Svobodnyi Av., Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation

<sup>2</sup>Reshetnev Siberian State Aerospace University

31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation

E-mail: krasnovtv@ya.ru

*Multi-peak form of the autocorrelation function of BOC signals produces the well-known difficulties in developing search algorithms and code synchronization. The research analyses noise immunity of the search algorithm with changing step-searching delay.*

*Keywords: spread spectrum signal, search signal, interference immunity, minimum shift keying, binary offset carrier modulated.*

Перспективным способом модуляции сигналов в широкополосных радионавигационных системах является бинарная офсетная модуляция, или *binary offset carrier modulated (BOC)*. Благодаря широкому спектру используемых сигналов, которые принято называть меандровыми шумоподобными сигналами (ШПС) или ВОС-сигналами [1], обеспечиваются высокие тактические показатели систем.

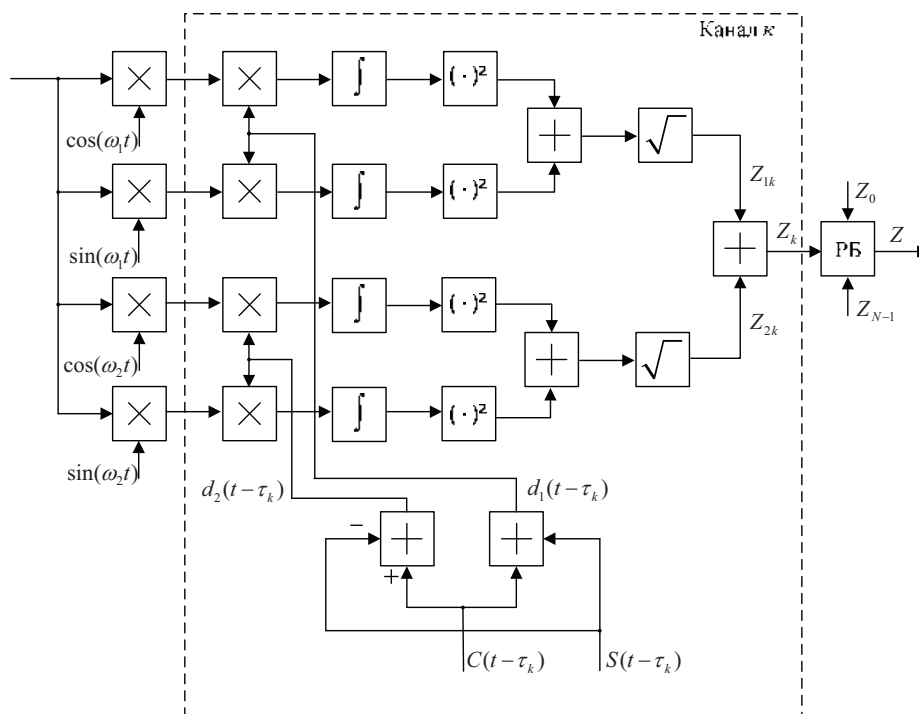
Широкому использованию ВОС-сигналов в наземных широкополосных радионавигационных системах препятствует присущая им ограниченность спектрального ресурса. Однако сочетание ВОС с минимальной частотной модуляцией, или *minimum shift*

*keying (MSK)*, позволяет существенно ослабить негативное влияние ограничения спектра ШПС на основные тактические показатели широкополосных систем [1].

Сигнал *MSK-BOC(l)* отличается от ШПС с традиционной модуляцией *MSK* видом элементов (чипов)  $S_0(t)$  квадратурных видеосигналов:

$$S_0(t) = \begin{cases} \sin\left(\frac{l\pi}{T}\left(t + \frac{T}{2}\right)\right) = \sin\left(\frac{l\pi t}{T} + l\frac{\pi}{2}\right), & |t| \leq T/2, \\ 0, & |t| > T/2, \end{cases} \quad (1)$$

представляющих собой  $l$  знакопеременных импульсов.



Структура квазиоптимального алгоритма поиска MSK-BOC сигнала (приём на «верхней» и «нижней» частотах)

Поскольку отличие АКФ-сигналов с модуляцией MSK-BOC от сигналов MSK проявляется лишь в форме главного лепестка (наряду с центральным имеются боковые пики), то для поиска таких сигналов можно использовать те же алгоритмы, что и в случае MSK сигналов.

В соответствии с алгоритмом поиска каждый канал устройства поиска (см. рисунок) содержит два квадратурных коррелятора, осуществляющих приём и обработку каждого из двух сигналов на «верхней»  $\omega_1$  и «нижней»  $\omega_2$  частотах. Квадратурный расщепитель является общим для всех каналов устройства поиска и содержит четыре множителя (по два на каждый частотный канал), на опорные входы которых подаются гармонические сигналы частот  $\omega_1$  и  $\omega_2$  соответственно с фазами 0 и  $\pi/2$ .

Принятая реализация  $y(t)$ , представляющая смесь сигнала и шума, перемножается с опорными сигналами частот  $\omega_1$  и  $\omega_2$  (по две квадратуры для каждой из частот). Затем каждая из четырёх компонент выходного сигнала квадратурного расщепителя перемножается с соответствующим опорным сигналом:  $d_1(t - \tau_k) = C(t - \tau_k) - S(t - \tau_k)$  и  $d_2(t - \tau_k) = C(t - \tau_k) + S(t - \tau_k)$  в каналах приёма частот  $\omega_1$  и  $\omega_2$  с задержкой  $\tau_k, k = \overline{1, M}$  ( $M$  – число каналов устройства поиска, равное числу ячеек поиска). Результаты перемножения интегрируются на интервале наблюдения  $T_c$ , образуя квадратурные составляющие корреляционного интеграла на двух частотах.

На основе квадратурных корреляций вычисляются модули ВКФ. Для обеспечения требуемого отноше-

ния сигнал/ шум интервал интегрирования выбирается кратным периоду  $T_{\Pi}$  повторения кода:  $T_c = nT_{\Pi}$ ,  $n$  – целое. При модуляции сигнала (1) данными накоплению (некогерентному суммированию) подлежат статистики  $Z_k = Z_{1k} + Z_{2k}$ , образуя выходные величины каналов.

Принятие решения о значении параметра  $\tau$  производится на основе выбора максимальной из выходных величин каналов. Качественные показатели описанной процедуры поиска характеризуются вероятностью  $P_{\text{ош}}$  аномальных ошибок, превышающих половину шага доиска  $\Delta_d = T_m / 4$  (по абсолютной величине), а также временем поиска  $t_{\Pi}$ , которое равно суммарному времени анализа на обоих этапах поиска [2].

В худшем случае, когда в отсутствие аномальных ошибок по завершении поиска ошибка синхронизации достигает значения  $\Delta / 2 = T_m / 4$  (при шаге поиска  $\Delta / 2 = T_m / 4$ ), вероятность ошибки можно определить с использованием формулы

$$P_{\text{ош}} \cong lN \left[ 1 - \Phi \left( \frac{q_1(1-1/2l)}{\sqrt{2}} \right) \right], \quad (2)$$

где  $\Phi(x)$  – интеграл вероятности;  $R_1(\tau)$  – автокорреляционная функция кодовых последовательностей  $C(t)$  и  $S(t)$ ;  $q_1 = \sqrt{n_1} q_n / \eta$  – отношение сигнал/ шум на выходе «синхронного» канала (с учетом некогерентного накопления);  $q_n = \left( \frac{A^2 T_{\Pi}}{N_0} \right)^{1/2}$  – отношение сигнал/ шум на квадратурных выходах коррелятора;

$\eta$  – проигрыш в отношении сигнал/ шум, обусловленный некогерентностью накопления [2].

В случае оптимального алгоритма вероятность ошибки определяется формулой

$$P_{\text{ош}} \cong 2IN \left[ 1 - \Phi \left( \frac{qR(T_M/8)}{\sqrt{2}} \right) \right]. \quad (3)$$

При равной вероятности  $P_{\text{ош}}$  рассмотренный двухэтапный алгоритм поиска проигрывает оптимальному алгоритму параллельного поиска по времени  $t_n$ , что эквивалентно энергетическому выигрышу

$$\varepsilon = \frac{T_{a1} + T_{a2}}{T_a} = \frac{q_1^2 + q_2^2}{q^2}, \quad (4)$$

где  $T_{a1} = \sqrt{n_1}T_n$  и  $T_{a2} = \sqrt{n_2}T_n$  – время анализа на первом и втором этапах поиска;  $T_a = \sqrt{n}T_n$  – время анализа для оптимального алгоритма поиска.

Таким образом, для поиска сигнала *MSK-BOC* (2) целесообразно использовать традиционную параллельную процедуру поиска с размером ячейки. Результаты проведенного анализа свидетельствуют о том, что рассмотренный двухэтапный алгоритм поиска

обеспечивает существенные преимущества в реализации, проигрывая оптимальному алгоритму по времени поиска не более 2дБ.

#### Библиографические ссылки

1. Ярлыков М. С. Характеристики меандровых сигналов (BOC–сигналов) в спутниковых радионавигационных системах нового поколения. М. : Радиотехника, 2008. № 8.
2. Бондаренко В. Н., Кокорин В. И. Широкополосные радионавигационные системы с шумоподобными частотно-манипулированными сигналами. Новосибирск : Наука, 2011. 263 с.

#### References

1. Yarlykov M. S. Features mangrovyyh signals (BOC – signals) to the satellite navigation systems of new generation. M. : Radio Engineering, 2008. № 8.
2. Bondarenko V. N., Kokorin V. I. Broadband radio navigation system with noise-like frequency-manipulated signals. Novosibirsk : Nauka, 2011. 263 p.

© Краснов Т. В., Гарифуллин В. Ф., Феоктистов Д. С., Громова А. А., 2016

УДК 539.3, 539.4

### О МЕТОДИКЕ ОЦЕНКИ ПРОЧНОСТИ ОБОЛОЧЕЧНЫХ КОНСТРУКЦИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Я. С. Крюкова, В. О. Каледин, А. Д. Ульянов, А. Е. Гилева

Новокузнецкий институт (филиал) Кемеровского государственного университета  
Российская Федерация, 654041, Кемеровская обл., г. Новокузнецк, ул. Циолковского, 23  
E-mail: krjanik@rambler.ru

*Описана методика оценки прочности термонапряженных оболочечных конструкций из полимерных композиционных материалов. Методика реализована в виде комплекса вычислительных программ.*

*Ключевые слова: полимерный композиционный материал, высокотемпературное нагружение, оценка прочности, напряженно-деформированное состояние.*

### ON THE ESTIMATION METHODOLOGY OF STRENGTH OF SHELLSTRUCTURES FOR ROCKET-SPACE TECHNOLOGY

Ya. S. Kryukova, V. O. Kaledin, A. D. Ulyanov, A. E. Gileva

Novokuznetsk Institute (Branch) «Kemerovo State University»  
23, Tsiolkovsky Street, Novokuznetsk, Kemerovo region, 654041, Russian Federation  
E-mail: krjanik@rambler.ru

*The article describes a methodology to assess the strength of the thermal stress of shell structures made of polymer of composite materials. The authors realize the methodology in a form of a complex computer programs.*

*Keywords: polymer composite material, high-temperature loading, strength assessment, stress-strain state.*

Оценка прочности термонапряженных элементов конструкций, таких как тонкостенные неохлаждаемые элементы сопловых блоков ракетных двигателей, актуальна при проектировании и контроле качества таких изделий.

Для получения адекватных оценок напряжений и несущей способности необходимо учитывать деградацию материала при повышении температуры. При этом единого универсального критерия, пригодного для различных материалов, не существует, и для на-

дѐжной оценки необходимо проверять несколько критериев прочности одновременно.

При оценке прочности оболочечных конструкций из полимерных композиционных материалов необходимо учитывать их конструктивные особенности и специфику поведения при высокотемпературном нагружении. Рассматриваемые конструкции являются тонкостенными, причем толщина сечения, как правило, состоящего из нескольких материалов, может быть переменной вдоль образующей; это же относится и к направлениям армирующих волокон. В условиях термомеханического нагружения такой конструкции наблюдается частичное выгорание материала, приводящее к снижению его прочностных и жесткостных характеристик. В то же время произвольная схема армирования материала приводит к взаимному влиянию нормальных и касательных напряжений, что вызывает при изменении температуры не только линейные деформации, но и сдвиговые, в том числе кручение.

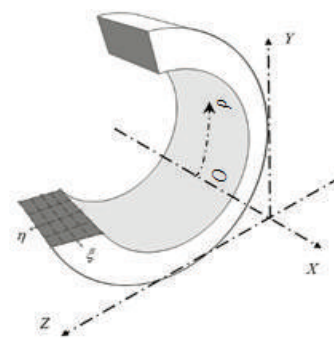
Разработанная методика оценки прочности оболочечных конструкций включает математическое моделирование полей напряжений и деформаций, учитывающее зависимость физико-механических свойств материала от температуры, схему армирования конструктивного элемента и оценку полученных результатов с использованием критериев прочности, учитывающих различное значение предельных напряжений не только по разным направлениям осей координат, но и на растяжение и сжатие.

При необходимости учета фланцев и зон закрепления задача термоупругого деформирования решается в осесимметричной постановке [5], которая позволяет учесть неравномерность распределения напряжения по толщине, в противном случае – в оболочечной постановке [3] с целью экономии вычислительных ресурсов. Задача решается по обычному алгоритму методом конечных элементов в форме метода перемещений [1; 2] с разложением перемещений в ряд Фурье по окружной координате. В качестве неизвестных взяты амплитудные значения линейных перемещений по нескольким учитываемым гармоникам. Эти перемещения, отнесенные к узлам конечно-элементной сетки сечения, аппроксимируются в пределах элемента с использованием обычной техники изопараметрического отображения [2].

Геометрия конструкции полностью определяется формой продольного сечения (см. рисунок). Сечение задается в плоскости  $XOz$  цилиндрической системы координат, где ось  $X$  совпадает с осью симметрии тела вращения.

Программная реализация алгоритма выполнена с использованием технологии визуального функционально-объектного программирования, реализованной в программном комплексе [6].

Визуальное представление алгоритма упрощает его понимание, усложненное введением переменных физико-механических свойств материала. Разработка программного комплекса ведется при частичной поддержке фонда содействия развитию малых форм предприятий в научно-технической сфере по программе «У.М.Н.И.К.».



Тело вращения с конечными элементами сечения

Для анализа результатов решения в программном комплексе реализована возможность комплексной проверки прочности оболочечной конструкции по нескольким критериям одновременно: критериям Кулона–Мора, Галилея–Лейбница и Писаренко–Лебедева [4]. Используемые критерии учитывают различное значение предельных напряжений не только по разным направлениям осей координат, но и на растяжение и сжатие.

#### Библиографические ссылки

1. Зенкевич О. Метод конечных элементов в технике. М.: Мир, 1975. 541 с.
2. Бате К.-Ю. Методы конечных элементов / пер. с англ. В. П. Шидловского; под ред. Л. И. Турчака. М.: Физматлит, 2010. 1024 с.
3. Каледин В. О., Ульянов А. Д., Каледин Вл. О. Моделирование термонапряженного состояния тонкостенных кольцевых конструкций при высокотемпературном нагреве // Моделирование и наукоемкие информационные технологии в технических и социально-экономических системах: сб. трудов IV Всерос. науч.-практ. конф. с междунар. участием (12–16 апреля 2016, г. Новокузнецк) / под ред. Т. В. Киселевой, В. П. Цымбал; Сиб. гос. индустриальный ун-т. Новокузнецк, 2016. С. 123–128.
4. Критерии прочности и надежность конструкций / В. Н. Аликин и др.; под ред. М. И. Соколовского. М.: Недра, 2005. 164 с.
5. Моделирование статики и динамики оболочечных конструкций из композиционных материалов / В. О. Каледин., С. М. Аульченко, А. Б. Миткевич и др. М.: Физматлит, 2014. 196 с.
6. Программная система для алгоритмизации численного решения задач механики сплошной среды / В. О. Каледин, Я. С. Крюкова, Н. В. Аринархова, Н. В. Равковская // Известия Алтайского гос. ун-та. 2014. № 1/1 (81). С. 161–164.

#### References

1. Zenkevich O. *Metod konechnykh jelementov v tehnike* [The finite element method in the art]. Moscow: Mir publ., 1975, 541 p.
2. Bathe K.-J. *Finite Element Procedures*. New Jersey, 1996. 1024 p.
3. Kaledin V. O., Ulyanov A. D., Kaledin Vl. O. *Modelirovanie termonapryazhennogo sostoyaniya tonkostennykh kol'cevyykh konstrukcij pri*

vysokotemperaturnom nagreve [Simulation of thermal stress state of thin-walled ring structures at high temperature] // *Modelirovanie i naukoemkie informacionnye tehnologii v tehniceskikh i social'no-jekonomicheskikh sistemah: sbornik trudov IV Vserossijskoj nauchno-prakticheskoj konferencii s mezhdunarodnym uchastiem (12–16 aprelya 2016, g. Novokuzneck)* [Modeling and high-end information technology in technical and socio-economic systems: a collection of the IV All-Russian scientific-practical conference with international participation (12–16 April 2016, Novokuznetsk)] / ed. T. V. Kiseleva, V. P. Tsymlal; Siberian State Industrial University. Novokuznetsk, 2016. P. 123–128. (In Russ.).

4. *Kriterii prochnosti i nadezhnost' konstrukcij* [The criteria for durability and reliability of structures] /

V. N. Alikin et al. / ed. M. I. Sokolovsky. Moscow : Nedra publ., 2005, 164 p.

5. *Modelirovanie statiki i dinamiki obolochechnyh konstrukcij iz kompozicionnyh materialov* [Simulation statics and dynamics of shell structures made of composite materials] / V. O. Kaledin, S. M. Aulchenko, A. B. Mitkevich. M. : Fizmatlit publ., 2014, 196 p.

6. *Programmaja sistema dlja algoritimizacii chislennogo reshenija zadach mehaniki sploshnoj sredy* [Software system for algorithmization numerical solution of problems of continuum mechanics] / V. O. Kaledin, Ja. S. Krjukova, N. V. Arinarhova, N. V. Ravkovskaja // *Izvestija Altajskogo gosudarstvennogo universitea*. 2014, № 1/1 (81). P. 161–164.

© Крюкова Я. С., Каледин В. О., Ульянов А. Д., Гилева А. Е., 2016

УДК 629.7.097.8

## ПОВЫШЕНИЕ БЫСТРОДЕЙСТВИЯ ПРОТИВОПОМПАЖНОЙ СИСТЕМЫ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Д. Д. Кудашов, В. П. Токарев

Уфимский государственный авиационный технический университет  
Российская Федерация, 450008, Республика Башкортостан, г. Уфа, ул. К. Маркса, 12  
E-mail: Neruman@nextmail.ru

*Рассматриваются факторы, влияющие на возникновение помпажа в компрессоре ГТД. Рассмотрена проблема быстрого действия диагностирования помпажа в компрессоре ГТД. Предложен вариант увеличения быстрого действия систем, диагностирующих помпаж ГТД.*

*Ключевые слова: газотурбинный двигатель, помпаж компрессора, измерение параметров, система диагностирования, противопомпажная система.*

## INCREASING ANTISURGE GTE SPEED

D. D. Kudashov, V. P. Tokarev

Ufa State Aviation Technical University  
12, K. Marx Str., Ufa, The Republic of Bashkortostan, 450008, Russian Federation  
E-mail: Neruman@nextmail.ru

*The paper presents factors of GTE compressor stall and a problem of diagnostic system speed-of-response of GTE compressor stall. The authors propose how to increase the speed of diagnosing systems surging GTE.*

*Keywords: gas turbo engine, compressor stall, parameters measurement, diagnostic system, antisurge system.*

Неустойчивый режим работы газотурбинных двигателей (ГТД), связанный со скоростью изменения расхода воздуха – помпаж – представляет собой серьёзную проблему эксплуатации ГТД. При помпаже возникают периодические колебания давления и расхода воздуха в продольном направлении, характеризующиеся малой частотой и большой амплитудой.

Происходит срыв потока воздуха со спинок лопаток компрессора, и возникающие неустойчивые завихрения приобретают тенденцию к самовозрастанию [1]. В результате многократного повторения поджатия температура воздуха в компрессоре значительно повышается за счет постоянного подвода энергии, зна-

чительно превышая допустимые значения для эксплуатации компрессора [2].

Для повышения надежности прогнозирования предпомпажного состояния предлагается следующее решение.

Измеряется цветовая температура газа за камерой сгорания  $T$  [3], разница между давлением на выходе компрессора и давлением на входе компрессора  $\Delta P$ , угловая скорость вращения ротора турбины ГТД  $\omega$ , и производится сравнение этих параметров с их пороговыми значениями, связанными с мгновенным расходом топлива  $G$ , высотой полета и скоростью летательного аппарата (ЛА).

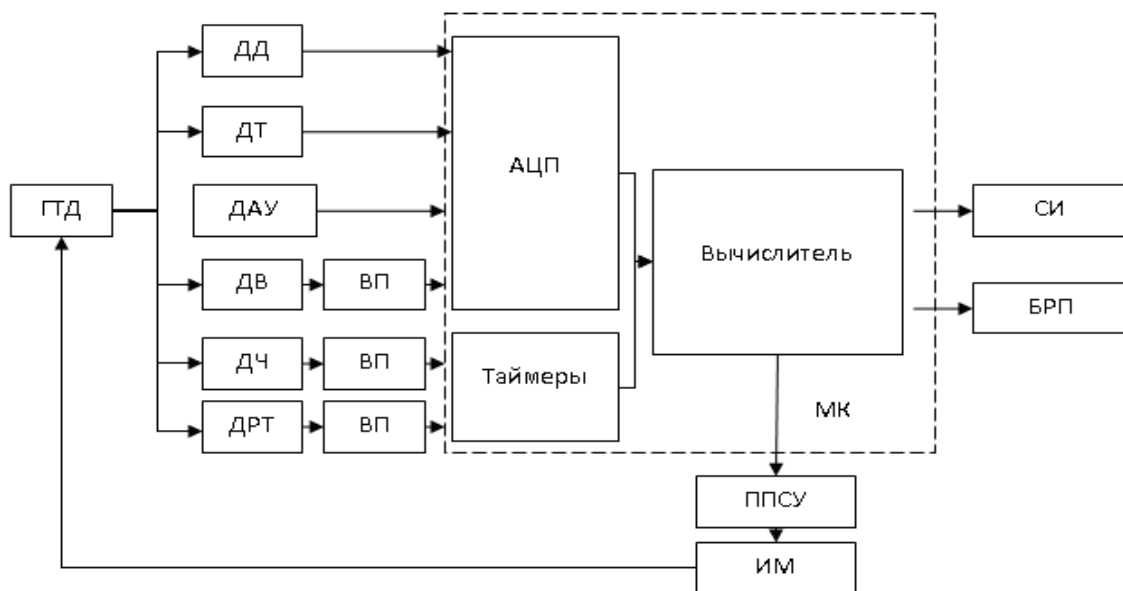


Рис. 1. Структурная схема системы диагностики предпомпажного состояния ГТД:

ГТД – газотурбинный двигатель; ДД – датчик перепада давления в компрессоре; ДТ – датчик температуры газа; ДЧ – датчик частоты вращения ротора; ДВ – датчик вибраций; ДРТ – датчик расхода топлива; ДАУ – датчик аэродинамических углов; ВП – вторичный преобразователь; АЦП – аналого-цифровой преобразователь; МК – микроконтроллер; ППСУ – противопомпажная система управления; ИМ – исполнительный механизм; СИ – система индикации; БРП – блок регистрации параметров

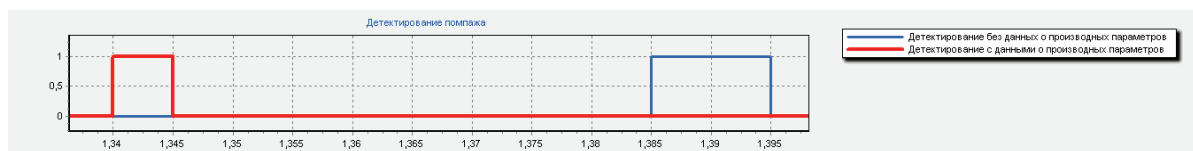


Рис. 2. Сравнение быстродействия моделей систем диагностирования помпажа со включением первых производных рабочих параметров в мажоритарную систему и без

Измерение первых производных температуры газа  $\partial T/\partial t$ , разницы давления на входе и выходе компрессора  $\partial \Delta P/\partial t$ , угловой скорости вращения вала ротора турбины  $\partial \omega/\partial t$  и сравнение их с их пороговыми значениями:  $[\partial T/\partial t]$ ,  $[\partial \Delta P/\partial t]$ ,  $[\partial \omega/\partial t]$  линейно зависимых от мгновенного расхода топлива  $G$  предоставляют более достоверную информацию. Для формирования сигнала о начале помпажа достаточно выхода за пороговые значения производных двух параметров. Для реализации мажоритарного голосования используются условия выхода первых производных за их пороговые значения ( $\partial T/\partial t > [\partial T/\partial t]$ ,  $\partial \Delta P/\partial t < -[\partial \Delta P/\partial t]$ ,  $\partial \omega/\partial t < -[\partial \omega/\partial t]$ ). При отказе одного из датчиков информации от оставшихся достаточно для формирования сигнала начала помпажа, что повышает надежность диагностики.

При ложном срабатывании одного из датчиков его информации недостаточно для формирования сигнала начала помпажа, что повышает достоверность диагностики. При росте мгновенного расхода топлива в беспомпажном состоянии ГТД характерны рост температуры газа  $T$ , увеличение угловой скорости вращения ротора турбины ГТД  $\omega$  и рост разницы давления на входе и выходе компрессора  $\Delta P$ . Использо-

вание цветовой температуры газа в камере сгорания позволяет существенно уменьшить временную задержку измерения температуры за камерой сгорания в связи с практической безынерционностью газа. Предлагаемый метод реализуется с помощью предложенной схемы диагностики (рис. 1) [4].

Моделирование работы противопомпажной системы [5] показало, что использование данного метода с использованием первых производных рабочих параметров уменьшает время диагностирования на 40–120 мс (рис. 2) в зависимости от режима работы, что благоприятно сказывается на быстродействии всей системы в целом.

#### Библиографические ссылки

1. Чичков Б. А. Рабочие лопатки авиационных ГТД. М. : Моск. гос. техн. ун-т гражданской авиации, 2006. 73 с.
2. Способ диагностики помпажа компрессора: пат. 2382909 Рос. Федерация: МПК F04D27/ 02 / Чигрин В. С., Чурбаков И. В. ; патентообладатель ОАО «Научно-производственное объединение «Сатурн». 2008119292/06 ; заявл. 15.05.2008 ; опубл. 27.02.2010.
3. Токарев В. П., Кудашов Д. Д. Система диагностирования и предпомпажного состояния газотурбин-



ного двигателя // Вестник УГАТУ : науч. журнал Уфим. гос. авиац.-техн. ун-та. Уфа : УГАТУ, 2014. Т. 18, № 1 (62). С. 73–78.

4. Токарев В. П., Кудашов Д. Д. Повышение надежности диагностирования предкомпажного состояния ГТД // Электроэнергетические системы и сети. Энергосбережение : межвуз. науч. сб. / Уфимск. гос. авиац.-техн. ун-т. Уфа : УГАТУ, 2013. 318 с.

5. Симулятор работы мажоритарного диагностирования предкомпажного состояния и помпажа «СРМДПС-1» : свид. прогр. ЭВМ 2014615364 Рос. Федерация ; Кудашов Д. Д., Токарев В. П., Муфаззалов Д. Ф.

#### References

1. В. А. Chichkov «Working blades in Avionic GTE»—benefit for students, Part 1. Moscow State Technical University of Civilian Aviation. M., 2006. 74 s.

2. Compressor stall diagnostic method: pat. 2382909 Russian Federation: IPC F04D27/ 02 / V. S. Chigrin, I. V. Churbakov; patentee OJSC "scientific association "Saturn" 2008119292/06, applic. 15.05.2008; publ. 27.02.2010.

3. Tokarev V. P., Kudashov D. D. Before compressor stall condition of GTE condition diagnostic system. // Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University). Vol 18, № 1(62). Ufa : UGATU, 2014. P. 73–78.

4. Tokarev V. P., Kudashov D. D. Reliability improvement of before-surge condition GTE diagnostic. // Electromechanic systems and nets. Energysaving / Ufa State Aviation Technical University. Ufa: UGATU, 2013. 318 p.

5. Diagnostic system simulator of compressor stall and before-compressor stall condition of GTE "DSSCSBCS-1".

© Кудашов Д. Д., Токарев В. П., 2016

УДК 629.015; 629.022

### РАСЧЕТ И АНАЛИЗ ПАРАМЕТРОВ МОДИФИЦИРОВАННОГО ПРОФИЛЯ АДАПТИВНОЙ ПАНЕЛИ КРЫЛА ЭКРАНОПЛАНА

А. А. Кудряшов, Н. В. Никушкин

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: kudja\_92@mail.ru

*Представлен расчет и анализ профиля адаптивной панели крыла экраноплана, модифицированного двумя способами.*

*Ключевые слова: экраноплан, адаптивная панель, модификация аэродинамического профиля.*

### CALCUCATING AND ANALYSING THE PARAMETERS OF THE MODIFIED PROFILE OF AN ADAPTIVE WING PANEL ON EKRAANOPLAN

A. A. Kudryashov, N. V. Nikushkin

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: kudja\_92@mail.ru

*The researchers present calculation and the analysis of the profile of an adaptive wing panel of the ekranoplan, modified in two ways.*

*Keywords: ekranoplan, an adaptive panel, modification of airfoil.*

Экраноплан – летательный аппарат, летающий на высотах, равных от 0,05 до 0,2 хорды крыла вблизи опорной поверхности.

Главной проблемой экранопланостроения, начиная с момента проектирования конструкции, является обеспечение продольной устойчивости.

Продольная устойчивость обеспечивается тщательно рассчитанной аэродинамической конфигурацией, однако несмотря на это, экраноплан будет стабильным только на определенных режимах полета [1].

В работе для оценки аperiодической устойчивости экраноплана используется критерий Иродова [2], согласно которому для обеспечения аperiодической устойчивости экраноплана, необходимо обеспечить положение аэродинамического фокуса по высоте над экраном ( $x_{Fh}(\bar{h})$ ) впереди аэродинамического фокуса по углу атаки  $x_{Fa}(\bar{h})$ .

В качестве базового профиля выбран профиль Clark-YH с относительной толщиной ( $\bar{c}$ ) 6 % [3]. Выбраны и исследованы два способа его модификации: без поверхности управления (рис. 1) и с ней (рис. 2).

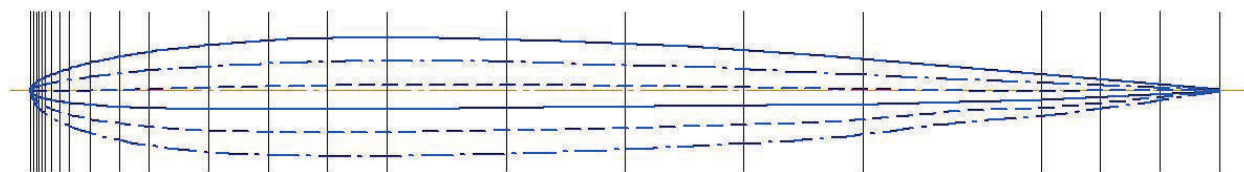


Рис. 1. Серия профилей без управляющей поверхности

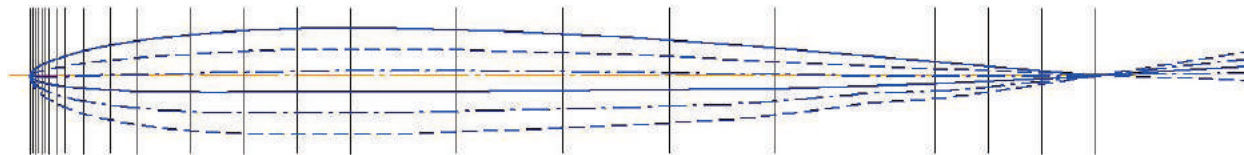
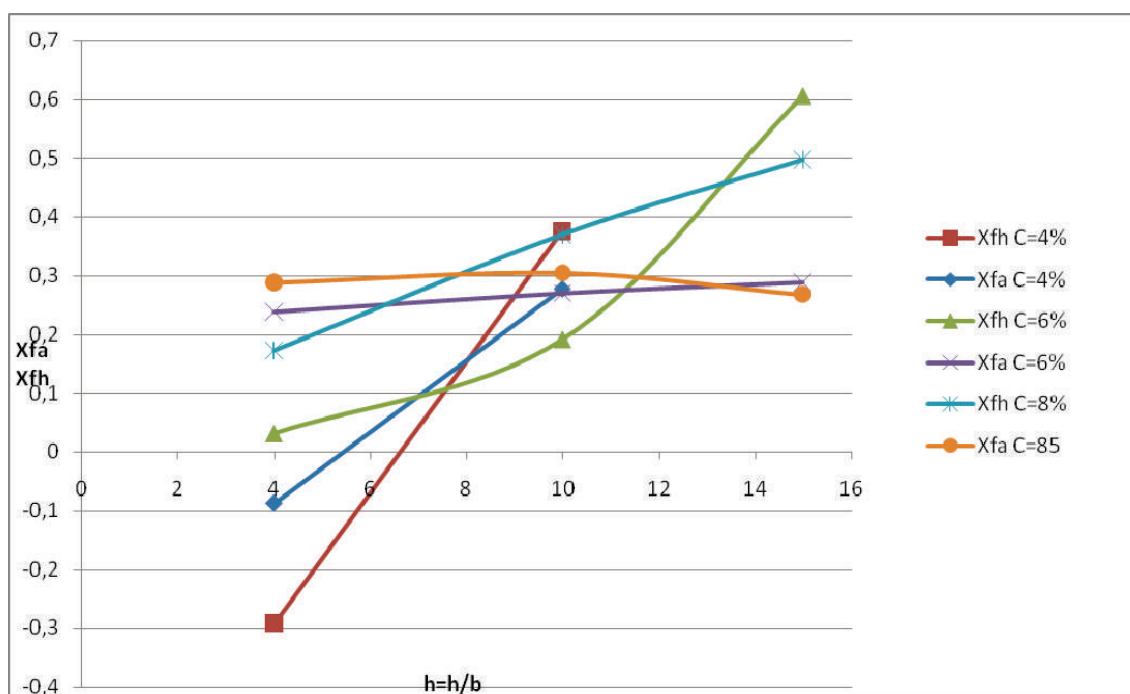


Рис. 2. Серия профилей с управляющей поверхностью

Рис. 3. Расчетные положения  $x_{Fa}$ ,  $x_{Fh}$  профиля Clark-YH в зависимости от  $\bar{h}$ 

Расчет модифицированных профилей производился аналитическим методом. Для анализа влияния изменения геометрии профиля адаптивной панели на устойчивость экраноплана выбраны промежуточные положения профиля с  $\bar{c}$  в 2, 4, 8, 10 %. Модификация профиля производилась путем изменения нижнего контура при сохранении геометрии верхнего [4]. При модификации этим методом для определения ординат новой средней линии и ординат нижнего контура используются выражения

$$y_{\text{ср мод}} = y_{\text{в}} - \bar{c} \cdot \frac{k_c}{2}, \quad (1)$$

$$y_{\text{н мод}} = y_{\text{ср мод}} - \bar{c} \cdot \frac{k_c}{2} = y_{\text{н}} - \bar{c} \cdot k_c. \quad (2)$$

Полученные аэродинамические профили обдуты в виртуальной аэродинамической трубе JavaFoil [5; 6] в диапазоне углов атаки от 0 до 10 градусов и в диапазоне относительных высот над экраном ( $\bar{h}$ ) от 2 до 25 %.

В результате численного эксперимента были получены значения  $C_y$ ,  $C_x$ ,  $C_{m0.25}$ ,  $C_{p,кр.}$ ,  $M_{кр.}$ . С использованием формул [1; 2] были рассчитаны: коэффициент центра давления ( $C_d$ ), центр давления ( $X_d$ ) и координаты аэродинамических фокусов по углу атаки ( $x_{Fa}$ ) и по высоте над экраном ( $x_{Fh}$ ). Координаты фокусов представлены на графике (рис. 3).

Анализ полученных значений позволил сделать вывод: для обеспечения продольной устойчивости адаптивной панели крыла экраноплана целесообразно использовать серию профилей, определяющих изменяемую геометрию панели крыла.

#### Библиографические ссылки

1. Белавин Н. И. Экранопланы. 2-е изд., перераб. Л. : Судостроение, 1977. 232 с.
2. Иродов Р. Д. Критерии продольной устойчивости экраноплана // Учен. записки ЦАГИ. М. : ЦАГИ, 1970. Т. 1, № 4.

3. Кравец А. С. Характеристики авиационных профилей. М. : Гособорониздат, 1939. 332 с.

4. Чирков П. Р. Влияние адаптации геометрии профиля крыла на устойчивость экраноплана : дис. ... канд. техн. наук / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2006.

5. JavaFoil – Analysis of Airfoils [электронный ресурс]. URL: [http://external.informer.com/mh-aerotoools.de/airfoils %2Fjavafoil.htm](http://external.informer.com/mh-aerotoools.de/airfoils/%2Fjavafoil.htm) (дата обращения 07.08.2016).

6. Кудряшов А. А., Чирков П. Р. О влиянии близости поверхности на геометрию профиля крыла экраноплана в программе javafoil [the effect of proximity to the surface geometry of the profile of the ekranoplan wing in program javafoil] // Актуальные проблемы авиации и космонавтики / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2016.

#### References

1. Belavin N. I. Ekranoplany [Ekranoplanes]. 2-e izd., pererab. L. : Sudostroenie, 1977. 232 p.

2. Irodov R. D. Kriterii prodol'noy ustoychivosti ekranoplana [Criteria for longitudinal of ekranoplan stability] // Uchen. zapiski TsAGI; TsAGI. M., 1970. Vol. 1, № 4.

3. Kravets, A. S. Kharakteristiki aviatsionnykh profilye [Features air profiles]. M. : Gos. izd. oboron. prom., 1939. 332 p.

4. Chirkov P. R. Vliyanie adaptatsii geometrii profilya kryla na ustoychivost' ekranoplana [Effect of adaptation to the geometry of the wing profile ekranoplan resistance]: dis. ... kand. tekhn. nauk. SibGAU, Krasnoyarsk, 2006.

5. JavaFoil – Analysis of Airfoils Available at: URL: [http://external.informer.com/mh-aerotoools.de/airfoils %2Fjavafoil.htm](http://external.informer.com/mh-aerotoools.de/airfoils/%2Fjavafoil.htm) (accessed 07.08.2016)

6. Kudryashov A. A., Chirkov P. R. O vliyaniy blizosti poverkhnosti na geometriyu profilya kryla ekranoplana v programme JavaFoil // Aktual'nye problemy aviatsii i kosmonavтики. SibGAU, Krasnoyarsk, 2016.

© Кудряшов А. А., Никушкин Н. В., 2016

УДК 006.067

### АНАЛИЗ ГОТОВНОСТИ ЛАБОРАТОРИИ АВИАЦИОННОЙ МЕТРОЛОГИИ ИНЖЕНЕРНО-АВИАЦИОННОЙ СЛУЖБЫ ООО «АЭРОПОРТ ЕМЕЛЬЯНОВО» К ПРОХОЖДЕНИЮ ИНСПЕКЦИОННОГО КОНТРОЛЯ

Е. А. Лаврентьева, Е. А. Жирнова

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: kat93391669@yandex.ru

*Рассматривается анализ готовности лаборатории авиационной метрологии ИАС ООО «Аэропорт Емельяново» к прохождению инспекционного аудита с целью оценки ее компетентности в части выполнения калибровочных работ.*

*Ключевые слова: анализ, инспекционный контроль, аккредитация, калибровочная лаборатория, критерии аккредитации, калибровка, техническая компетентность.*

### ANALYSING READINESS OF LABORATORY AVIATION METROLOGY ENGINEERING AND AVIATION SERVICES AT «AIRPORT YEMELYANOVO» LTD TO UNDERGO INSPECTION CONTROL

E. A. Lavrentieva, E. A. Zhirnova

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: kat93391669@yandex.ru

*The article deals with procedure to analyse readiness of metrology laboratory of aviation engineering and aviation service of «Airport Emelyanovo» to undergo the inspection audit in order to assess its competence in the execution of the calibration work.*

*Keywords: analysis, inspection control, accreditation, calibration laboratory, accreditation criteria, calibration, technical competence.*

Инспекционный контроль аккредитованных испытательных и калибровочных лабораторий является этапом аккредитации и проводится с целью установления того,

что аккредитованная испытательная или калибровочная лаборатория сохраняет свою компетентность и продолжает соответствовать критериям аккредитации.

После аккредитации заявителя в качестве калибровочной лаборатории необходимо обеспечивать регулярное проведение мероприятий, гарантирующих в дальнейшем ее соответствие критериям аккредитации [1].

Инспекционный контроль проводят в течение всего срока действия аттестата аккредитации в форме систематического анализа информации о деятельности испытательной лаборатории, периодических и, при необходимости, внеплановых инспекционных проверок.

При нарушении условий аккредитации орган по аккредитации может принять решение о приостановлении действия аттестата аккредитации или досрочной отмене действия аттестата аккредитации [2].

Целью данной работы является анализ готовности лаборатории авиационной метрологии ИАС ООО «Аэропорт Емельяново» к прохождению инспекционного контроля с целью оценки ее компетентности в части выполнения калибровочных работ.

Для достижения поставленной цели были определены следующие задачи:

- определение нормативной документации, которая будет рассмотрена в ходе инспекционного контроля;

- установление фактического состояния проверяемых характеристик организации калибровочной деятельности лаборатории авиационной метрологии в соответствии с приложением 7 РД РСК 02-2014 «Порядок организации деятельности российской системы калибровки».

Аттестат аккредитации, выданный лаборатории авиационной метрологии ИАС ООО «Аэропорт Емельяново» в 2015 году на право калибровки специальных средств измерений, является показателем высокого уровня выполняемых калибровочных работ в области обеспечения единства измерений, базирующегося на беспристрастности, объективности и достоверности результатов измерений, выполняемых в процессе калибровки.

Инспекционный контроль лаборатории авиационной метрологии инженерно-авиационной службы ООО «Аэропорт Емельяново» выполняется уполномоченной экспертной организацией РСК: ООО «Центр "Авиаметрология и Сертификация"» по поручению исполнительного органа российской системы калибровки ФГУП «ВНИИМС».

В октябре 2016 г. на основании приказа № 296 от 20.12.2011 г. ФГУП «ВНИИМС» и в соответствии с договором № 81760 от 28.02.2016 г. лаборатория авиационной метрологии инженерно-авиационной службы ООО «Аэропорт Емельяново» будет проходить проверку с целью оценки её компетентности в части выполнения калибровочных работ в соответствии с требованиями РСК и ГОСТ ИСО/МЭК 17025.

В ходе проверки будет рассмотрена следующая документация:

- Положение о лаборатории авиационной метрологии ООО «Аэропорт Емельяново»;

- Руководство по качеству организации и выполнению калибровочных работ с приложениями;

- сведения о калибруемых ССИ и средствах калибровки;

- комплект свидетельств о поверке средств калибровки;

- комплект нормативных документов в области обеспечения единства измерений;

- материалы по результатам калибровки ССИ;

- графики поверки СК;

- свидетельства об обучении и аттестации специалистов по калибровке;

- должностные инструкции на специалистов по калибровке;

- сведения о производственных помещениях [3].

В ходе определения фактического состояния проверяемых характеристик организации калибровочной деятельности лаборатории авиационной метрологии было установлено, что компетентность лаборатории в части выполнения калибровочных работ вполне соответствует требованиям РСК и ГОСТ ИСО/МЭК 17025. Так, например, основные характеристики политики в области качества организации и выполнения калибровочных работ в лаборатории, включают в себя:

- 1) обязательства руководства (руководство компании ООО «Аэропорт Емельяново» принимает на себя обязательство по реализации политики в области качества и, соответственно, калибровочных работ установленным требованиям при калибровке ССИ, применяемых при техническом обслуживании воздушных судов гражданской авиации (ГА);

- 2) задачи системы качества (обеспечение заданных в нормативной и методической документации требований к калибровке ССИ; обеспечение полноты и правильности проведения калибровки ССИ; обеспечение достоверности и требуемой точности результатов измерений);

- 3) требования к сотрудникам (сотрудники, участвующие в проведении калибровок, ознакомлены с документацией системы качества и следуют в своей деятельности установленной политике и процедурам);

- 4) наличие ответственного лица (ответственность за разработку, применение, актуализацию и распространение Руководства по качеству, а также конкретный механизм выполнения этих работ возложена на начальника ЛАМ ИАС) соответствуют требованиям РД РСК 02-2014 «Порядок организации деятельности российской системы калибровки» и ГОСТ ИСО/МЭК 17025.

Но все же в ходе анализа проверяемых характеристик появились некоторые рекомендации, а именно:

1. Провести обучение калибровщика на курсах повышения квалификации в Академии стандартизации, метрологии и сертификации по специальности «поверка и калибровка средств измерений неразрушающего контроля» и представить копию полученного документа о повышении квалификации в Исполнительный орган РСК.

2. После получения всех средств калибровки с поверки актуализировать приложение к Руководству по качеству организации и выполнения калибровочных работ «Сведения о калибруемых средствах изме-

рений и средствах калибровки» и представить его в Исполнительный орган РСК.

3. Завести «Журнал контроля за качеством выполнения калибровочных работ».

На основании вышеизложенного можно сказать, что в целом компетентность в части выполнения калибровочных работ ООО «Аэропорт Емельяново» соответствует требованиям российской системы калибровки и ГОСТ ИСО/МЭК 17025 «Общие требования к компетентности испытательных и калибровочных лабораторий» с учетом выполнения вышеизложенных рекомендаций, а значит, при проведении инспекционного контроля у проверяющей экспертной организации не возникнет оснований для отзыва аттестата аккредитации.

#### Библиографические ссылки

1. ГОСТ ИСО/МЭК 17025-2009. Общие требования к компетентности испытательных и калибровочных лабораторий [Электронный ресурс]. 2009. URL: <http://gostexpert.ru>.

2. РД РСК 02-2014. Порядок организации деятельности российской системы калибровки [Электронный ресурс]. 2014. URL: <http://gostexpert.ru>.

3. Руководство по качеству организации и выполнению калибровочных работ лаборатории авиационной метрологии ИАС ООО «Аэропорт Емельяново», 2010.

#### References

1. Standard ISO / IEC 17025-2009. General requirements for the competence of testing and calibration laboratories [electronic resource]. 2009. Access: <http://gostexpert.ru>. Caps. screen.

2. RD RSK 02-2014. The procedure for organizing the activities of the Russian calibration system [electronic resource]. 2014. Access: <http://gostexpert.ru>. Caps. screen.

3. Guidance on the quality of the organization and execution of calibrations aviation metrology laboratory IAS LLC "Airport Emelyanov" 2010.

© Лаврентьева Е. А., Жирнова Е. А., 2016

УДК 629.7.05

## ИССЛЕДОВАНИЕ РАЗРЕШАЮЩЕЙ СПОСОБНОСТИ АВИАЦИОННЫХ РАДИОЛОКАЦИОННЫХ СТАНЦИЙ

Е. А. Лосев

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: [gogitina94@mail.ru](mailto:gogitina94@mail.ru)

*Проводится анализ характеристик авиационных радиолокационных станций (РЛС) и нахождение зависимости разрешающей способности от других параметров РЛС, для наглядности построены графики этих зависимостей.*

*Ключевые слова: гражданская авиация, РЛС, разрешающая способность, радиолокация, радионавигация.*

## INVESTIGATION OF RESOLVING POWER AVIATION RADAR

E. A. Losev

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: [gogitina94@mail.ru](mailto:gogitina94@mail.ru)

*The research analyses the characteristics of the aircraft radar and finds the dependence on the resolution of other radar parameters, to illustrate the results the paper contains plots of these dependencies.*

*Keywords: civil aviation, radar, resolution, radiolocation, radio navigation.*

В настоящее время в гражданской авиации используется большое количество радиолокационной аппаратуры, в связи с чем возникает потребность в оценке разрешающей способности. Разрешающая способность имеет особое значение из-за обилия близко расположенных целей, особенно в районе аэропорта.

Разрешающая способность – важнейшая характеристика РЛС, определяющая возможность раздельного наблюдения целей, имеющих малое

отличие в дальности, угловых координатах, скорости [1–7].

Разрешающая способность РЛС по дальности – это минимальная разность расстояний до двух целей, имеющих одинаковые угловые координаты, при которой возможно раздельное наблюдение сигналов от этих целей. До сближения целей отметки имеют вид двугорбой кривой, которая при интервале между целями  $\Delta t_3 \leq \tau_n$  становится одногорбой, и мы не сможем раздельно наблюдать эти цели.

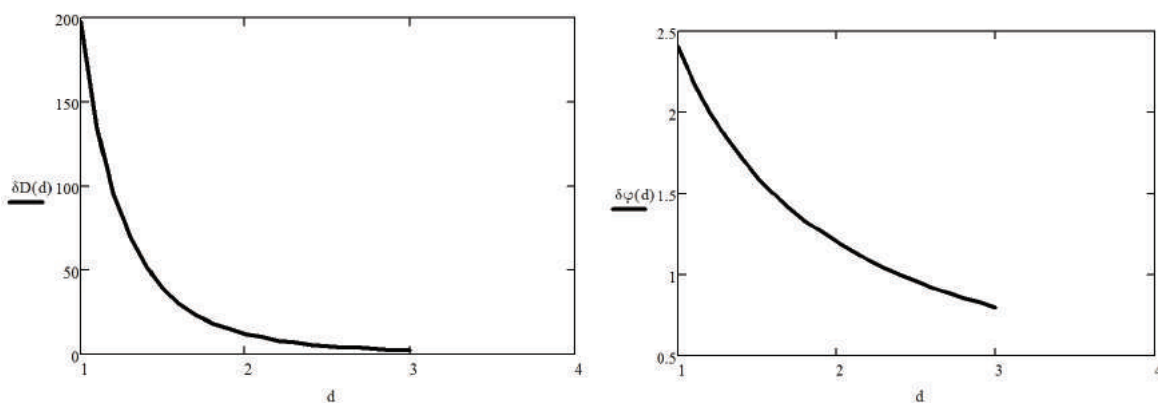


Рис. 1. Графики зависимостей разрешающей способности по дальности и по азимуту от размера антенны

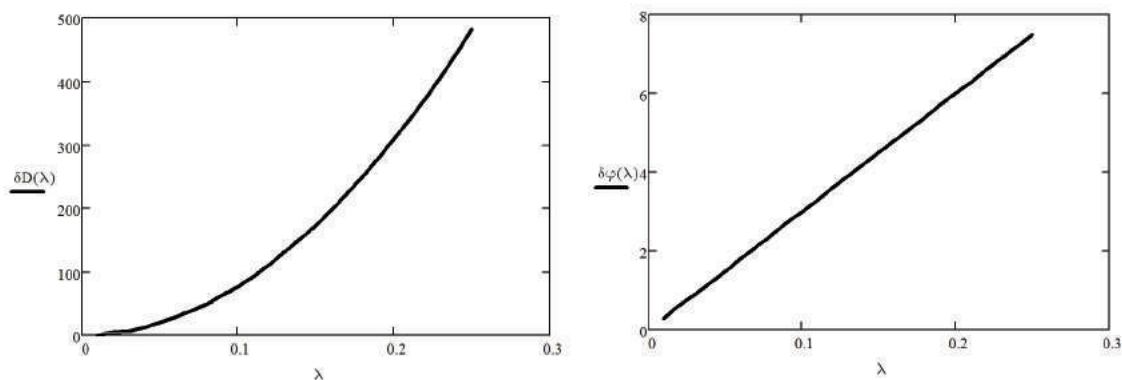


Рис. 2. Графики зависимостей разрешающей способности по дальности и по азимуту от длины волны

Разрешающая способность РЛС по углу – это минимальная разность углов между направлениями на две равноудаленные относительно РЛС цели, при которой еще возможно раздельное наблюдение сигналов от этих целей.

Для нахождения зависимости разрешающей способности РЛС от размера антенны и длины волны преобразуем формулы. Итоговая формула примет следующий вид:

$$\tau_{\text{и}} = \frac{4\pi k T k_{\text{ш}} \lambda^2 D^4}{P_{\text{п}} A^2 \sigma_{\text{ц}}}$$

По полученной формуле проведём расчеты и построим графики зависимостей разрешающей способности РЛС по дальности и азимуту от длины волны и размера антенны (рис. 1, 2).

Таким образом, в ходе работы был проведён анализ принципа работы радиолокационной станции, проанализирована разрешающая способность. Были найдены зависимости разрешающих способностей по дальности и азимуту от длины волны и размера антенны. Для наглядности были построены графики полученных зависимостей.

#### Библиографические ссылки

1. Белоцерковский Г. Б. Основы радиолокации и радиолокационные устройства. М. : Советское радио, 1975. 336 с.

2. Васин В. В., Степанов Б. М. Справочник-задачник по радиолокации. М. : Советское радио, 1977. 320 с.

3. Макаров К. В., Ильницкий Л. Я., Шешин И. Ф. Радионавигационные системы аэропортов. М. : Машиностроение, 1988. 343 с.

4. Мосолов В. С. Оценка точности и разрешающей способности нелинейных радиолокаторов с ЛЧМ сигналом // Научный вестник МГТУ ГА. 2006. № 107. С. 87–90.

5. Сосновский А. А., Хаймович И. А. Авиационная радионавигация. М. : Транспорт, 1990. 264 с.

6. Сосулин Ю. Г. Теоретические основы радиолокации и радионавигации : учеб. пособие М. : Радио и связь, 1992. 304 с.

7. Финкельштейн М. И. Основы радиолокации : учебник для вузов. 2-е изд., перераб. и доп. М. : Радио и связь, 1983. 536 с.

#### References

1. Belocerckovskij G. B. Osnovi radiolokacii i radiolokacionnye ustrojstva [Fundamentals of radar and radar devices]. Moscow : Sovetskoe Radio, 1975. 336 p.

2. Vasin V. V., Stepanov B. M. Spravochnik zadachnik po radiolokacii [Handbook book of problems for the radiolocation]. Moscow : Sovetskoe Radio, 1977. 320 p.

3. Makarov K. V., Il'nickij L. Ya., Sheshin I. F. Radionavigacionnye sistemi aeroportov [Radio

navigational System of airports]. Moscow : Mashinostroenie, 1988. 343 p.

4. Mosolov V. S. Ocenka tochnosti i razreshayushchej sposobnosti nelinejnyh radiolokatorov s LChM signalom [Evaluation of the accuracy and resolving power of nonlinear radar chirp signal] // Nauchiy vestnik MGТУ GA. 2006. № 107. P. 87–90 (In Russ.).

5. Sosnovsij A. A., Hajmovich I. A. Aviacionnaya radiolokaciya [Aviation radio navigation]. Moscow, Transport, 1990. 264 p.

6. Sosulin Yu. G. Teoreticheskie osnovi radiolokacii i radionavigacii: Uchebnoe posobie dlya vuzov [Theoretical basis of radar and navigation: Textbook for high schools]. Moscow : Radio i svyaz, 1992. 304 p.

7. Finkelshtein M. I. Osnovi radiolokacii: Uchebnik dlya vuzov [Radar Basics: A Textbook for high schools]. Moscow : Radio i svyaz, 1983. 536 p.

© Лосев Е. А., 2016

УДК 006.027

## СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ МЕТРОЛОГИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЛАБОРАТОРИИ АВИАЦИОННОЙ МЕТРОЛОГИИ ООО «АЭРОПОРТ ЕМЕЛЬЯНОВО»

К. Ю. Лутрохманова, Е. А. Жирнова

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: Ksuscha.lu@yandex.ru

*Проанализирован процесс калибровки моментных ключей и предложена рекомендация по совершенствованию метрологического обеспечения лаборатории авиационной метрологии на примере приобретения механического нагружающего устройства.*

*Ключевые слова: ключи моментные, крутящий момент, калибровка, измерения.*

## QUALITY ASSURANCE OF LAB AVIATION METROLOGY AT LLC "AEROPORT EMELYANOVO"

K. Yu. Lutrohmanova, E. A. Zhirnova

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: Ksuscha.lu@yandex.ru

*The paper analyzes the calibration process torque wrenches and recommendations on improving the metrological provision of aviation metrology lab as an example the acquisition of a mechanical loading device is presented.*

*Keywords: torque, torque, calibration, measurement.*

Аэропорт Емельяново является одним из самых важных авиатранспортных узлов Красноярского края. Через него осуществляют регулярные пассажирские и грузовые перевозки, большинство которых производится на иностранных воздушных судах [1].

Целью данной работы является разработка рекомендаций по совершенствованию метрологического обеспечения производства лаборатории авиационной метрологии.

Для достижения поставленной цели были определены следующие задачи:

1) изучить средства измерений, применяемые для нормированной затяжки болтовых соединений на воздушных судах;

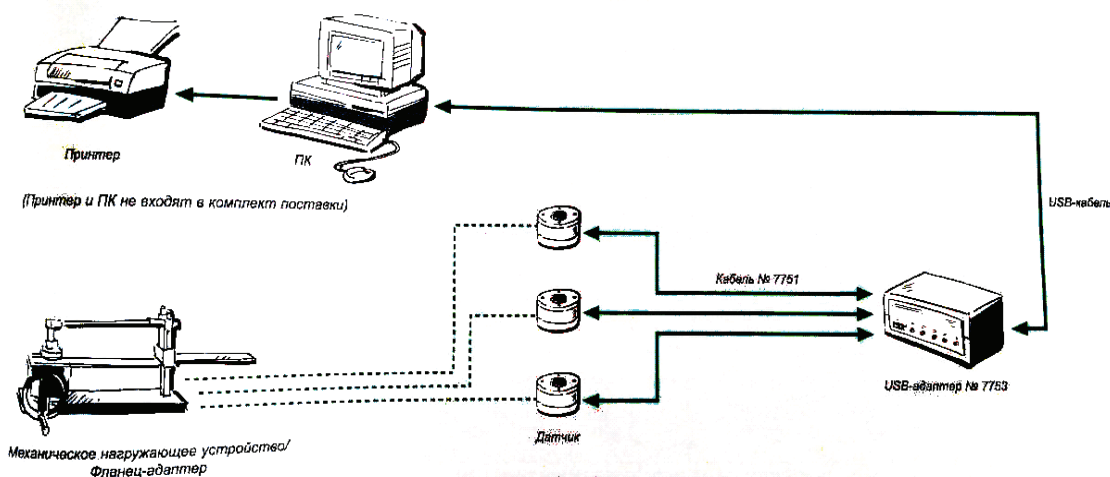
2) провести выбор СИ для калибровки в лаборатории авиационной метрологии.

В область компетентности лаборатории авиационной метрологии ИАС ООО «Аэропорт Емельяново» входит контроль инструментов для обслуживания всех воздушных судов [2].

Иностранные самолеты обслуживаются импортными инструментами, одним из которых является ключ моментный. Эти ключи обладают высокой точностью, надежностью, гарантируют высокое качество затяжки. В лаборатории авиационной метрологии на сегодняшний день нет установки для калибровки данных средств измерений. Лаборатория вынуждена отправлять ключи моментные в ФБУ «Красноярский ЦСМ» [3].

Калибровка данных ключей должна проводиться на импортном оборудовании. Примером такого оборудования служит механическое нагружающее устройство фирмы Stahlwille.

В качестве проявления высокой компетентности в области контрольного затягивания компания Stahlwille зарегистрирована в Германской ассоциации калибровки (DKD) по норме DIN EN ISO/IES 17025. Официальным дистрибьютором Stahlwille в Российской Федерации является московская компания «Эквинет».



Конфигурация калибровочной установки

Данная компания является эксклюзивным партнером компании Stahlwille, уполномоченным представлять, продавать, обслуживать оборудование и инструменты для различных отраслей промышленности, в том числе автомобильного сектора и станций технического обслуживания [4].

Стоит подчеркнуть, что никакая иная компания, кроме вышеуказанной, не уполномочена осуществлять вышеуказанную деятельность в Российской Федерации от имени Stahlwille. Механическое нагружающее устройство данной фирмы, предназначенное для калибровки моментных ключей, способно выдавать точные и надежные результаты измерений на протяжении длительного периода времени.

Минимальное рациональное оснащение калибровочной установки состоит из нескольких видов оборудования:

1. *Механическое нагружающее устройство.* Механическое нагружающее устройство требуется для быстрой и точной фиксации и приведения в действие динамометрического ключа.

С помощью этого устройства гарантируется, в том числе, медленное и непрерывное приложения усилия к приводимым в действие динамометрическим ключам, начиная с 80 % с целевого значения крутящего момента в течение от 0,5 до 4 секунд.

2. *Датчик.* Момент, выводимый через динамометрический ключ, преобразуется в датчике в цифровую форму и бесперебойно передается на компьютер через USB-адаптер. Датчик обладает высокой точностью, нечувствителен к поперечным усилиям благодаря исключительно плоской конструкции.

К механическому нагружающему устройству можно выбрать один или несколько необходимых датчиков в зависимости от диапазона калибруемых ключей. Случается так, что диапазон ключа невозможно откалибровать на одном датчике. К примеру, диапазон ключа 20–120 Нм, диапазон 20–100 Нм можно откалибровать на датчике с диапазоном 10–100 Нм, а затем в диапазоне 20–200 Нм. Таким образом, калибровка проводится с помощью двух датчиков.

3. *USB-адаптер с USB-кабелем.* USB-адаптер передает полученные датчиком данные измерений на компьютер. К USB-адаптеру могут подключаться до 5 датчиков одновременно. На каждый постоянно подключенный датчик требуется один штекерный USB-кабель.

4. *Четырехгранный адаптер.* Для полного использования измерительного диапазона датчиков прилагаются необходимые четырехгранные адаптеры в количестве 3 штук. Адаптеры устанавливаются в верхней части датчика для калибровки динамометрического ключа. При необходимости адаптеры могут закупаться лабораторией дополнительно, в зависимости от калибруемых ее ключей. В фирме Stahlwille возможна данная закупка.

5. *Программное обеспечение.* Принятые данные измерений могут сохраняться, обрабатываться и обслуживаться для получения свидетельства о калибровке. Носителем программного обеспечения Torqmaster является диск.

Таким образом, к механическому нагружающему устройству подключается датчик в зависимости от калибруемого моментного ключа. Датчик соединяют с USB-адаптером при помощи USB-кабеля. USB-адаптер в свою очередь подсоединяют к компьютеру, на котором с помощью диска с программным обеспечением была установлена программа Torqmaster для калибровки. К компьютеру при необходимости подключают принтер для вывода результатов калибровки [5]. Данная конфигурация представлена на рисунке.

Изучив комплектующие и процесс работы механического нагружающего устройства, можно сделать вывод: фирма Stahlwille изготавливает качественное калибровочное оборудование – простое в обслуживании, процессе эксплуатации и хранении. Данная установка утвержденного типа. Зарегистрирована в Государственном реестре средств измерений под номером № 24434-03 и допущена к применению в Российской Федерации.

В случае приобретения лабораторией полного комплекта механического нагружающего устройства, стоимость которого на сегодняшний день составляет



600 604,80 руб., лаборатория сможет уменьшить время ожидания ключей, сократить риск встряски возможных при перевозке ненадлежащим образом, что гарантирует его надежность. Данное оборудование окупится в течение 3,5 лет.

Закупив данную установку, лаборатория авиационной метрологии ИАС сможет проводить калибровку моментных ключей, применяемых для затяжки болтовых соединений на воздушном транспорте, не затрачивая на это много времени, средств и сил метролога.

ООО «Аэропорт Емельяново» в свою очередь сможет значительно сократить большие затраты, связанные с отправкой и калибровкой ключей в ФБУ «Красноярский ЦСМ». Также уменьшится время ожидания откалиброванного ключа, что позволит в скором времени пользоваться им при ремонте самолета.

Таким образом, приобретение рекомендуемого механического нагружающего устройства благоприятно отразится на качестве продукции и, как следствие, на общей конкурентоспособности предприятия.

#### Библиографические ссылки

1. Официальный сайт ООО «Аэропорт Емельяново» [сайт]. URL: <http://www.airport-emelyanovo.ru/>.

2. ГОСТ Р 51254-99. Инструмент монтажный для нормированной затяжки резьбовых соединений. Ключи моментные.

3. Руководство по качеству организации и выполнению калибровочных работ лаборатории авиационной метрологии ИАС ООО «Аэропорт Емельяново», 2010.

4. Официальный сайт «Эквинет». URL: <http://www.equinet.ru/>.

5. Руководство пользователя «Torkmaster».

#### References

1. Official website LLC «Airport Emelyanovo» URL: <http://www.airport-emelyanovo.ru/>.

2. GOST R 51254-99 «Assembly tools for tightening threaded joints normalized. Torque wrenches».

3. Quality Manual of the organization and implementation of the calibration of the laboratory of aviation metrology IAS LLC «Airport Emelyanovo», 2010.

4. Official website «Equinet» URL: <http://www.equinet.ru/>.

5. User guide «Torkmaster».

© Лутрохманова К. Ю., Жирнова Е. А., 2016

УДК 621.396.931; 621 396 932.1; 629.783

### СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ СПУТНИКОВЫХ СИСТЕМ IRIDIUM И «ГОНЕЦ» ПРИ ИХ ИСПОЛЬЗОВАНИИ В МОНИТОРИНГЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

С. О. Майнашева

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: maynasheva95@yandex.ru

*Приведены результаты энергетического расчета радиолиний спутниковых систем Iridium и «Гонец». На основе результатов проведен сравнительный анализ систем.*

*Ключевые слова: Iridium, «Гонец», энергетический расчет, потери радиолинии.*

### COMPARATIVE STUDY OF SATELLITE SYSTEMS «IRIDIUM» AND «GONETS» AT THEIR USE FOR AIRCRAFT MONITORING

S. O. Mainasheva

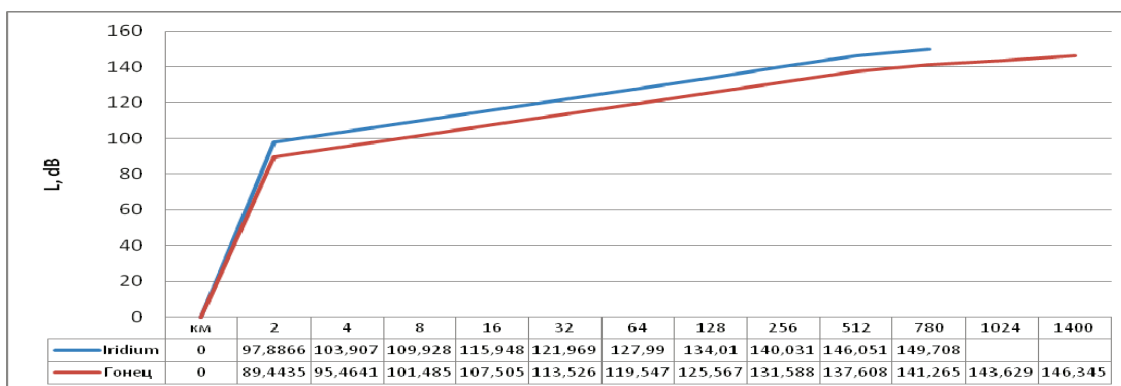
Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: maynasheva95@yandex.ru

*The article presents calculation of power balance of wireless link. The comparative analysis based on result of calculations is submitted.*

*Keywords: Iridium, Gonets, calculation of energy power, loss of the wireless link.*

На данный момент в мир существует множество различных систем, а их развитие и усовершенствование – одна из основных задач современной техники. Данные системы используются для решения большого спектра задач, одной из них является авиационный мониторинг подвижных объектов. В большинстве систем мониторинга используется по несколько спут-

никовых систем разных классов, таких как Globalstar, Iridium, Inmarsat [1]. На базе технических решений данных систем создаются различные средства мониторинга [2]. Необходимость создания подобных средств обусловлена повышением эффективности и решения различных задач по управлению и поиску летательных аппаратов.



Зависимость затухания в радиолинии от расстояния

Однако для Российской Федерации в свете последних событий остро встал вопрос о развитии и усовершенствовании отечественных систем, способных выполнять данные задачи. В качестве замены рассматривается спутниковая система «Гонец», которая уже активно используется для мониторинга наземного и морского транспорта [3; 4]. Так как данная система относится к низкоорбитальным системам, в качестве зарубежного аналога для сравнения была выбрана система Iridium, которая уже используется в авиационном мониторинге [2]. Данные системы относятся к системам пакетного типа, использующим протоколы для формирования пакета данных и их отправки.

Основным параметром для сравнения систем выступает энергетический расчет радиолинии, определение потерь и энергетического потенциала линии «Борт – Космический аппарат (КА)». Для расчета использовались технические параметры трансивера Iridium 9603 SBD и абонентского терминала модификации АТ-МН-2.1 [4]. Так как расчет энергетических характеристик несет в себе большое количество переменных, вызванных неоднородностью атмосферы, будем считать ее однородной, а воздействие Земли – пренебрежимо малым [5]. Для расчета использоваться ряд уравнений, основным из которых было уравнение энергетического потенциала радиолинии:

$$\frac{P_{\text{пр}}}{N_0} = \frac{P_{\text{п}} G_{\text{п}} (G_{\text{пр}} / T_{\text{пр}})}{k L \Delta L},$$

где  $P_{\text{пр}}$  – мощность принимаемого сигнала;  $N_0$  – спектральная плотность шумов на входе приемника;  $P_{\text{п}}$  – мощность передатчика;  $G_{\text{п}}$  – коэффициент потерь в фидере передатчика;  $G_{\text{пр}}$  – потери в фидере приемника,  $k = 1,39 \cdot 10^{-23}$  Вт/Гц·гр – постоянная Больцмана;  $L$  – коэффициент потерь,  $\Delta L = 3$  дБ;  $T_{\text{пр}} = 290$  К – шумовая температура приемного устройства. Значения мощностей передачи, полученные в ходе расчетов, внесены в таблицу.

Вторым параметром, необходимым для оценки радиолинии, является коэффициент потерь в свободном пространстве. На рисунке изображена зависимость коэффициента потерь каждой системы на линии «Борт – КА» от расстояния.

Из проведенного анализа видно, что система «Гонец» превосходит систему Iridium в классе устройств,

используемых для мониторинга подвижных объектов. Однако несмотря на более устойчивую линию связи, на данный момент система «Гонец» не обеспечивает 100 % покрытия земной поверхности, в отличие от спутниковой системы Iridium. Однако производители данной системы собираются ввести в эксплуатацию еще 12 КА, которые обеспечат 100 % покрытия.

#### Промежуточные результаты энергетического расчета

Параметры	Iridium	Гонец
Линия «Борт-КА»		
$P_{\text{п}}$	2	5,1
$P_{\text{пр}}$	3,6	3,12
$P_{\text{пр}}/N_0$	$5,09 \cdot 10^{18}$	$6,91 \cdot 10^{18}$
Линия «КА-Борт»		
$P_{\text{п}}$	35	52,57
$P_{\text{пр}}$	70	103,14
$P_{\text{пр}}/N_0$	$38,9 \cdot 10^{18}$	$41,588 \cdot 10^{18}$

На данный момент система «Гонец» обеспечивает 100 % покрытие территории Российской Федерации, что дает возможность ее использования на ВС территориального значения, а так же на судах МЧС, находящихся на территории страны и полярных зонах.

#### Библиографические ссылки

- Сонькин М. А., Ямпольский В. З. Навигационно-телекоммуникационные системы мониторинга подвижных объектов, мобильных групп и центров управления // Средства и системы обработки и анализа данных [Электронный ресурс]. URL: <http://problem-info.sssc.ru/2011-2/1.pdf> (дата обращения: 15.02.11).
- Кацура А. В., Акзигитов А. Р., Андронов А. С., Строков Д. Е., Акзигитов Р. А. Разработка бортового устройства спутникового мониторинга воздушных судов // Вестник СибГАУ. 2016. № 1(17). С. 125–130.
- Kuzovnikov A. V., Testodov N. A., Agureev V. A. Problems of development of low-orbit multifunctional personal satellite communication system «GONETS-D1M» // Вестник СибГАУ. 2013. № 6(52). С. 158–163.
- Логачев И. С., Потюпкин А. Ю. Низкоорбитальная космическая система персональной спутниковой связи и передачи данных / под ред. генерально-

го конструктора многофункциональной космической системы персональной спутниковой связи и передачи данных, президента ОАО «Спутниковая система "Гонец"» А. И. Галькевич. Тамбов : Изд-во Юнис, 2011. 169 с.

5. Дятлов А. П. Системы спутниковой связи с подвижными объектами : учеб. пособие. Таганрог : ТРТУ, 2004. 95 с.

### References

1. Son'kin M. A., Yampol'skiy V. Z. Navigatsionno-telekommunikatsionnye sistemy monitoringa podviznykh ob'ektov, mobil'nykh grupp i tsentrov upravleniya // Sredstva i sistemy obrabotki i analiza dannykh [Elektronnyy resurs]. URL: <http://problem-info.sscs.ru/2011-2/1.pdf> (accessed: 15.02.11).

2. Katsura A. V., Akzigitov A. R., Andronov A. S., Strokov D. E., Akzigitov R. A. Razrabotka bortovogo

ustroystva sputnikovogo monitoringa vozdushnykh sudov // Vestnik SibGAU. 2016. № 1(17). P. 125–130.

3. Kuzovnikov A. V., Testodov N. A., Agureev V. A. Problems of development of low-orbit multifunctional personal satellite communication system «GONETS-D1M» // Vestnik SibGAU. 2013. № 6(52). P. 158–163.

4. Logachev I. S., Potyupkin A. Yu. Nizkoorbital'naya kosmicheskaya sistema personal'noy sputnikovoy svyazi i peredachi dannykh / pod red. General'nogo konstruktora mnogofunktsional'noy kosmicheskoy sistemy personal'noy sputnikovoy svyazi i peredachi dannykh, prezidenta ОАО «Sputnikovaya sistema «Gonets» А. И. Gal'kevich. Тамбов: Izdatel'stvo Yunis, 2011. 169 p.

5. Dyatlov A. P. Sistemy sputnikovoy svyazi s podvizhnymi ob'ektami: uchebnoe posobie. Таганрог : ТРТУ, 2004. 95 p.

© Майнашева С. О., 2016

УДК 621.396.931; 621 396 932.1

## ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПЕРЕДАЧИ ДАННЫХ ПРИ СПУТНИКОВОМ МОНИТОРИНГЕ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

С. О. Майнашева, Э. В. Горбунов

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
\*E-mail: [pnk-sibsau@mail.ru](mailto:pnk-sibsau@mail.ru)

*Спутниковые системы – один из наиболее распространенных методов отслеживания различных объектов по всему миру. Атмосфера нашей планеты неоднородна, и каждый ее слой имеет ряд характеристик, которые затрудняют передачу данных, а в случае недостаточной мощности передачи попросту делает невозможной.*

*Ключевые слова: Iridium, мониторинг, ионосфера, GEMTEC, погрешность.*

## INCREASING EFFICIENCY OF DATA TRANSMISSION DURING SATELLITE MONITORING OF AIRCRAFT

S. O. Maynasheva, E. V. Gorbunov

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
\*E-mail: [pnk-sibsau@mail.ru](mailto:pnk-sibsau@mail.ru)

*Satellite systems are one of the most widespread methods of tracking various objects worldwide. The atmosphere of our planet is non-uniform and every layer has characteristics which complicate data transmission, and in case of the insufficient transfer power this makes the process impossible.*

*Keywords: Iridium, monitoring, ionosphere, GEMTEC, error.*

Среди современных систем связи нашли свое место спутниковые системы. В этих системах спутник используется в качестве ретранслятора [1]. Данные системы разделяются на несколько типов в зависимости от аппаратуры и высоты орбиты. В зависимости от исполнения созвездия и действующей аппаратуры система может выполняться с мгновенной ретрансляцией или с задержкой при наличии модуля памяти. Однако общей для этих систем является передача дан-

ных посредством информационных пакетов. На данный момент существует ряд систем, использующих низкоорбитальные спутники, наиболее распространенными являются системы Iridium, Globalstar и «Гонец». Различием данных систем является количество используемых спутников и реализация структуры созвездий. Наибольший интерес представляет система Iridium, так как ее покрытие составляет почти 100 %, что наиболее предпочтительно в целях авиационного

мониторинга. Мониторинг подвижных объектов является одним из основных направлений в поисково-спасательной деятельности, быстрое нахождение места крушения воздушных судов ВС позволяет не только спасти чью-то жизнь, но и значительно сэкономить бюджет. Однако с использованием любой спутниковой системы связан ряд сложностей, в частности, обеспечение достоверности передачи данных. Основные факторы, влияющие на достоверность, относятся к естественным и техническим. Под естественными факторами понимается воздействие атмосферы и природных факторов. Под техническими факторами – нарушение работы аппаратуры, неверная раскодировка. Возникает необходимость в устранении погрешностей, ошибок и создании сбалансированной линии передачи «борт ВС – Iridium – земля» с достаточным запасом силового потенциала линии.

Ионосферные эффекты обусловлены наличием в атмосфере заряженных частиц, ионов. Эти частицы вызывают задержку сигнала [2]. Причем степень задержки меняется в зависимости от солнечной активности и местоположения, а плотность ионов в атмосфере неравномерна, что делает невозможным точный расчет воздействия [2]. В случае с системой Iridium, диапазон частот которой находится в L-диапазоне, ионосферные эффекты оказывают значительное влияние на определение позиции спутника [3].

Так как средство мониторинга, представленное в работе [4], состоит из GPS-модуля и системы передачи данных Iridium, необходимо рассмотреть методы повышения эффективности каждого блока системы.

За получение информации о местоположении объекта отвечает модуль. Одним из таких решений является использование модели GEMTEC [5]. В основе метода лежит использование метода естественных ортогональных функций, которые в качестве исходных данных используют распределение коэффициента потери электронных данных в атмосфере [5]. Этот метод предполагает рассмотрение переменных факторов и их полный учет в работе навигационной системы. Информация по переменным передается вместе с сообщением, а корректировка происходит по соответствующему алгоритму минимум раз в 6 дней. Рассмотрим основные уравнения данного метода. Пусть  $N$  – набор измерений величины  $f(n,x)$ , зависящий от совокупности факторов. В каждом наборе переменная  $x$  принимает некоторое значение, а остальные факторы принимаются за константу. Разложение же для каждого набора принимает вид [5]

$$f^n(x) = \sum_{i=1}^{i_0} b_i^n y_i(x),$$

где  $y_i(x)$  – естественные ортогональные функции, одинаковые для всех наборов данных;  $b_i^n$  – коэффициенты разложения, характеризующие набор данных с номером  $n$  и не зависящие от  $x$ . Коэффициенты  $b_i^n$  несут в себе информацию о всех факторах, кроме фактора  $x$ . Сама же система ортогональных функций может быть найдена через матрицы из условия  $Ay_i = \lambda_i y_i$ , где  $y_i$  – ортогональные функции, а  $A$  – матрица размером  $k_0 \times k_0$  [5]:

$$A = \{A_{kp}\} = \left\{ \begin{array}{ccc} \sum_{n=1}^N f_1^n f_2^n & \sum_{n=1}^N f_1^n f_2^n & \sum_{n=1}^N f_1^n f_{k_0}^n \\ \dots & \dots & \dots \\ \sum_{n=1}^N f_{k_0}^n f_2^n & \sum_{n=1}^N f_{k_0}^n f_2^n & \sum_{n=1}^N f_{k_0}^n f_{k_0}^n \end{array} \right\}.$$

С учетом эксплуатации приемопередающей аппаратуры в условиях баланса радиолинии, средние отклонения данных о положении объекта будут иметь погрешность  $\pm 50$  м. При использовании методов по смягчению ошибок погрешности в данных о реальном положении искусственного спутника Земли будут иметь меньшие значения. Достоверность данных будет выше в связи с минимальными потерями в информационных пакетах и уменьшением времени задержки на линии связи «спутник – ВС». Так, с учетом использования метода GEMTEC отклонения будут принимать значение  $\pm 5$  м. Используя данную рабочую модель, можно минимизировать потери и задержки с учетом использования дополнительных алгоритмов дифференцирования для использования модели в режиме реального времени.

#### Библиографические ссылки

1. Аболищ А. И. Системы спутниковой связи. Основы структурно-параметрической теории и эффективность. М.: ИТИС, 2004. 426 с.
2. IRIDIUM. Услуги передачи данных компании Iridium. Белая книга. Версия 1.1.2 [Электронный ресурс]. URL: [http://iridium.steccom.ru/wp-content/uploads/2012/09/Iridium-Data-Services-White-Paper-11.1.2\\_RU.pdf](http://iridium.steccom.ru/wp-content/uploads/2012/09/Iridium-Data-Services-White-Paper-11.1.2_RU.pdf) (дата обращения 15.04.2016).
3. Лазарев А. И., Нечаев Е. Е. Состояние и развитие спутниковых систем связи и навигации // Научный вестник Моск. гос. технич. ун-та гражданской авиации. 2010. № 159. С. 32–43.
4. Кацура А. В., Акзигиов А. Р., Андронов А. С., Строков Д. Е. и др. Разработка бортового устройства спутникового мониторинга воздушных судов // Вестник СибГАУ. 2016. Т. 17, № 1. С. 125–130.
5. Ivanov V. B., Gorbacev O. A., Gefan G. D. The GEMTEC Model: Assessment of Quality of Ionospheric Correction in Satellite Radio Navigation Systems // Consumer Electronics Times. 2012. Vol. 1, № 3. P. 43–46.

#### References

1. Abolits A. I. Sistemy sputnikovoy svyazi. Osnovy strukturno-parametricheskoy teorii i effektivnost'. M.: ITIS, 2004. 426 p.
2. IRIDIUM. Uslugi peredachi dannykh kompanii Iridium. Belaya kniga. Versiya 1.1.2 [Elektronnyy resurs]. URL: [http://iridium.steccom.ru/wp-content/uploads/2012/09/Iridium-Data-Services-White-Paper-11.1.2\\_RU.pdf](http://iridium.steccom.ru/wp-content/uploads/2012/09/Iridium-Data-Services-White-Paper-11.1.2_RU.pdf) (data obrashcheniya 15.04.2016).
3. Lazarev A. I., Nechaev E. E. Sostoyanie i razvitie sputnikovyykh sistem svyazi i navigatsii // Nauchnyy vestnik Moskovskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta grazhdanskoy aviatsii. 2010. № 159. P. 32–43.
4. Katsura A. V., Akzigiiov A. R., Andronov A. S., Strovkov D. E. et al. Razrabotka bortovogo ustroystva

sputnikovogo monitoringa vozduzhnykh sudov // Vestnik SibGAU. 2016. Vol. 17. № 1. P. 125–130.

5. Ivanov V. B., Gorbacev O. A., Gefan G. D. The GEMTEC Model: Assessment of Quality of Ionospheric

Correction in Satellite Radio Navigation Systems // Consumer Electronics Times. 2012. Vol. 1, № 3. P. 43–46.

© Майнашева С. О., Горбунов Э. В., 2016

УДК 656.7

## АНАЛИЗ ХАРАКТЕРИСТИК КОМПОЗИТНЫХ МАТЕРИАЛОВ, ИСПОЛЬЗУЕМЫХ В АВИАСТРОЕНИИ

Г. С. Медведева, В. А. Иванов, А. Е. Спицын

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: pnk-sibsau@mail.ru

*Авторы рассматривают различные композитные материалы, нашедшие применение в авиации, анализируют достоинства и недостатки данных материалов.*

*Ключевые слова: композитные материалы, углепластик, боропластик, органикопластик, стеклопластик.*

## ANALYSING THE CHARACTERISTICS OF COMPOSITE MATERIALS USED IN AIRCRAFT CONSTRUCTION

G. S. Medvedeva, V. A. Ivanov, A. E. Spicyn

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: pnk-sibsau@mail.ru

*The authors examine various composite materials that have found application in aviation. The advantages and disadvantages of these materials are analyzed.*

*Keywords: composite materials, carbon fiber, boroplastics, organic plastics, fiberglass.*

В настоящее время авиастроительные компании активно используют композитные материалы. Данная технология позволяет снизить общую массу конструкции и существенно сократить расходы при эксплуатации [1].

Композиционные материалы (композиты) – многокомпонентные материалы, состоящие, как правило, из пластичной основы (матрицы), армированной наполнителями. Сочетание разнородных веществ приводит к созданию нового материала, свойства которого отличаются от свойств каждого из его составляющих.

Использование композитных материалов позволяет снизить вес планера летательного аппарата

на 30–40 % по сравнению с весом планера из традиционных металлических материалов [2].

Рассмотрим данные композитные материалы более подробно.

Углепластики – композитные материалы, наполнителем в которых служат углеродные волокна. В зависимости от режима обработки и исходного сырья полученное углеволокно имеет различную структуру. Основным преимуществом углепластиков является их низкая плотность при высоком модуле упругости. Углепластики – очень легкие и в то же время прочные материалы. Все углепластики хорошо проводят электричество, что несколько ограничивает области их применения.

Сравнительные свойства различных конструкционных материалов

Материал	Плотность, $\rho$ , кг/м <sup>3</sup>	Прочность, $\sigma$ , МПа	Модуль упругости, $E$ , ГПа
Углепластик	1 500	1 200	170
Боропластик	2 000	1 200	270
Органопластик	1 300	2 000	95
Стеклопластик	2 000	2 000	70
Алюминиевые сплавы	2 700	600	70
Титановые сплавы	4 500	1 100	110
Стали	7 800	2 100	200

Из углеуглепластиков делают высокотемпературные узлы ракетной техники и скоростных самолетов, тормозные колодки и диски для скоростных самолетов и многоразовых космических кораблей, электротермическое оборудование [2–3].

Боропластики – композитные материалы, содержащие в качестве наполнителя борные волокна, внедренные в терморезактивную полимерную матрицу. Связующими в боропластиках служат эпоксидные смолы, полиамиды или другие полимеры, главным образом терморезактивные.

Для боропластиков характерны высокие значения модуля упругости, усталостной прочности и других механических свойств, малая ползучесть в направлении ориентации нитей. При длительном (до 10 лет) воздействии воды, смазочных материалов, атмосферных факторов механические свойства боропластиков снижаются не более чем на 10–15 %. Боропластики активно применяются в авиационной и космической технике для снижения массы высоконагруженных деталей. Сейчас в авиастроении использование композитных материалов с использованием сплавов из бора составляет 15–20 % за счёт дорогостоящих методов производства, и авиаконструкторы предпочитают использовать углепластики [4–5].

Органопластики – композиты, в которых наполнителями служат органические, синтетические, реже – природные и искусственные волокна в виде жгутов, нитей, тканей и т. д. В терморезактивных органопластиках матрицей служат, как правило, эпоксидные, полиэфирные и фенольные смолы, а также полиимиды. Органопластики обладают низкой плотностью, относительно высокой прочностью при растяжении, высоким сопротивлением удару и динамическим нагрузкам, но в то же время низкой прочностью при сжатии и изгибе. Органопластики находят широкое применение во многих областях, в том числе в авиастроении.

Стеклопластики – полимерные композитные материалы, армированные стеклянными волокнами, которые формируют из расплавленного неорганического стекла. В качестве матрицы чаще всего применяют как терморезактивные синтетические смолы (фенольные, эпоксидные, полиэфирные и т. д.), так и термопластичные полимеры (полиамиды, полиэтилен, полистирол и т. д.). Эти материалы обладают достаточно высокой прочностью, низкой теплопроводностью, высокими электроизоляционными свойствами, кроме того, они прозрачны для радиоволн. Стеклопластик – относительно недорогой материал, его широко используют в авиации, а также в строительстве, судостроении, радиоэлектронике [2–3].

Применение композитных материалов позволяет создавать более легкие конструкции летательных аппаратов, за счет чего увеличиваются высота, дальность полёта, скорость. При этом данные материалы надежны, существенно влияют на экономию топлива и требуют меньших затрат на техническое обслуживание.

Но технологии их производства на сегодняшний день остаются дорогостоящими.

#### Библиографические ссылки

1. Перспективы применения композитных материалов. [Электронный ресурс] URL: [http://www.ft-publishing.ru/upload/file/books/article\\_06.pdf](http://www.ft-publishing.ru/upload/file/books/article_06.pdf) (дата обращения 17.09.2016).
2. Применение композиционных материалов в конструкции БПЛА / Н. С. Сенюшкин, Р. Р. Ямалиев, Л. Р. Ялчибаева // Молодой учёный: ежемесячный науч. журнал. 2011. № 4 (27). С. 59–60.
3. Энциклопедия Кругосвет. Универсальная научно-популярная онлайн-энциклопедия [Электронный ресурс]. URL: <http://www.krugosvet.ru/node/37970> (дата обращения: 15.09.2016).
4. Туранов Р. А. Композиционные материалы с использованием бора в авиастроении. Современные наукоемкие технологии. 2013. № 8. С. 230–231.
5. Сменов Ю. Композиционные материалы в авиастроении // Зарубежное военное обозрение. 1976. № 1. С. 62–68.

#### References

1. [Prospects for the use of composite materials]. (In Russ). Available at: [http://www.ft-publishing.ru/upload/file/books/article\\_06.pdf](http://www.ft-publishing.ru/upload/file/books/article_06.pdf) (accessed 17.09.2016).
2. Senyushkin N. S., Yamaleev R. R., Yalchibaeva L. R. [The use of composite materials in the design of the UAV] // *Molodoj uchjonyj: ezhemesjachnyj nauchnyj zhurnal*. 2011. № 4 (27). P. 59–60. (In Russ)
3. *Jenciklopedija Krugosvet. Universal'naja nauchno-populjarnaja onlajn-jenciklopedija*. (In Russ). Available at: <http://www.krugosvet.ru/node/37970> (accessed 15.09.2016).
4. Turanov R. A. [Composite materials with boron in the aircraft industry]. *Sovremennye naukoemkie tehnologii*. 2013. № 8. P. 230–231. (In Russ.)
5. Smenov J. [Composite materials in aircraft]. *Zarubezhnoe voennoe obozrenie*. 1976. № 1. P. 62–68. (In Russ.)

© Медведева Г. С., Иванов В. А.,  
Спицын А. Е., 2016

УДК 629.73.08; 629.7.004.67

## АНАЛИЗ И СРАВНЕНИЕ НАРАБОТКИ ПО МАСЛУ МАРКИ BP TURBOOIL 2380 В ДВИГАТЕЛЯХ ТИПА PT16A-114A

Р. В. Менчиков, Е. С. Панкеев, Е. А. Нартов

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: Rj-Pankeew@yandex.ru

*Для современных авиационных двигателей предъявляются более жесткие требования к сопротивлению износу для обеспечения надежной эксплуатации. Одним из видов анализа является анализ масла.*

*Ключевые слова: авиационные масла, содержание металлов, надежная эксплуатация воздушного судна, надежность двигателя.*

## ANALYSIS OF DEVELOPMENTS OF OIL BP TURBOOIL 2380 IN ENGINES OF THE TYPE PT16A-114A

R. V. Menchikov, E. S. Pankeev, E. A. Nartov

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: Rj-Pankeew@yandex.ru

*For modern aircraft engines are subject to more stringent requirements for wear resistance, to ensure reliable operation. One type of examination is oil analysis.*

*Keywords: aviation oil, containing of metal, reliable operation of aircraft, engine reliability.*

Главным назначением смазки любого механизма является уменьшение износа трущихся деталей и уменьшение мощности, которая затрачивается на это. Кроме этого, смазывающие материалы отводят тепло от нагретых узлов двигателя, предохраняют детали машин от коррозии, очищают пространство между трущимися поверхностями от продуктов износа, механических примесей и т. д.

Наибольший интерес представляют для нас процессы изнашивания. Изнашивание – это процесс отделения материала с поверхности твердого тела при трении и увеличения его остаточной деформации. Результатом изнашивания, определяемым в установленных единицах (длины, массы, объема и др.), является износ. Износ является причиной выхода из строя более 80 % деталей машин и механизмов. Порой даже незначительный износ является причиной потери работоспособности машин [1].

В зависимости от материалов трущихся тел, их геометрии, различных технологических факторов, геометрии контакта трущихся тел, режимов нагружения, окружающей среды и т. д., могут осуществляться различные типы изнашивания, классифицируемые по характеру воздействия на поверхности трения и протекающих в ней процессов при эксплуатации деталей машин [2].

Рассматриваемый нами двигатель типа PT16A-114A с заводскими номерами PCE-PC-2014, PCE-PC-2032, PCE-PC-1806, PCE-PC-2020, PCE-PC-1727 является турбовинтовым двигателем (ТВД). Соответственно, для такого типа двигателей

имеются определенные требования к маслам, так как особенности конструкции ТВД связаны с наличием в них многоступенчатых зубчатых передач (редукторов), которые предназначены для передачи больших усилий и работают при высоких частотах вращения. Выдержать такие нагрузки, как показывает опыт эксплуатации, могут масла с повышенной вязкостью. Поэтому для турбовинтовых двигателей применяют авиамасла с более высокой вязкостью, чем для турбореактивных. Требования, предъявляемые к авиационным маслам для ТВД, следующие:

- пологая вязкостно-температурная кривая и хорошая прокачиваемость при низких  $t$ ;
- устойчивость к окислению в условиях высоких  $t$  (150–175 °С) и контакта с воздухом и различными авиационными материалами;
- инертность по отношению к металлам, сплавам, резинам, покрытиям, клеям и другим конструкционным материалам;
- минимальные вспениваемость и испаряемость.

Для смазывания этих двигателей применяют нефтяные и синтетические авиационные масла.

Анализируемая наработка масла происходила по марке BP TurboOil 2380, синтетическому авиационному маслу, одним из характеристических преимуществ которого является снижение до минимума нагара и шлака. Это обеспечивает возможность продолжительной эксплуатации системы без риска засорения фильтра продувочного насоса или коррозии, причинами которых часто являются значительные отложения [3].



Рис. 1. Наработка по двигателю PCE-PC2020

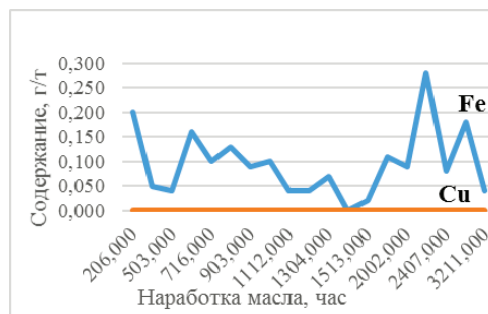


Рис. 2. Наработка по двигателю PCE-PC2032

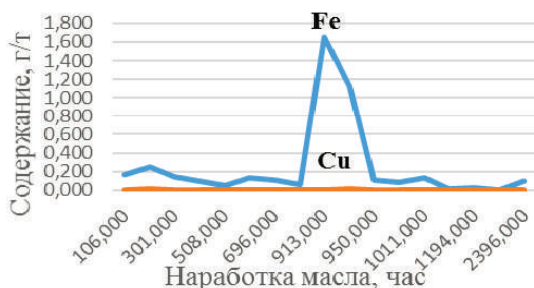


Рис. 3. Наработка по двигателю PCE-PC-2014

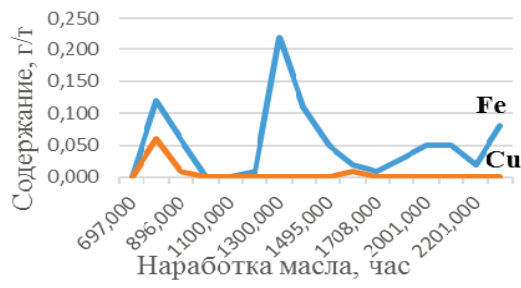


Рис. 4. Наработка по двигателю PCE-PC1806

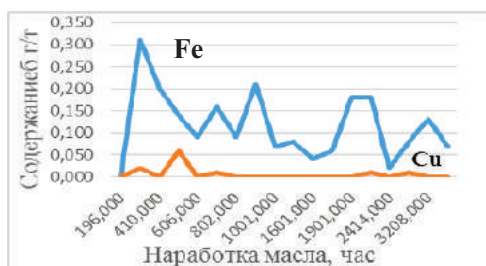


Рис. 5. Наработка по двигателю PCE-PC-1727

При анализе наработки масла в нескольких ТВД мы построили графики содержания веществ в масле – железа и меди, которые образуются в связи с износом движущихся частей ТВД (рис. 1–5).

Анализируя графики, мы определили средние значения содержания меди и железа в масле для двигателей:

PCE-PC2032 – Fe = 0,096 г/т, Cu = 0 г/т;  
 PCE-PC-2014 – Fe = 0,124г/т, Cu = 0,006 г/т;  
 PCE-PC1806 – Fe = 0,052г/т, Cu = 0,005 г/т;  
 PCE-PC2020 – Fe = 0,251г/т, Cu = 0,003 г/т;  
 PCE-PC-1727 – Fe = 0,071 г/т, Cu = 0,001 г/т.

Общие потери по железу и меди в двигателях:

PCE-PC2032 – Fe = 1,82 г/т, Cu = 0 г/т;  
 PCE-PC-2014 – Fe = 2,11 г/т, Cu = 0,11 г/т;  
 PCE-PC1806 – Fe = 0,83 г/т, Cu = 0,08 г/т;  
 PCE-PC2020 – Fe = 4,2 г/т, Cu = 0,044 г/т;  
 PCE-PC-1727 – Fe = 1,273г/т, Cu = 0,023г/т.

На данный момент значения потерь металлов в исследуемом авиационном масле не превышают предельно допустимых концентраций, а значит, двигате-

ли показывают себя достаточно надежными на данном этапе наработки. Но судить о надежности этого типа двигателя в полной мере трудно, так как количества двигателей недостаточно для полного анализа. Чтобы произвести оценку современных ТВД двигателей, таких как PT16A-114A, следует обратиться к анализу масла двигателей с более богатой историей эксплуатации, например АИ-24.

#### Библиографические ссылки

1. Коняев Е. А., Немчиков М. Л. Химмотология авиационных масел и гидравлических жидкостей. М. : МАТИ, 2008. № 4. 12 с.
2. Киришев Е. Л., Попов В. Г., Яновский Л. С. Влияние качества горюче-смазочных материалов на работоспособность авиационных газотурбинных двигателей. М. : МАТИ, 2008. 102 с.
3. [Электронный ресурс]. URL:<http://www.neft-him.ru/maslo-bp-turbo-oil-2380.php> (дата обращения: 18.09.2016).

#### References

1. Konyaev E. A., Niemczyk M. L. Himmotologiya aviation oils and hydraulic fluids. M. : MATI, 2008. № 4. 12 p.
2. Kirishev E. L., Popov V. G., Yanovsky L. S. Effect of quality of fuel and lubricants on the performance of aircraft gas turbine engines. M. : MATI, 2008. 102 p.
3. [Electronic resource]. URL:<http://www.neft-him.ru/maslo-bp-turbo-oil-2380.php> (date accessed: 18.09.2016).

© Менчиков Р. В., Панкеев Е. С.,  
 Нартов Е. А., 2016



УДК 629.7.01

**СИСТЕМА ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ САМОЛЕТА SUKHOI SUPERJET 100 (SSJ 100)**

Р. М. Мусин

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
 Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
 E-mail: Justwhitehunter@yandex.ru

*Автор исследует систему электроснабжения самолета Sukhoi Superjet 100, отмечая ее характерные особенности. Представлены некоторые электрические схемы.*

*Ключевые слова: самолет, Sukhoi Superjet 100, система электроснабжения, электрическая схема.*

**SYSTEM OF POWER SUPPLY OF THE PLANE SUKHOI SUPERJET 100 (SSJ 100)**

R. M. Musin

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
 31, Krasnoyarsky Rabochoy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
 E-mail: Justwhitehunter@yandex.ru

*While doing research the author investigates power supply system of the Sukhoi Superjet 100 plane, notes its characteristics, represents some electric circuits.*

*Keywords: aircraft, Sukhoi Superjet 100, the power supply system, the electric circuit.*

Система электроснабжения самолета предназначена для питания потребителей электроэнергией переменным трехфазным током напряжением 115/200 В, частоты 400 Гц и постоянным током с напряжением 28 В. Система электроснабжения переменным током является основной и состоит из двух независимых подсистем по правому и левому борту. Каждый дви-

гатель приводит в действие свой привод-генератор, который обеспечивает штатную подачу электропитания переменного тока (AC).

Вспомогательная силовая установка (APU) приводит в действие третий генератор переменного тока, образуя вспомогательный источник электропитания.

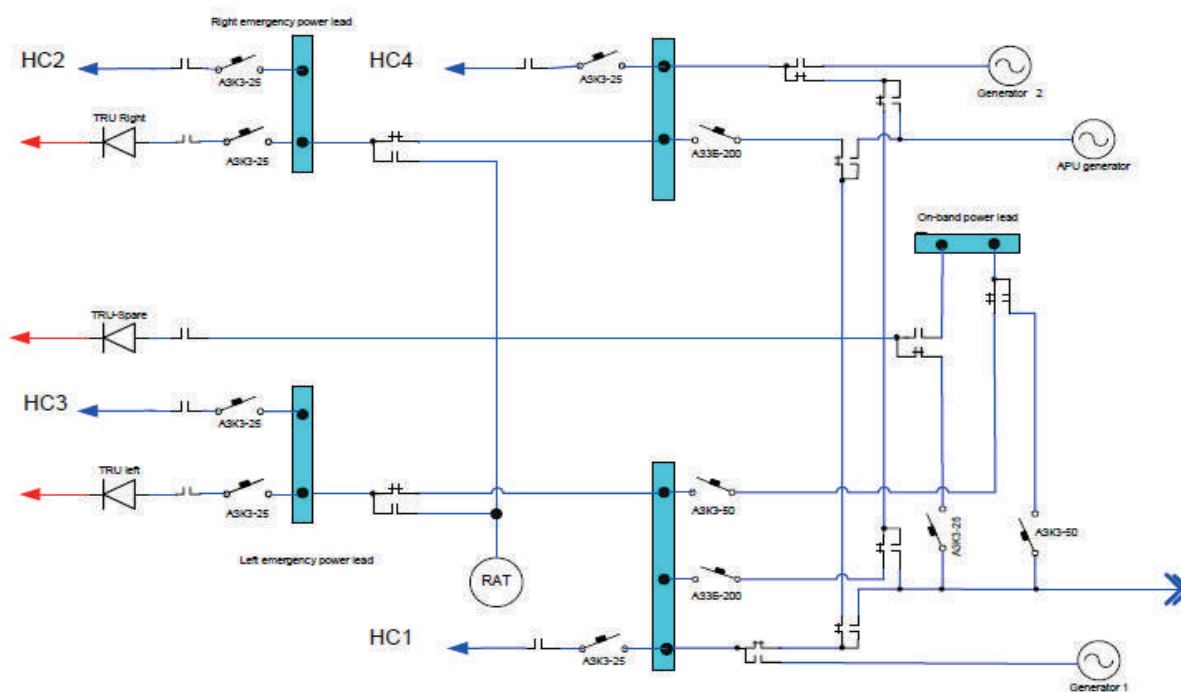


Рис. 1. Структурная схема электроснабжения переменным током 115 В, 400 Гц

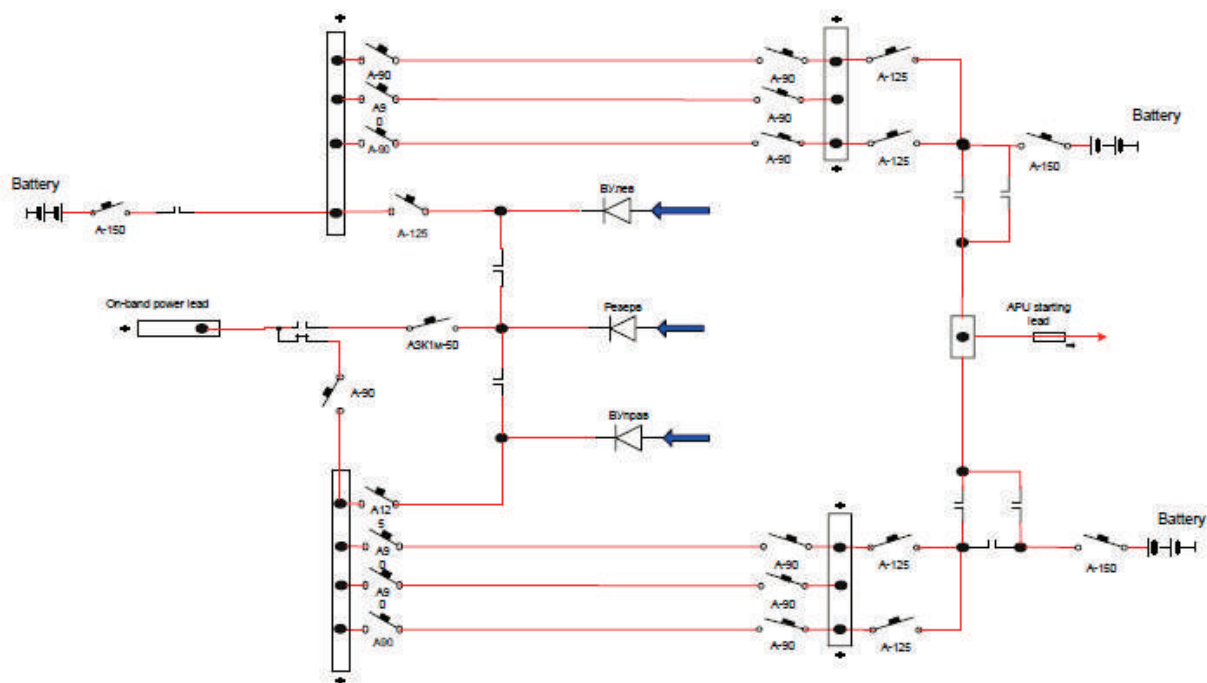


Рис. 2. Структурная схема электроснабжения постоянного тока 27 В

В систему электроснабжения переменным током (рис. 1) также входит аварийная система электропитания, источником которой является генератор *ветродвигателя (RAT)* и статический преобразователь (INV), предназначенный для преобразования постоянного тока напряжением 28 вольт в переменный ток напряжением 115 В и частотой 400 Гц [1].

Система электроснабжения постоянным током (рис. 2) является вторичной, основными источниками в ней являются выпрямительные устройства (TRU), преобразующие переменный ток (AC) в постоянный ток (DC), аварийным источником являются аккумуляторные батареи. Во время нахождения самолёта на земле члены экипажа включают аккумуляторные батареи и/или наземный источник питания. После запуска двигателя или ВСУ генераторы подключаются автоматически. В полёте электрическая система работает в автоматическом режиме.

Конструкция самолета используется как нормальный минус или нейтраль для цепей нагрузки.

Оборудование управления и защиты системы электроснабжения (СЭС) устанавливается в носовом приборном отсеке, техническом отсеке за нишей шасси, хвостовом отсеке. Оборудование каждого канала генерирования электроэнергии СЭС физически изолировано от оборудования других каналов, где это возможно.

Прокладка жгутов, кабелей, соответствующих резервированным каналам, производится отдельными трассами. Прокладка жгутов системы дистанционного

управления производится с учетом трёхкратного резервирования. Прокладка силовых проводов производится отдельными трассами с учётом резервирования источников 1-й категории. [2]

Управление и контроль работы СЭС осуществляется:

- с пульта управления системы электроснабжения на потолочном пульте в кабине экипажа;
- с пульта наземного обслуживания;
- с пульта управления нагрузками;
- ручкой (рукояткой) выпуска RAT.

Индикация осуществляется:

- по мнемокадру ELEC, который показывает текущее состояние системы, включая работающие и отказавшие источники электропитания, связи между источниками и шинами питания приёмников и т. д.;
- при помощи аварийно-сигнальных сообщений;
- при помощи ламп-кнопок на пульте управления СЭС на потолочном пульте в кабине экипажа;
- по дисплею на пульте управления нагрузками [3].

## References

1. Electronic textbook StatSoft. Available at: <http://superjet.wikidot.com/wiki:electric>.
2. Electronic textbook StatSoft. Available at: [http://www.aege.ru/sun\\_power\\_system/](http://www.aege.ru/sun_power_system/).
3. Electronic textbook StatSoft. Available at: <http://avia.pro/blog/superdzhet-100>.

© Мусин Р. М., 2016

УДК 629.7.01

## ОСНОВНЫЕ КОНСТРУКТИВНЫЕ ОСОБЕННОСТИ САМОЛЕТА SUKHOI SUPERJET 100 (SSJ 100)

Р. М. Мусин, Е. О. Цыганков

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: Justwhitehunter@yandex.ru

*Авторы проводят исследование нового российского самолета, оценивают его уникальность, новизну и отличительные особенности данной модели от предыдущих самолетов ОКБ.*

*Ключевые слова: самолет, Sukhoi Superjet 100, ближнемагистральный, инновации, новизна, авиация.*

## MAIN DESIGN FEATURES OF THE SUKHOI SUPERJET 100 PLANE (SSJ 100)

R. M. Musin, E. O. Tsygankov

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochoy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: Justwhitehunter@yandex.ru

*In this paper the authors conduct a research of the new Russian plane. They estimate uniqueness, novelty and distinctive features of this model comparing to the previous planes of the design office.*

*Keywords: aircraft, Sukhoi Superjet 100, short-range, the innovations, the novelty, the aviation.*

Новый ближнемагистральный самолет модели Sukhoi Superjet 100 был изготовлен в Российской Федерации в компании Сухого при поддержке иностранных компаний. Данная машина разработана специально для перевозки пассажиров. Для этого были созданы две модификации, которые отличаются количеством мест для пассажиров.

Один аппарат способен перевозить 75 пассажиров, а второй – 95. Кроме этого, существуют модели, которые разработаны для более дальних перелетов.

Создание данной машины проходило в условиях тесного партнерского сотрудничества с иностранными авиационными компаниями. Главным консультан-

том по созданию «Суперджета» выступила всемирно известная корпорация «Боинг». При изготовлении данной машины было задействовано более 30 компаний, которые поставляли комплектующие для самолета [1].

Самолет оснащен качественной системой удаленного управления, которая была предоставлена компанией Liebherr Aerospace.

Бортовое оборудование машины было предоставлено корпорацией Thales (см. рисунок).

Даже все комплектующие детали пассажирского салона были разработаны и предоставлены компанией Aerospace.



Основная приборная панель самолета Sukhoi Superjet 100

Кроме всего этого, такие системы, как система шасси, гидросистема, топливная система, тормозная система, система электроснабжения, тоже были предоставлены иностранными компаниями. Все это позволило оснастить новый самолет самыми современными цифровыми системами управления, которые помогли достичь высоких результатов.

Самолет имеет классическую схему конструкции по типу низкоплана, который оснащен двумя турбореактивными двигателями нового поколения. Оперение машины имеет стреловидную форму с однокилевой схемой конструкции. Силовая установка представлена двумя двигателями типа SaM146, которые крепятся к пилонам крыльев самолета. Дистанционная система управления, которой оборудован данный самолет, может автоматически производить управление судном. Кроме того, существует возможность дистанционного выпуска шасси и управления тормозной системой. Система управления настолько качественная и безопасная, что позволила полностью убрать механическое управление аппарата. С помощью данной системы можно осуществлять управление стабилизаторами.

Впервые самолет, созданный в конструкторском бюро Сухого, оснащен системой, которая защищает машину от касания полосы хвостом при посадке или

взлете даже в случае ошибки пилота. Бортовая система производит полный анализ всех систем самолета и оповещает пилотов даже о малейших неисправностях [2].

Что касается авионики, то тут также не обошлось без инноваций и новшеств. Она оснащена тройной качественной системой УВК-связи. Она оберегает машину от столкновений в воздухе с другими летательными аппаратами. Самолет Sukhoi Superjet 100 оснащен системой, которая позволяет производить посадку с минимальным участием пилотов и относится к категории IIIA ICAO. Что касается уникальности по сравнению с другими самолетами конструкторского бюро Сухого, то тут следует отметить тот факт, что самолет модели Sukhoi Superjet 100 уникален на 95 % и почти не имеет ничего общего с предыдущими моделями ОКБ [3].

### References

1. Electronic textbook StatSoft. Available at: <http://avia.pro/blog/superdzhets-100>.
2. Electronic textbook StatSoft. Available at: <http://www.sukhoi.org/planes/projects/ssj100/>.
3. Electronic textbook StatSoft. Available at: <http://tvoipolet.ru/samolet-sukhoi-superjet-100/>.

© Мусин Р. М., Цыганков Е. О., 2016

УДК 629.7.01

## РИСК-АНАЛИЗ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ САМОЛЕТА АТР-42 ПО СТАТИСТИЧЕСКИМ ДАННЫМ АВИАКОМПАНИИ NORDSTAR

В. Э. Мясников, Д. В. Попов, О. Г. Бойко

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: vl38-ui@mail.ru

*Проводится оценка вероятности отказов самолета АТР-42 по статистическим данным авиакомпании NordStar.*

*Ключевые слова: вероятность, отказ, риск, анализ, статистика, данные авиакомпании, рекомендации.*

## RISK ANALYSIS OF AIRCRAFT SAFETY OF ATR – 42 BASED ON THE STATISTICAL DATA BY AIRLINE NORDSTAR

V. E. Myasnikov, D. V. Popov, O. G. Boyko

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: vl38-ui@mail.ru

*This investigation assesses the failure probability of the airplane ATR-42 according to statistics by NordStar airlines.*

*Keywords: probability, failure, risk analysis, statistics, information airlines recommendations.*

Реализация авиационных происшествий (и инцидентов) связана с большими затратами и издержками для авиакомпаний, такие происшествия отрицательно влияют на деловую активность и имидж авиакомпаний

в целом. Риск-анализ позволяет оценить вероятность наступления такого события с учетом анализа причин и ущерба для выработки рекомендаций с целью недопущения реализации подобных событий.

В настоящий момент предпринимаются попытки создания методик риск-анализа [1–5], в то время как отечественные стандарты не содержат руководящих материалов по риск-анализу безопасности полётов.

Целью работы является:

- 1) сбор и обработка статистической информации по реализации инцидентов с самолётами ATR-42 авиакомпании Nordstar за период с 2011 по 2015 год;
- 2) расчет параметров потоков инцидентов и вероятностей их реализации;
- 3) риск-анализ безопасности полетов и расчет количественных показателей риска по различным методикам.

Статистика по реализации инцидентов с самолётами ATR-42 за период 2011–2015 гг. включает в себя 122 эпизода по 5 самолётам. Инциденты классифицировались по 4 группам причин, произошедшие:

- по вине инженерно-авиационной службы (ИАС) 53,2 %;
- по причине конструктивно-производственных недостатков (КПН) 13,9 %;
- по вине летного состава. (ЛС) 4,9 %;
- по неустановленным причинам (НУ) 27,8 %.

Результаты классификации статистических данных показывают, что за время налёта 60 701 ч реализовалось 122 инцидента, из них по КПН – 17, по НУ 34, по вине ИАС – 65, по вине ЛС–6.

Далее выполнен расчет параметров потоков реализации событий инцидентов при помощи «правила 600»:  $\omega_{\text{ну}} = 9,33 \cdot 10^{-7}$ ,  $\omega_{\text{иас}} = 1,78 \cdot 10^{-6}$ ,  $\omega_{\text{кпн}} = 4,66 \cdot 10^{-7}$ ,  $\omega_{\text{лс}} = 1,647 \cdot 10^{-7}$ .

Расчет количественных показателей риска произведен по методикам Костикова [5] и методике, разработанной на кафедре ТЭЛАД СибГАУ.

Для множества причин возникновения риска (методика МГТУ ГА):

$$R = P_{\text{ну}} \cdot P_{\text{иас}} \cdot P_{\text{кпн}} \cdot P_{\text{лс}} \cdot Y, \quad (1)$$

где  $P_{\text{ну}}$  – вероятность наступления события отказа по неустановленным причинам;  $P_{\text{иас}}$  – вероятность на

ступления события отказа по вине инженерно-авиационной службы;  $P_{\text{кпн}}$  – вероятность наступления события отказа по конструктивно-производственным недостаткам;  $P_{\text{лс}}$  – вероятность наступления события отказа по вине летного состава;  $Y$  – ожидаемый ущерб от реализации события аварии или катастрофы.

В результате выполненных расчетов получены выражения для количественной оценки риска возникновения отказов и неисправностей на самолетах ATR-42. По полученным выражениям построены графики функции реализации события инцидента по четырем причинам от времени по различным законам (см. рисунок).

Описанная выше интерпретация (выражение 1) трудно применима для анализа, так как время в 4-й степени, хотя вероятностная мера риска является более удобной и применяемой при решении задач, касающихся безопасности полетов.

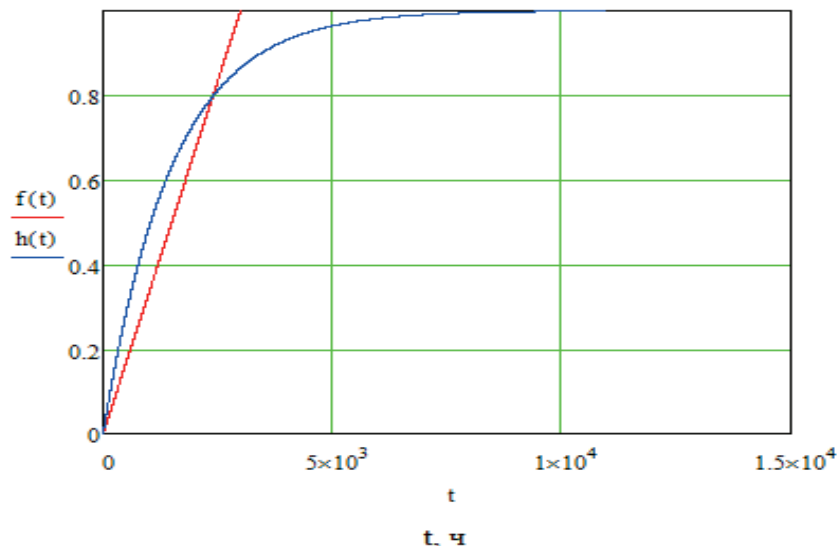
Далее по выражению (2) оценивался уровень риска, выраженный через математическое ожидание ущерба в следующем виде:

$$R_{\text{МО}} = \sum_{i=1}^n P_i \cdot Y_i = P_{\text{ну}} \cdot Y + P_{\text{иас}} \cdot Y + P_{\text{кпн}} \cdot Y + P_{\text{лс}} \cdot Y. \quad (2)$$

При установившемся процессе эксплуатации самолёта ATR-42 допустимо принять поток реализаций инцидентов стационарным. Это обеспечивает возможность, используя вероятности реализации конкретного вида инцидентов, определить вероятность одновременной реализации ровно  $k$  видов инцидентов, приводящих к катастрофе.

Определив вероятности реализации инцидентов по различным причинам, определяли условную вероятность реализации одного заданного инцидента при условии, что другие не реализовались, в виде (3)

$$P(1|0) = \frac{1}{N} = \frac{1}{4}. \quad (3)$$



Графики функции реализации события инцидента по четырем причинам от времени по различным законам:

- вероятность риска при экспоненциальном распределении;
- вероятность риска при равномерном распределении

При этом полная вероятность при реализации ровно одного, наперед заданного, инцидента определится как произведение условной вероятности и вероятности его реализации:

$$P(k=1) = P(1|0) \cdot P(t). \quad (4)$$

Тогда существует возможность определения условной вероятности сочетания нескольких инцидентов  $N$  при условии, что других инцидентов  $v$  не было  $C_N^v$ . Тогда полная вероятность реализации сочетания нескольких инцидентов рассчитана как

$$P(k=v) = \frac{1}{C_N^v} \cdot P(t). \quad (5)$$

Сравнение результатов, полученных по «правилу 600», по методике расчета вероятности риска и расчету с учетом условной вероятности реализации конкретного вида инцидента, сопоставимо с заданием риска в Нормах летной годности самолетов гражданской авиации. В работе показано, что в оценке риска необходимо учитывать условные вероятности реализации того или иного вида события инцидента.

#### Библиографические ссылки

1. Мартынюк В. Ф., Лисанов М. В. Кловач, Е. В., Сидоров В. И. Анализ риска и его нормативное обеспечение // Безопасность труда в промышленности. 1995. № 11. С. 55–62.
2. Ахлюстин В. Н., Новиков Г. А., Щукин В. А. Возможный подход к прогнозам аварии в сложной технической системе // Безопасность труда в промышленности. 1992. № 6. С. 57–59.
3. Бойко О. Г., Фурманова Е. А., Шаймарданов Л. Г. Методологический подход и методы оценки вероятности катастроф вследствие отказов функциональных систем самолетов // Труды Международного симпозиума «Надежность и качество»: в 2 т. Пенза: ПГУ, 2014. Т. 1. С. 84–87.

4. Малкин В. С. Надежность технических систем и техногенный риск. Ростов н/Д: Феникс, 2010. С. 37–57.

5. Костиков В. А. Надежность технических систем и техногенные риски / МГТУ ГА. М., 2008. С. 14–21.

#### References

1. Martyniuk V. F., Lisanov M. V., Klovach E. V., Sidorov V. I. Analiz riska i ego normativnoe obespechenie [Analysis of risk and regulatory support] // Bezopasnost truda v promyishlennosti. 1995. № 11. P. 55–62.
2. Ahlyustin V. N., Novikov G. A., Schukin V. A. Vozmozhnyiy podhod k prognozam avarii v slozhnoy tehnicheckoy sisteme [Possible approach to the forecasts of the accident in a complex technical system] // Bezopasnost truda v promyishlennosti. 1992. № 6. P. 57–59.
3. Boyko O. G., Furmanova E. A., Shaymardanov L. G. Metodologicheskii podhod i metody otsenki veroyatnosti katastrof vsledstvie otkazov funktsionalnykh sistem samoletov [The methodological approach and methods for assessing the probability of accidents due to the failure of the functional systems of airplanes] // Trudy Mezhdunarodnogo simpoziuma «Nadezhnost i kachestvo»: v 2 t. Penza: PGU, 2014. Vol. 1. P. 84–87.
4. Malkin V. S. Nadezhnost tehnicheckikh sistem i tehnogennyiy risk [Reliability of technical systems and technological risks]. Rostov n/D: Feniks, 2010. P. 37–57.
5. Kostikov V. A. Nadezhnost tehnicheckikh sistem i tehnogennyie riski [Reliability of technical systems and technological risks] / MGTU GA M., 2008. P. 14–21.

© Мясников В. Э., Попов Д. В., Бойко О. Г., 2016

УДК 629.73

### ОЦЕНКА УГРОЗЫ И УПРАВЛЕНИЕ РИСКОМ В ОБЕСПЕЧЕНИИ АВИАЦИОННОЙ БЕЗОПАСНОСТИ

Ю. В. Огородникова, П. Р. Чирков

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: grand\_espada24@mail.ru

*Несмотря на максимальные усилия государств, администраций аэропортов и эксплуатантов ВС, акты незаконного вмешательства и попытки угрозы происходят достаточно часто. В статье рассматриваются вопросы оценки угрозы и управления риском в авиационной безопасности.*

*Ключевые слова: оценка риска и ущерба, авиационная безопасность, управление риском, безопасность полетов.*

## EVALUATING THREAT AND RISK MANAGEMENT IN AVIATION SECURITY

Yu. V. Ogorodnikova, P. R. Chirkov

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
 31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
 E-mail: grand\_espada24@mail.ru

*Despite the best efforts of states, the administration of airports and operators of aircraft, acts of unlawful interference and threats happen rather often. The article deals with the issues of threat evaluation and risk management in aviation security.*

*Keywords: assessment of risk and harm, security, risk management, safety.*

В настоящее время наблюдается активное внедрение методологии оценивания рисков, угроз, управления рисками и безопасностью полетов в гражданской авиации; разрабатываются методики прогнозирования рисков, применяются матрицы оценки рисков, вводятся стандарты на основную терминологию, которая применяется при авиационной деятельности.

Рассмотрим некоторые понятия, которые понадобятся для понимания:

*Риск* – это возможность наступления негативного события с отрицательными последствиями в результате определенных действий и решений [1; 2].

*Угроза* – это состояние, объект или деятельность, которые несут в себе потенциальную угрозу.

*Опасность* – это состояние системы, в которой может произойти опасное событие (или прогнозируемое).

Вопрос безопасности в гражданской авиации (ГА) на данный момент является одним из приоритетных в политике государств. Однако до сих пор практическая реализация безопасности на авиационном транспорте представляет собой смесь предлагаемых законодательных норм и правил и сложившихся традиционных мер обеспечения безопасности в области ГА. В основном служба безопасности использует традиционные вероятностные подходы на основании Приложения 17 ИКАО.

Согласно Приложению 17 каждое договаривающееся государство должно на постоянной основе производить оценку степени угрозы для гражданской авиации в пределах его территории, разрабатывать и реализовывать руководящие принципы и правила для корректировки своей программы безопасности гражданской авиации на основании оценки риска [1].

Из данного требования вытекает проблема решения двух серьезных задач: оценка угрозы и управление риском, которые в совокупности составляют основу для разработки эффективных методов борьбы с актами незаконного вмешательства (АНВ) в деятельности гражданской авиации. Безусловно, повсеместное проведение полноценных средств защиты крайне неэффективно и невыгодно. Существует так называемая концепция «управления риском», которая предполагает использовать средства защиты там и тогда, где и когда это наиболее необходимо. В настоящее время авиационное сообщество перешло к прогности-

ческим методам управления безопасностью с использованием оценок риска на множествах элементов и событий в ГА, что и послужило основанием для возникновения данной концепции [3].

На практический результат по мерам обеспечения безопасности в ГА влияет сильный недостаток универсального подхода к решению возникшей ситуации.

Системный подход к оценке угрозы привел к использованию «ПИУ» – позитивной идентификации угрозы, метод которой состоит в использовании специфических особенностей информации, содержащейся в угрозе, для последующей её классификации:

- реальная угроза,
- предполагаемая угроза или
- намеренный обман [4].

Следующим этапом после оценки угрозы следует выбрать один из трех уровней, представленных на рисунке.

В гражданской авиации уже длительное время создается стандарт на системы обеспечения безопасности полетов в виде специального приложения к конвенции ИКАО типа ANNEX 19, в котором принципы управления рисками разделены по факторам опасных воздействий на системы. Изложенная концепция ИКАО предполагает введение определенной терминологии.

Рисковое событие  $R$  как математическая категория – это дискретное событие с такими двойственными свойствами, как случайность и ущерб [5].

Тогда оценка риска  $R$  как количества опасности в системе с прогнозируемым рисковым событием  $R'$  первоначально задается множеством соответствующих показателей, а затем – в интегральном виде, например, в баллах или в индикаторах с помощью матриц анализа рисков (см. рисунок).

Математическая характеристика, отражающая физическую сущность риска, вытекает из понятия бинарного разбиения пространства  $\Omega$  исходов события  $\omega_1$  и  $\omega_0$ :

$$\Omega = \omega_0 \cup \omega_1 \cup \emptyset = A \cup \bar{A} = R,$$

где  $\omega_0$  – класс (множество) событий, не являющихся опасными;  $\bar{A}$  – событие, обратное к  $\omega_0$ , т. е. опасное, например, рисковое  $R$  такое, что  $R \equiv R' = \cup R_j'$  – класс событий в группе  $R'$ , составленной из событий  $R_j$ .

Уровень угрозы	Характер угрозы	Необходимые контрмеры
<b>КРАСНЫЙ</b>	Конкретная угроза, характер которой позволяет определить ее объект, или когда высказавшее угрозу лицо назвало свое имя или берущую на себя ответственность организацию и когда угроза рассматривается как вполне вероятная	Вполне вероятно, что такая угроза представляет опасность для людей, имущества или коммерческой деятельности поэтому заслуживает принятия контрмер. Предпринять все необходимые контрмеры
<b>ОРАНЖЕВЫЙ</b>	Угроза, которая может быть отнесена к одному или нескольким объектам, однако в отношении ее достоверности или в отношении эффективности действующих контрмер имеются определенные сомнения	Такая угроза может представлять опасность и может потребовать усиления контрмер
<b>ЗЕЛЕНЫЙ</b>	Угроза, в которой может быть не назван конкретный объект или группа объектов или которая в других отношениях не заслуживает доверия	Действующие контрмеры достаточны для ликвидации угрозы. Никаких дополнительных мер предосторожности не требуется

## Анализ уровня угрозы

Данная формула аргументирует практическое применение матриц рисков по ИКАО: полученная матрица может дать значение случайности (и ущерба) только для одного события – исхода  $\tilde{A} \equiv R \approx R'$  без детального построения генеральной совокупности событий. Ввиду редкости события класса  $\omega_1$  приходится экспертно оценивать меру случайности этого события. При этом матрица будет одна, а результаты оценки значимости рисков может быть несколько.

Поэтому главной задачей каждого государства является разработка мер и процедур по управлению кризисной ситуацией, которые должны включать выявление кризисной ситуации, планирование соответствующих ответных действий, разрешение сложившейся ситуации.

**Библиографические ссылки**

1. Приложение 17 к Чикагской конвенции ИКАО «Безопасность – защита международной гражданской авиации от актов незаконного вмешательства» // Международные стандарты и рекомендуемая практика. 9-е изд. 2011. С. 13.
2. Понятие и сущность рисков [Электронный ресурс]. URL: <http://studlib.com/content/view/2498/36/> (дата обращения 18.09.2016).
3. Концепции риска [Электронный ресурс]. URL: <http://www.znay.ru/risk/03-02.shtml> (дата обращения 19.09.2016).
4. Руководство по безопасности для защиты гражданской авиации от актов незаконного вмешательства / Международная организация гражданской авиации. 2008. П. 5.12.5.

5. Разработка инструментов оценивания рисков возникновения АНВ в САБ аэропортового комплекса // Транспорт Российской Федерации. 2012. № 2.

**References**

1. Prilozhenie 17 k CHikagskoj konvencii IKAO «Bezopasnost' – zashchita mezhdunarodnoj grazhdanskoj aviicii ot aktov nezakonnogo vmeshatel'stva» Mezhdunarodnye standarty i rekomenduemaya praktika [Annex 17 to the ICAO Chicago Convention "Security – protection against acts of unlawful interference of international civil aviation" International Standards and Recommended Practices]. Izdanie devyatoe, 2011. P. 13.
2. Ponyatie i sushchnost' riskov. Available at: <http://studlib.com/content/view/2498/36/> (accessed 18.09.2016).
3. Konceptii riska. Available at: <http://www.znay.ru/risk/03-02.shtml> (accessed 19.09.2016).
4. Rukovodstvo po bezopasnosti dlya zashchity grazhdanskoj aviicii ot aktov nezakonnogo vmeshatel'stva [Security manual for safeguarding civil aviation against acts of unlawful interference]/ Mezhdunarodnaya organizaciya grazhdanskoj aviicii/Izd. 2008, punkt 5.12.5.
5. Razrabotka instrumentov ocenivaniya riskov vznikoveniya ANV v SAB aehroportovogo kompleksa [Development of tools of assessment risks of ANV in the SAB airport complex]/ zhurnal "Transport Rossijskoj Federacii" № 2 ot 2012g.

© Огородникова Ю. В., Чирков П. П., 2016



УДК 629.7.02

## СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ПРОЦЕССА ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ ГИДРАВЛИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ПЕРЕДНЕЙ НОГОЙ САМОЛЕТА ТУ-134

Д. Р. Полежаев, О. А. Заплатин, О. Г. Бойко

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: dmitrii1916@mail.ru

*Выполнены исследования процесса технической эксплуатации гидравлической системы с целью совершенствования технологического процесса.*

*Ключевые слова: технологический процесс, гидравлическая система, техническое обслуживание, шасси.*

## IMPROVING TECHNOLOGICAL PROCESS OF MAINTENANCE OF THE HYDRAULIC CONTROL SYSTEM OF THE FRONT LEG OF THE AIRCRAFT TU-134

D. R. Polezhaev, O. A. Zaplatyn, O. G. Boyko

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: dmitrii1916@mail.ru

*The investigation presents the process of technical operation of the hydraulic system with the purpose to improve the technological process.*

*Keywords: technological process, hydraulic system, maintenance, chassis.*

Актуальность данной работы обусловлена совершенствованием технологического процесса технического обслуживания с целью обеспечения безотказности функционирования системы.

Целью данной работы является:

- анализ условий эксплуатации;
- анализ типичных отказов и неисправностей;
- разработка предложений по совершенствованию технологического процесса.

Гидравлическая система управления передней ногой обеспечивает самостоятельное руление воздушного судна (ВС), устойчивость, а та же воспринимает часть нагрузок при посадке ВС. Система управления передней ногой состоит из амортистойки, демпфирующего устройства, распоров, поворотных рычагов, гидравлического цилиндра уборки и выпуска шасси, гидрошлангов и других элементов.

В работе рассмотрены условия эксплуатации исследуемой системы [1–3]. К числу основных групп эксплуатационных факторов, оказывающих наиболее существенное влияние на изменение технического состояния элементов гидравлической системы и её работоспособность, отнесены: механические нагрузки, климатические условия, изменение свойств рабочего тела, качество технического обслуживания на земле и режимы эксплуатации гидросистемы в полете [4; 5].

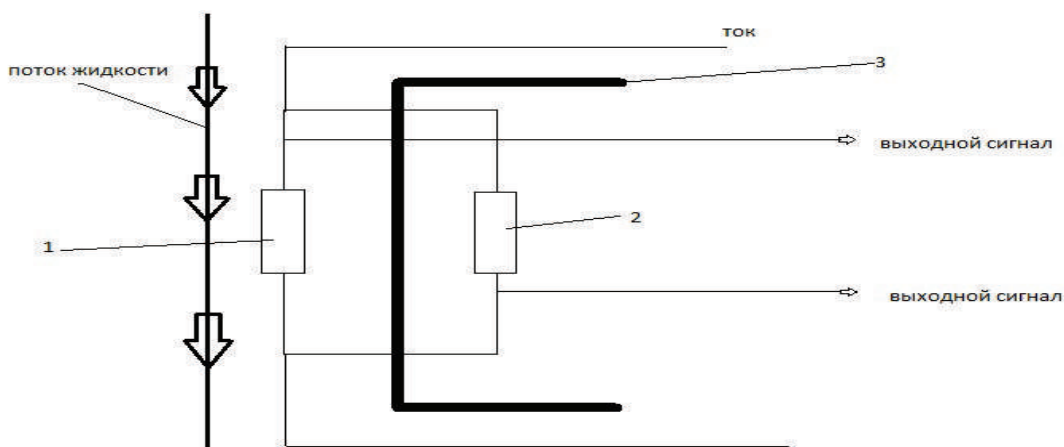
Рассмотрены виды нагрузок, влияющие на элементы гидросистемы, к ним относятся: внутреннее давление жидкости при срабатывании агрегатов, температурные деформации и тепловые удары, изменение режима полета или режима работы силовых устано-

вок, пульсирующие потоки жидкости и гидравлические удары, вибрация агрегатов силовых установок, колебания агрегатов и гидропанелей под действием массовых инерционных аэродинамических сил.

В работе рассмотрены типовые отказы и повреждения за период с 2002 по 2006 гг. по данным аэропорта Емельяново и признаки их внешнего проявления. В соответствии со статистикой отказов и неисправностей для гидравлической системы управления передней опоры шасси самолета Ту-134 характерны следующие неисправности: вибрация передней опоры, нарушение управляемости колес, нарушение сигнализации положения шасси, коррозионное поражение силовых металлооплеток.

Практика показывает, что до 60 % всех отказов и повреждений относятся к параметрическим, а 40 % – к функциональным. Внешние и внутренние утечки в системе считают параметрическими отказами, за исключением струйных утечек, которые называют функциональными. К последним также относят повреждения механических элементов гидросистем и случаи динамически неустойчивой работы гидроприводов.

Большинство отказов гидроприводов (до 45 %) связаны с выходом из строя уплотнений подвижных элементов и неподвижных соединений. К отказам механических элементов относят разрушения, потертости, коррозию трубопроводов и соединений, корпусов агрегатов и др. Основным видом отказов гидромеханических золотниковых распределительных устройств – повышенное усилие страгивания.



Термоанемометрический датчик контроля расхода жидкости:  
1 – рабочий термистор; 2 – компенсационный термистор; 3 – закрытая камера

Таких отказов наблюдается до 60 %, в том числе и полное заклинивание золотников. До 20 % отказов золотниковых устройств связано с утечками по уплотнениям привода золотника.

Таким образом, наименее надежными элементами гидросистемы являются уплотнения, электрогидравлические и гидромеханические распределительные устройства и некоторые механические элементы.

В работе рассмотрена оценка степени влияния отказов и повреждений на безопасность полетов. На основании проведенного анализа предложено усовершенствование технологического процесса технического обслуживания (ТО), в котором предложены следующие мероприятия.

1. Применение установки для обслуживания гидравлической системы, которая выполняет сразу несколько функций. Она позволит сократить трудозатраты и время на ТО.

2. Применение новых типов смазок, позволит увеличить ресурс подшипниковых узлов передней опоры шасси.

3. Применение термоанемометрических датчиков, которые позволяют облегчить процесс диагностики неисправностей (см. рисунок).

4. Применение чехлов для гидрошлангов с металлооплеткой, защищающих от поражения коррозией.

Таким образом, предлагаемые мероприятия позволят усовершенствовать технологический процесс, а именно: повысить показатели надежности гидравлической системы управления передней ногой самолета Ту-134, ресурс изделий системы и снизить трудозатраты на ТО.

#### Библиографические ссылки

1. Голле Г. Снижение отрицательного влияния фактора времени на повышенное сопротивление элементов конструкции длительным нагрузкам. Дрезден, 1967. 134 с.

2. Гудков А. И., Лешаков П. С. Внешние нагрузки и прочность летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1968. 252 с.

3. Когаев В. П. Усталость и несущая способность узлов и деталей машин при стационарном и нестационарном переменном нагружении / НТО Mashprom. М., 1966. 262 с.

4. Исследование рассеивания характеристик выносливости конструкционных алюминиевых сплавов в связи с технологией его производства / С. В. Серенсен, М. Н. Степанов, В. П. Когаев и др. // Труды МАТИ. 1958. № 35. С. 29–38.

5. Бойцов Б. В., Шор Я. Б., Якобсон И. В. О особенности распределения спектра амплитуд нагрузок, действующих на шасси тяжелого транспортного самолета // Труды ГосНИИ ГА. 1970. С. 115–124.

#### References

1. Golle G. Snizhenie otritsatel'nogo vliyaniya faktora vremeni na povyishennoe soprotivlenie elementov konstruktсии dlitelnyim nagruzkam [Reducing the negative impact of the time factor in the increased resistance to structural elements of long loads]. Drezden, 1967. 134 p.

2. Gudkov A. I., Leshakov P. S. Vneshnie nagruzki i prochnost letatelnykh apparatov [External load and durability of aircraft]. M.: Mashinostroenie, 1968. 252 p.

3. Kogaev V. P. Ustalost i nesuchaya sposobnost uzlov i detaley mashin pri statsionarnom i nestatsionarnom peremennom nagruzhennii [Fatigue and bearing capacity of components and machine parts in stationary and non-stationary variable loading]. NTO Mashprom, 1966. 262 p.

4. Issledovanie rasseivaniya harakteristik vyinoslivosti konstruktсионnykh alyuminievykh splavov v svyazi s tehnologiyey ego proizvodstva [The study of dispersion characteristics of endurance constructional aluminum alloys in connection with its production technology] / S. V. Serensen, M. N. Stepanov, V. P. Kogaev et al. // Trudy MATI. 1958. № 35. P. 29–38.

5. Boytsov B. V., Shor Ya. B., Yakobson I. V. Osobennosti raspredeleniya spektra amplitud nagruzok, deystvuyuschih na shassi tyazhelogo transportnogo samoleta [Features of allocation of the spectrum amplitude loads acting on heavy transport aircraft landing gear] // Trudy GosNII GA. 1970. P. 115–124.

© Полежаев Д. Р., Заплатин О. А.,  
Бойко О. Г., 2016

УДК 629.7.063.2

## ОБОСНОВАНИЕ ПЕРЕЧНЯ MEL ПРИ ОТПРАВКЕ САМОЛЕТА ЯК-42Д В РЕЙС ДЛЯ СИСТЕМЫ КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ ВОЗДУХА

Д. В. Попов, В. Э. Мясников, Е. А. Ачкасова

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: zorrin1994@gmail.com

*Выполнены расчеты по безотказности системы кондиционирования воздуха (СКВ) самолета Як-42Д по данным ООО «Аэропорт Емельяново». Выполнен анализ влияния отказов отдельных агрегатов на безопасность полета с целью включения их в перечень минимального необходимого оборудования для отправки в рейс.*

*Ключевые слова: отказ агрегата системы, самолет, MEL, система кондиционирования воздуха.*

### MEL SUBSTANTIATION WHEN SENDING YAK 42D IN FLIGHT FOR ACS.

D. V. Popov, V. E. Myasnikov, E. A. Achkasova

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: zorrin1994@gmail.com

*The work contains calculations of reliability wells at Aircraft – Yak 42D according to LLC "Emelyanovo" Airport. The research analyses the impact of failures of individual units for flight safety with a view to their inclusion in the list of the minimum necessary equipment to be sent to flight.*

*Keywords: failure of the system unit, the plane, MEL, the air conditioning system.*

Перечень MEL (Minimum equipment list) – это документ, который содержит перечень минимального оборудования для определенного типа самолета, при котором самолет может совершать полет. Данный документ позволяет повысить эффективность эксплуатации воздушного судна за счет сокращения времени простоев борта при возникновении неисправности.

Целью данной работы является обоснование введения перечня MEL при эксплуатации системы кондиционирования воздуха самолета Як-42Д.

Для достижения поставленной цели решались следующие задачи:

- сбор и обработка статистических данных по отказам и неисправностям системы кондиционирования воздуха самолета Як-42Д;
- выявление агрегатов и элементов системы, не оказывающих влияния на ее живучесть;
- выполнение расчета системы без выявленных элементов;
- разработка перечня MEL по системе кондиционирования воздуха.

В работе выполнялся анализ надежности агрегатов системы кондиционирования воздуха по статистическим данным ООО «Аэропорт Емельяново» [1–4].

Были выявлены агрегаты и элементы, не оказывающие влияния на живучесть системы кондиционирования воздуха. Среди них: заслонка 5395Т, командный прибор 5397Т, датчик ИКД27 ДФ-10.

Далее выполнялся расчет безотказности системы при различных комбинациях отсутствия выделенных элементов [1–4].

Полученные значения сравнивались с нормами летной годности самолетов транспортной категории [5], что явилось основанием для обоснования позиций перечня.

Таким образом, по результатам исследований в работе предложено внести в перечень MEL системы кондиционирования самолета Як-42Д три позиции, среди которых: заслонка 5395Т, командный прибор 5397Т, датчик ИКД27 ДФ-10.

#### Библиографические ссылки

1. Шаймарданов Л. Г., Бойко О. Г. Надежность функциональных систем самолетов гражданской авиации / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2010.
2. Руководство по технической эксплуатации самолета Як-42Д.
3. Воробьев Е. А. Численные методы : учеб. пособие для вузов. 2-е изд., испр. М. : Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1987.
4. Лукасов В. В., Кацура А. В. Надежность летательных аппаратов и двигателей / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2005.
5. Нормы летной годности самолетов транспортной категории. 4-е изд. с 1–7 поправками. 2013.

#### References

1. Shaymardanov L. G., Boyko O. G. Nadezhnost' funktsional'nykh sistem samoletov grazhdanskoj aviatsii

[Reliability of functional systems of civil aircraft]. Sib. gos. aerokosmich. un-t. Krasnoyarsk, 2010.

2. Rukovodstvo po tekhnicheskoy ekspluatatsii samoleta Yak-42D [Guidelines for the technical operation of the Yak-42D].

3. Vorob'ev E.A. Chislennyye metody: uchebnoe posobie dlya vuzov [Numerical methods: a manual for schools]. 2-e izdanie, ispr. M. : Nauka. Gl. red. fiz.-mat. lit., 1987.

4. Lukasov V. V., Katsura A. V. Nadezhnost' letatel'nykh apparatov i dvigateley [Reliability of aircrafts and engines]. Sib. gos. aerokosmich. un-t. Krasnoyarsk, 2005.

5. Normy letnoy godnosti samoletov transportnoy kategorii [Standards of Airworthiness transport category airplanes]. 4-e izdanie s 1-7 popravkami. 2013.

© Попов Д. В., Мясников В. Э., Ачкасова Е. А., 2016

УДК 629.735.017.1

## АНАЛИЗ СТАТИСТИКИ НАРУШЕНИЙ И ОТКАЗОВ ВЕРТОЛЁТОВ ПО ДАННЫМ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ПРЕДПРИЯТИЙ

В. Л. Потылицын, Е. Г. Талапова, О. Г. Бойко

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: potilicin-vl@yandex.ru

*Выполнен анализ данных по отказам и неисправностям по данным эксплуатационных предприятий подчиненных Красноярскому МТУ Росавиации в период с 2010 по 2015 гг.*

*Ключевые слова: эксплуатационная статистика, вертолёт, конструктивно-производственный недостаток.*

## STATISTICAL ANALYSIS OF VIOLATIONS AND FAILURES ACCORDING HELICOPTER MAINTENANCE COMPANIES

V. L. Potyilitsyn, E. G. Talapova, O. G. Boyko

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: potilicin-vl@yandex.ru

*The paper analyzes the data on failures and malfunctions according to the maintenance companies subordinated to Krasnoyarsk MTU Rosaviation in the period from 2010 to 2015.*

*Keywords: operational statistics, helicopter, constructively and production flaw.*

Разработка мероприятий по снижению нарушений со стороны инженерно-авиационной службы (ИАС) для повышения безопасности полетов является актуальной задачей.

Целью данной работы является анализ эксплуатационной статистики для разработки мероприятий по снижению нарушений в техническом обслуживании вертолетов отечественного и импортного производства.

В работе собрана статистика по отказам и неисправностям вертолетов отечественного и импортного производства по данным эксплуатационных предприятий, подчиненных Красноярскому МТУ Росавиации в период с 2010 по 2015 гг. [1; 2].

Для классификации причин реализации событий, специалистами (экспертами) службы качества предприятий выполнялась группировка статистических данных по причинам: конструктивно-производственные недостатки (КПН); события по вине инженерно-авиационной службы (ИАС); события по вине эки-

пажа; события по неустановленным причинам (см. таблицу) [3].

Каждое авиационно-транспортное предприятие собирает информацию по отказам и неисправностям воздушных судов с целью анализа, классификации и улучшения качества технического обслуживания, контроля технического состояния, что в свою очередь влияет на безопасность и качество воздушных перевозок [1; 2]. Анализ статистических данных даёт возможность сделать вывод о том, что максимальное количество отказов и неисправностей происходит по причине конструктивно-производственных недостатков авиационной техники.

Причина таких результатов, на наш взгляд, с одной стороны, связана с климатическими особенностями региона и старением отечественной техники; с другой, стремлением большинства предприятий обслуживающих авиационную технику, списывать недостатки своей деятельности на конструктивно-производственные недостатки.

**Распределение причин реализации событий нарушений**

№	Тип вертолёта	Количество, шт.	Причины реализации событий			
			КПН	ИАС	Вина экипажа	Не установлено
1	Ми-2	6	52	0	0	0
2	Ми-8	29	218	1	0	1
3	Robinson	8	26	0	0	0
4	Eurocopter	5	27	0	1	0
5	Aw-119	2	7	3	0	0
Всего		50	330	4	1	1

Такое ведение отчетности на предприятиях искажает реальную картину и не позволяет формировать необходимые управляющие воздействия.

В дальнейшей работе планируется рассмотреть влияние человеческого фактора на формирование реальной картины эффективности процессов технического обслуживания в авиакомпаниях на территории Красноярского края [4; 5].

**Библиографические ссылки**

1. Анализ безопасности полетов в гражданской авиации Красноярского МТУ ВТ МТ РФ за первое полугодие 2006 года. Красноярск, 2006. 28 с.
2. Анализ влияния надежности авиационной техники на безопасность полетов за 2005 год. Приложение.э Минтранс России. М., 2006. 86 с.
3. Утенков П. Г., Бойко О. Г., Шаймарданов Л. Г. Методологический подход к анализу рисков в гражданской авиации // Журнал ПБиЧС. М. : ВИНТИ РАН. 2012. Вып. 5. С. 97–100.
4. Вертолеты / Л. М. Володко, М. П. Верховзин, В. А. Горшков ; под ред. А. М. Володко. М. : Воениздат, 1992. 557 с.
5. Дедков В. К. Прогностика и косвенное прогнозирование надежности технических объектов // Надежность и качество : труды международного симпозиума. 2009. Т. 1. С. 108–110.

**References**

1. Analiz bezopasnosti poletov v grazhdanskoj aviatsii Krasnoyarskogo MTU VT MT RF za pervoe polugodie 2006 goda [Analysis of safety of civil aviation in Krasnoyarsk MTU VT MT RF for the first half of 2006]. Krasnoyarsk, 2006. 28 p.
2. Analiz vliyaniya nadezhnosti aviatsionnoy tehniki na bezopasnosti poletov za 2005 god [Analysis of the safety impact of aviation equipment reliability for 2005]. (Prilozhenie). Mintrans Rossii. M., 2006. 86 p.
3. Utenkov P. G., Boyko O. G., Shaymardanov L. G. Metodologicheskij podhod k analizu riskov v grazhdanskoj aviatsii [The methodological approach to the analysis of risks in civil aviation]. Zhurnal PBiChS. M. : VINITI RAN. 2012. Iss. 5. P. 97–100.
4. L. M. Volodko, M. P. Verhozin, V. A. Gorshkov; Pod red. A. M. Volodko. Vertoletyi [Helicopters]. M. : Voennzdat, 1992. 557 p.
5. Dedkov V. K. Prognostika i kosvennoe prognozirovanie nadezhnosti tehnicheskikh ob'ektov Trudy mezhdunarodnogo simpoziuma Nadezhnost i kachestvo [Prognostics and indirect prediction of the reliability of technical objects]. 2009. Vol. 1. P. 108–110.

© Потылицын В. Л, Талапова Е. Г., Бойко О. Г., 2016

УДК 621.313.32

**АВИАЦИОННЫЕ СИНХРОННЫЕ МАШИНЫ СПЕЦИАЛЬНОГО ПРИМЕНЕНИЯ, ИХ ТЕХНИЧЕСКИЕ И ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ**

Е. А. Туговиков

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
 Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
 E-mail: tugovikovevgen@gmail.com

*Рассматривается актуальность использования авиационных электрических микромашин с постоянной частотой вращения ротора. Рассмотрены основные синхронные машины специального применения, используемые в самолетостроении.*

*Ключевые слова: шаговые двигатели, гистерезисные двигатели, реактивные двигатели.*

AIRCRAFT USING SPECIAL SYNCHRONOUS MACHINES, THEIR TECHNICAL AND OPERATIONAL CHARACTERISTICS

E. A. Tugovikov

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochoy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: tugovikovevgen@gmail.com

The paper considers significant use of air power micromachines with a permanent part of the rotation of the rotor. The research proposes main synchronous machines for special applications in aircraft.

Keywords: stepper motors, hysteresis motors, jet engines.

**Введение.** В авиастроении широко применяют синхронные микродвигатели мощностью от долей ватта до нескольких сотен ватт, так как они поддерживают постоянную частоту вращения, которая связана с частотой питающей сети. В ряде случаев синхронные микромашины применяют как генераторы, например для получения переменного тока повышенной частоты и измерения частоты вращения.

По типу синхронные микромашины (СММ) подразделяются на реактивные двигатели, шаговые двигатели, гистерезисные машины, синхронные машины с постоянными магнитами и индукторные машины [1]. Достоинства и недостатки каждого типа СММ приведены в таблице.

**Шаговые двигатели.** Шаговыми двигателями называют исполнительные двигатели, поворот ротора которых на определенный угол (шаг) осуществляется импульсными сигналами. Такие двигатели применяются в системах автоматического управления [3].

Шаговые двигатели обладают следующими характеристиками, которые снимают при различных сочетаниях включаемых обмоток, моментах инерции двигателя и нагрузки и пр.

Статическая характеристика – это зависимость электромагнитного момента  $M$  от угла  $\theta$  (рис. 1, а).

Предельная механическая характеристика – это зависимость частоты управляющих импульсов от максимального момента на валу ротора, при котором происходит выпадение двигателя из синхронизма (рис. 1, б, кривая 1).

Предельная динамическая характеристика приемистости – это зависимость частоты приемистости  $f_{пр}$  в динамическом режиме (например, при пуске) от момента нагрузки  $M$  (рис. 1, б, кривая 2). Рабочие характеристики снимают.

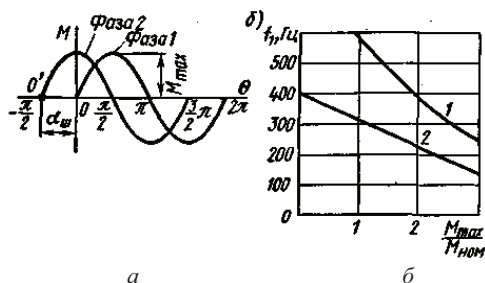


Рис. 1. Статическая и предельные механическая и динамическая характеристики шагового двигателя

**Гистерезисные двигатели.** Гистерезисным двигателем называют синхронный двигатель, вращающий момент которого создается за счет явления гистерезиса при перемагничивании ферромагнитного материала.

При пуске двигателя на роторе возникают гистерезисный момент  $M_g$  и асинхронный момент, образующийся в результате взаимодействия вращающегося магнитного поля с вихревыми токами, индуцируемыми этим полем в роторе. Асинхронный момент имеет максимальное значение при  $s = 1$ , т. е. так же, как и в асинхронном исполнительном двигателе с массивным ферромагнитным ротором [2]:

$$M_{ac} = f(s).$$

Результирующий момент ротора

$$M_{рез} = M_g + M_{ac}.$$

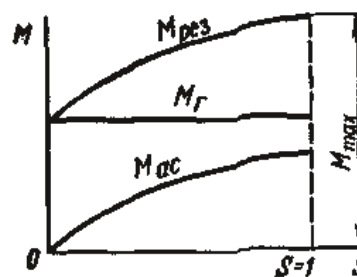


Рис. 2. Зависимость моментов гистерезисного двигателя от скольжения (s)

**СММ с постоянными магнитами.** В этих машинах вместо обмотки возбуждения применяют блок постоянных магнитов, изготовляемый из магнитотвердого материала.

На ротор при пуске двигателя действует тормозной момент, величина которого зависит от скольжения  $s$  (рис. 3). Тормозной момент  $M_t$  обычно имеет максимум при скольжении  $s = 0,9 \dots 0,6$ .

Полезный пусковой момент  $M_n$  двигателя равен разности асинхронного момента  $M$  и тормозного момента  $M_t$ . Вследствие действия тормозного момента  $M_t$  кривая пускового момента  $M_n$  имеет провал.

При правильном выборе пусковой обмотки минимальный результирующий пусковой момент  $M_{пмин}$  получается больше номинального  $M_n$  [1].

**Индукторные машины.** В индукторных машинах используют принцип генерирования переменного тока, основанный на действии зубцовых гармонических.

Достоинства и недостатки СММ

Тип двигателя	Достоинства	Недостатки
Реактивные двигатели	1. Отсутствие колебаний ротора. 2. Простота конструкции. 3. Отсутствие обмотки возбуждения. 4. Высокая надежность работы	1. Низкий максимальный момент. 2. Низкий коэффициент мощности ( $\cos\varphi < 0,5$ ). 3. Низкий коэффициент полезного действия $\eta$
Шаговые двигатели	1. Возможность выполнить на основе любого синхронного двигателя. 2. Большие моменты	1. Зависимость пусковых свойств от частоты импульсов (приемистости)
Гистерезисные машины	1. Простота конструкции. 2. Малый пусковой ток. 3. Высокая надежность работы. 4. Бесшумность. 5. Сравнительно большой КПД	1. Дорогие материалы. 2. Низкий коэффициент мощности. 3. Склонность к качаниям при резких изменениях нагрузки
СММ с постоянными магнитами	1. Высокая надежность. 2. Значительная устойчивость. 3. Простота конструкции	1. Невозможность регулировать выходное напряжение
Индукторные машины	1. Отсутствие обмотки возбуждения. 2. Высокая надежность. 3. Токи повышенной частоты	1. Индукторные генераторы имеют низкий КПД

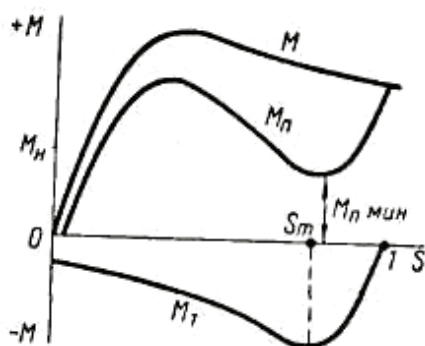


Рис. 3. Кривые моментов при пуске синхронного двигателя с постоянными магнитами

Реакция якоря, внешние и регулировочные характеристики индукторных генераторов близки к соответствующим характеристикам генераторов обычного типа. Но КПД значительно меньше: при  $\cos\varphi = 1$ ,  $\eta = 0,44...0,75$ , что объясняется повышенными добавочными потерями в стали и в обмотке якоря вследствие высокой частоты перематничивания [2].

**Реактивные двигатели.** Реактивный двигатель представляет собой явнополюсную синхронную машину без обмотки возбуждения.

Момент двигателя  $M_d$  возникает за счет неодинаковой проводимости ротора по осям  $d$  и  $q$ , которая создается за счет впадин или введения алюминиевых прослоек между пластинами ротора. Наивыгоднейшим отношением  $xq/xd$  можно считать величину, близкую к 0,5. Согласно выражению электромагнитного момента синхронного двигателя реактивный момент  $M_d$  двигателя пропорционален синусу двойного угла нагрузки  $\theta$  и имеет максимум при  $\theta = 45^\circ$ . С учетом активного сопротивления обмотки статора  $r_a$  максимальное значение реактивного момента  $M_d$  уменьшается. В этом случае максимум  $M_d$  имеет место при угле  $\theta = 25...40^\circ$  [3].

У реактивных двигателей роторы снабжаются короткозамкнутой пусковой обмоткой, которая является

демпфирующей, так как отсутствует начальный пусковой момент.

СММ используются в электрических часовых механизмах, лентопротяжных механизмах самопишущих приборов, радиоаппаратуре, программных устройствах, курсовых системах, а также в системах синхронной связи.

Использование синхронных машин в качестве двигателей нецелесообразно из-за сложности изготовления ротора и дороговизны материалов в сравнении с асинхронными, которые имеют довольно простую и недорогую в создании конструкцию. А использование в качестве генераторов имеет смысл, так как они позволяют получить ток постоянной частоты без использования сторонних приспособлений и обладают высоким показателем надежности.

Библиографические ссылки

1. Акзигитов Р. А., Кацура А. В., Юрковец Н. В. Специальные электрические машины : учеб. пособие / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2014. 180 с.
2. Брускин Д. Э., Зорохович А. Е., Хвостов В. С. Электрические машины : учебник для электротехн. спец. вузов. В 2 ч. Ч. 2. 2-е изд. М. : Высш. шк., 1987. 335 с.
3. Кулик Ю. А. Электрические машины. М. : Высшая школа, 1966. 362 с.

References

1. Akzigitov R. A., Katsura A. V., Yurkovets N. V. Special electrical machines : Textbook. Krasnoyarsk, Sib. state. aerokosmich. un-t, 2014. 180 p.
2. Bruskin D. E., Zorohovich A. E., Tails V. S. Electric cars . Part 2. Textbook. for electrotechnical. spec. universities. The 2. Part 2. 2th ed. M: . Executive. Rk, 1987. 335 p.
3. Kulik Yu. Electrical machines. M. Higher School , 1966. 362 p.

УДК 629.7.014-519

**ДЕМОНСТРАЦИОННАЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ ТРУБА МАЛЫХ ДОЗВУКОВЫХ СКОРОСТЕЙ**

А. М. Турчанов, Н. В. Никушкин

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
 Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
 E-mail: flighttt1994@yandex.ru

*Рассмотрен проект демонстрационной аэродинамической трубы малых дозвуковых скоростей, разработанной в УИЦ «АИСТ».*

*Ключевые слова: проект, аэродинамическая труба, дозвуковая скорость.*

**DEMONSTRATION OF SMALL WIND TUNNEL WITH SUBSONIC SPEEDS**

A. M. Turchanov, N. V. Nikushkin

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
 31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
 E-mail: flighttt1994@yandex.ru

*The article describes the design of a wind tunnel demonstration to small subsonic speeds developed at TRC "AIST".*

*Keywords: project, wind tunnel, subsonic speed.*

Аэродинамическая труба (АТ) представляет собой лабораторную установку, которая создаёт эталонный поток заданных параметров для изучения характеристик обтекания твёрдых тел. В основе работы аэродинамической трубы лежит принцип обратимости движения потока.

**Схема и основные элементы конструкции.** В учебно-исследовательском центре (УИЦ) «АИСТ» института гражданской авиации и таможенного дела (ИГАиТД) разработан проект аэродинамической трубы малых дозвуковых скоростей со скоростью потока до 30 м/с.

Данная труба представляет собой конструкцию из четырех модулей: 1) сопло; 2) рабочая часть в виде камеры Эйфеля; 3) конический диффузор; 4) вентиляционная установка [1].

На качество потока в рабочей части большое влияние оказывает форма сопла. Наиболее эффективной формой сопла является сопло Витошинского (рис. 1).

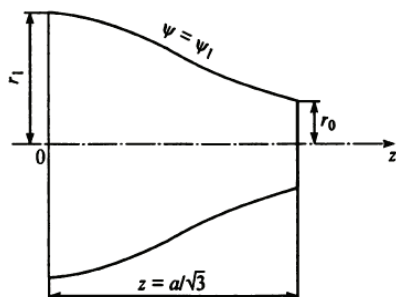


Рис. 1. Профиль сопла Витошинского [2]

Элементом, определяющим ценность аэродинамической трубы, является рабочая часть. Её основными

характеристиками являются: поля скоростей и давлений и начальная турбулентность [3]. Наиболее равномерный градиент скоростей в рабочей части получается при использовании камеры Эйфеля (рис. 2).

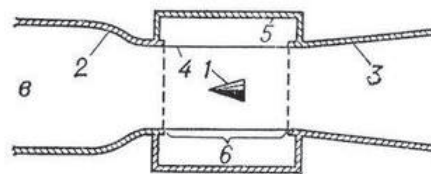


Рис. 2. Аэродинамическая труба с камерой Эйфеля [4]

Следующим элементом за рабочей частью является диффузор. Он необходим для преобразования кинетической энергии потока в потенциальную.

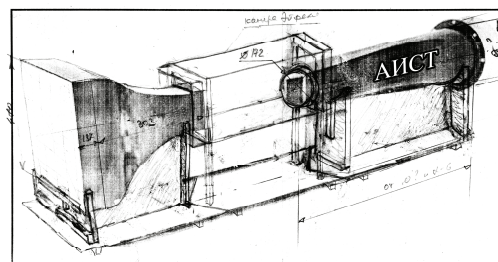


Рис. 3. Эскиз проекта АТ УИЦ «АИСТ»

**Опытные возможности аэродинамической трубы.** Аэродинамическая труба УИЦ «АИСТ» (рис. 3) предоставляет следующие возможности демонстрации: дымовая визуализация потока, исследования однородности потока, демонстрация линий тока, обте-



кания моделей ЛА, обтекание цилиндра и шара, оценка сопротивления тел различных форм, потоки вокруг крыла, вихри у концов крыла, исследование обтекания микромоделей ЛА различных схем и др. (рис. 5) [5].

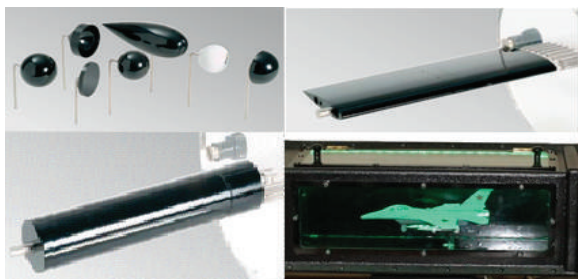


Рис. 4. Объекты демонстрации

#### Библиографические ссылки

1. Брусиловский И. В. Аэродинамические схемы и характеристики осевых вентиляторов ЦАГИ : справ. пособие. М. : Недра, 1978. 198 с.
2. Харитонов А. М. Техника и методы аэрофизического эксперимента. Ч. 1. Новосибирск : НГТУ, 2005. 220 с.
3. Идельчик И. Е. Аэрогидродинамика технологических аппаратов. М. : Машиностроение, 1983. 351 с.

4. Большая советская энциклопедия [Электронный ресурс] URL: <http://dic.academic.ru/dic.nsf/bse/66360/Аэродинамическая> (дата обращения 05.09.2016).

5. Винклер К. 25 опытов по физике полёта. М. : Упедгиз, 1963. 96 с.

#### Reference

1. Brusilovskiy I. V. Aerodinamicheskie skhemy i kharakteristiki osevykh ventilyatorov TsAGI [The aerodynamic characteristics of the circuit and axial fans of TsAGI]. Spravochnoe posobie. M. : Nedra, 1978. 198 p.
2. Kharitonov A. M. Tekhnika i metody aerofizicheskogo eksperimenta [Techniques and methods of the experiment aerophysical]. Chast' 1. N., NGTU 2005. 220 p.
3. Idel'chik I. E. Aerogidrodinamika tekhnologicheskikh apparatov [Aerohydrodynamics technological devices]. M. : Mashinostroenie, 1983. 351 p.
4. Bol'shaya sovetskaya entsiklopediya. Available at: <http://dic.academic.ru/dic.nsf/bse/66360/Aerodinamicheskaya> (accessed 05.09.2016)
5. Vinkler K. 25 opytov po fizike poleta [25 experiments on the physics of flight]. M. : Upedgiz, 1963. 96 p.

© Турчанов А. М., Никушкин Н. В., 2016

УДК 629.735.017.1

## К ВОПРОСУ ОБ ОЦЕНКЕ РИСКОВ РЕАЛИЗАЦИИ АВИАЦИОННЫХ ПРОИСШЕСТВИЙ

Л. В. Фомин, О. Г. Бойко

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: leon4min@gmail.com

*Выполнен анализ существующей информации по оценкам рисков возникновения тяжелых авиационных происшествий по различным причинам.*

*Ключевые слова: риск-анализ, авиационные происшествия, методы оценки рисков, безопасность полетов, техническая эксплуатация.*

## ON THE IMPLEMENTATION OF THE RISK ASSESSMENT OF ACCIDENTS

L. V. Fomin, O. G. Boyko

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: leon4min@gmail.com

*This paper analyses existing information on risk assessments of severe accidents for various reasons.*

*Keywords: risk-analysis, accidents, risk assessment techniques, safety, technical operation.*

Обеспечение безопасности полетов и оценка рисков возникновения тяжелых авиационных происшествий по различным причинам являются актуальной задачей.

Цели статьи: обзор методов оценки рисков реализации авиационных происшествий.

Для достижения поставленной цели в работе решаются следующие задачи:

- поиск информации;
- анализ существующих методов;
- выбор методов оценки рисков, пригодной для инженерной деятельности.

На сегодняшний день существует несколько методов оценки рисков возникновения тяжелых авиационных происшествий.

Для управления риском его необходимо выявить и оценить. Количественный показатель представляет собой численные значения вероятности наступления нежелательного события или (и) результатов нежелательных последствий (ущерба) [1].

На основании мониторинга деятельности авиакомпании предлагается рассчитывать показатель риска за период времени  $U$  как

$$R_{\Sigma} = \frac{\sum r_i n_i}{T},$$

где  $r_i$  и  $n_i$  – показатель опасности и количество событий  $I$ -го класса;  $T$  – налет часов за период  $U$ .

Можно сделать вывод о том, что методология международной организации гражданской авиации (ИКАО) принципиально не позволяет выполнять «мониторинг риска» прошлых событий.

Приоритетное число риска  $\Pi$  выражается как [2]

$$\Pi^* = P^* S^* O^*,$$

где  $P^*$  – показатель вероятности возникновения дефекта: количественная оценка доли продукции (от общего ее выпуска) с дефектом данного вида;  $S^*$  – значимость потенциального дефекта: качественная или количественная оценка предполагаемого ущерба от данного дефекта;  $O^*$  – показатель вероятности пропусков дефекта.

Канадское руководство с учетом принятых в диссертации Шарова В. Д. [2] обозначений предлагает рассчитывать риски следующим образом:

$$R^* = P^* S^* V^*,$$

где  $R^*$  – показатель вероятности того, что возникнет определенная последовательность событий, влекущих специфические последствия;  $S^*$  – показатель серьезности последствий;  $V^*$  – показатель уязвимости, коэффициент, показывающий, насколько система уязвима для данной последовательности событий [3].

Кроме того, что учитываются три компонента, методика отличается от других тем, что показателям  $P^*$ ,  $S^*$  и  $V^*$  присваиваются значения 0, 1, 2, 3 и 4. Таким образом, минимальное значение хотя бы одного из них обнуляет риск. В остальном ранжирование  $P^*$ ,  $S^*$  примерно соответствует подходу международной организации гражданской авиации.

При  $R^* = 0 - 1$  (минимальный риск) – можно продолжать деятельность после обсуждения элементов риска.

При  $R^* = 11 - 30$  (умеренный риск) – допускается продолжение деятельности после принятия действий по уменьшению риска.

При  $R^* > 30$  – (высокий риск) – рассматривается как угроза для безопасности, деятельность прекращается. Деятельность не возобновляется, пока не будут

внедрены меры по снижению риска до приемлемого уровня.

Для количественной оценки риска ИКАО предлагает использовать матрицу, которая является матрицей «последствий и вероятностей». Она заимствована из технических руководств по системам управления безопасностью полетов некоторых государств [4].

Данные матрицы состоят из ячеек, разделенных по цвету (уровням риска). Ячейки без заливки соответствуют приемлемому риску – «зеленый риск», более темные ячейки – риску, приемлемому при условии его максимального снижения – «желтому» риску, а самые темные ячейки – неприемлемому «красному» риску [5].

Каждая ячейка соответствует численному значению, найденному по формуле

$$R_j = P_j \cdot S_j.$$

Для количественной интерпретации матрицы используют следующие соображения:

- для практически невероятных событий  $P = 0$ ;
- для достоверных событий  $P = 1$ ;
- для событий с пренебрежимо малым ущербом  $S = 0$ ;
- для событий с катастрофическим ущербом  $S = 1$ .

Выполненный анализ применимости методов оценки и управления рисками для безопасности полетов показал следующее:

1) в практике управления рисками безопасности полетов в авиапредприятиях используется незначительная часть из более чем 30 существующих методов, что объясняется спецификой авиационной деятельности;

2) зарубежные разработки не нашли широкого применения в авиакомпаниях РФ ввиду ограниченности обрабатываемых ими данных и техническими сложностями внедрения;

3) основным инструментом оценки рисков остается матрица ИКАО, использование которой ограничено качественными оценками;

4) матрица не решает задачи количественной оценки рисков по данным эксплуатационной деятельности и не учитывает непосредственно уязвимость системы, т. е. существующие меры защиты или барьеры безопасности. Матрица риска ИКАО может использоваться исключительно для экспертных оценок будущих событий [6]. Именно поэтому ИКАО и не устанавливает каких-либо стандартов на матрицы риска.

Таким образом, в работе выполнен анализ методов количественных оценок риска и выбран наиболее приемлемый для инженерных расчетов метод, предложенный в работе Шарова В. Д.

#### Библиографические ссылки

1. Бойко О. Г., Шаймарданов Л. Г. Новый подход в оценке надежности функциональных систем самолетов гражданской авиации // Актуальные проблемы авиационных и аэрокосмических систем : Междунар. российско-американский научный журнал. Казань–Дайтона Бич. 2012. Вып. № 2(35), т. 17. С. 21–27.

2. Шаров В. Д. Методология управления риском безопасности полетов на уровне авиапредприятия : дис. ... д-ра техн. наук: 05.22.14. Эксплуатация воздушного транспорта. М., 2016. 285 с.

3. ГОСТ Р 56480–2015. Менеджмент риска. Термины и определения. Воздушный транспорт. Система управления безопасностью вертолетной деятельности. М., 2015. 11 с.

4. Смуров М. Ю., Куклев Е. А., Евдокимов В. Г., Гипич Г. Н. Безопасность полетов воздушных судов гражданской авиации с учетом рисков возникновения негативных событий. Транспорт Российской Федерации. М., 2012. 38 с.

5. Кармалеев Б. А. Риски в управлении летной работой : учеб.-метод. пособие для вузов гражданской авиации. СПб., 2010. 84 с.

6. ГОСТ Р 55848–2013. Система менеджмента безопасности авиационной деятельности. СМБ Авиационного комплекса поставщиков обслуживания: проектировщиков и производителей АТ. Общие положения. М., 2014. 18 с.

#### References

1. Boyko O. G., Shaymardanov L. G. Novyyi podhod v otsenke nadezhnosti funktsionalnykh sistem samoletov grazhdanskoy aviatsii. Mezhdunarodnyy Rossiysko-Amerikanskiy nauchnyy zhurnal «Aktualnyye problemy

aviatsionnykh i aerokosmicheskikh sistem». Kazan–Daytona Bich. 2012. Iss. 2(35), vol. 17. P. 21–27.

2. Sharov V. D. Metodologiya upravleniya riskom bezopasnosti poletov na urovne aviapredpriyatiya. Dissertatsiya na soiskanie uchenoy stepeni doktora tehnikeskikh nauk po spetsialnosti 05.22.14 Eksploatatsiya vozdušnogo transporta. M., 2016. 285 p.

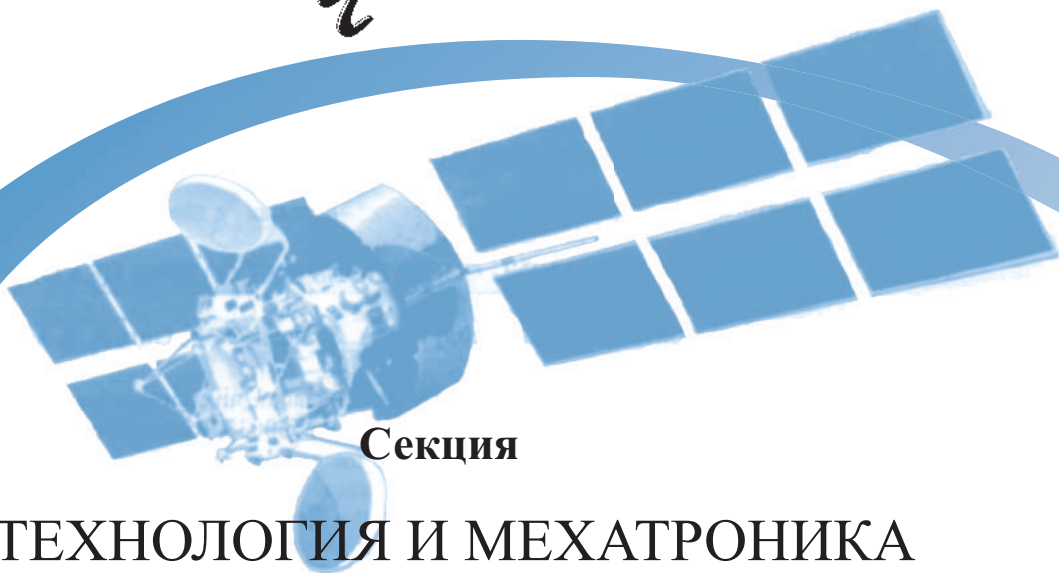
3. GOST R 56480-2015. Menedzhment riska. Terminy i opredeleniya. Vozdushnyy transport. Sistema upravleniya bezopasnostyu vertoletnoy deyatel'nosti. M., 2015. 11 p.

4. Smurov M. Yu., Kuklev E. A., Evdokimov V. G., Gipich G. N. Bezopasnost poletov vozdushnykh sudov grazhdanskoy aviatsii s uchetom riskov vzniknoveniya negativnykh sobyitii. Transport Rossiyskoy Federatsii. M., 2012. 38 p.

5. Karmaleev B. A. Riski v upravlenii letnoy raboty. Uchebno-metodicheskoe posobie dlya vuzov grazhdanskoy aviatsii. SPb., 2010. 84 p.

6. GOST R 55848-2013 Sistema menedzhmenta bezopasnosti aviatsionnoy deyatel'nosti. SMB Aviatsionno Kompleksa postavshchikov obsluzhivaniya: proektirovschikov i proizvoditeley AT. Obschie polozheniya. M., 2014. 18 p.





**Секция**

**«ТЕХНОЛОГИЯ И МЕХАТРОНИКА  
В МАШИНОСТРОЕНИИ»**

УДК 67.02, 681.6

## ПРИМЕНЕНИЕ АДДИТИВНОЙ ТЕХНОЛОГИИ ПРИ ИЗГОТОВЛЕНИИ КАРКАСА СТАТОРА ЭЛЕКТРОДВИГАТЕЛЯ-МАХОВИКА

С. А. Акарачкин, Д. В. Ермаков, М. И. Шинкевич

АО «Научно-производственный центр «Полус»  
Российская Федерация, 634041, г. Томск, просп. Кирова, 56в  
E-mail: info@polus-tomsk.ru

*Для исследования возможностей аддитивной технологии на FDM- и SLS-принтерах напечатаны каркасы статора электродвигателя-маховика, применяемого в системе ориентации космического аппарата. Каркасы подвергались воздействию внешних неблагоприятных факторов, таких как вакуум, повышенные температура и влажность. Наиболее перспективной показала себя печать по SLS-технологии из порошкообразного полиамида.*

*Ключевые слова: аддитивная технология, электродвигатель-маховик, 3D-принтер, прототипирование, стойкость к внешним воздействующим факторам.*

## APPLYING ADDITIVE TECHNOLOGY TO PRODUCE THE FRAMEWORKS OF ELECTRICAL DRIVE-FLYWHEEL

S. A. Akarachkin, D. V. Ermakov, M. I. Shinkevich

SC «Scientific & Industrial Centre «Polyus»  
56v, Kirova Av., Tomsk, 634041, Russian Federation  
E-mail: info@polus-tomsk.ru

*The frameworks of electrical drive-flywheel, which is used at orientation system of satellites, are printed to test the additive technology. The printing is done by FDM and SLS printers. The frameworks have been exposed to unfavorable external factors such as vacuum, elevated temperature and humidity. SLS technology of printing by powder of polyamide is identified as the most promising one.*

*Keywords: additive technology, electrical drive-flywheel, 3D-printer, prototyping, resistance to external factors.*

Традиционная технология производства деталей при помощи инструментальной обработки заготовок с удалением материала имеет ряд недостатков: большое количество отходов после обработки, необходимость применения различной технологической оснастки и обрабатывающего инструмента.

В перспективе на замену традиционной может прийти аддитивная технология, основанная на построении требуемой детали добавлением материала и реализующая прямое преобразование цифровой модели изделия в физический объект, минуя инструментальную обработку. Технологическое оборудование, работающее по аддитивной технологии, получило название «3D-принтеры», а процесс изготовления изделия – «3D-печать».

В настоящее время разработано множество методов 3D-печати с возможностью использования различных материалов: пластмасс, металлов и керамики.

В рамках исследовательской работы были напечатаны каркасы статора электродвигателя-маховика, применяемого в системе ориентации космического аппарата. Печать каркасов с внутренним диаметром 72 мм (см. рисунок) из пластика типа ABS и HIPS осуществлялась послойным укладыванием нити расплава (FDM-принтер), а также из порошкообразного полиамида Nylon методом селективного лазерного спекания (SLS-принтер).



Внешний вид каркаса статора  
электродвигателя-маховика

Для оценки эксплуатационных характеристик каркасов, изготовленных методом 3D-печати, была составлена следующая программа испытаний:

- измерение геометрических размеров согласно конструкторской документации;
- проведение термоциклирования ( $\pm 60$  °С, три цикла воздействия температуры, время выдержки при каждой температуре 2 ч);
- повторное измерение геометрических размеров;
- определение показателей газовой выделенности материалов в соответствии с ГОСТ Р 50109–92;
- измерение влагопоглощения материалов после выдержки при относительной влажности (95 $\pm$ 5) % и температуре 20–25 °С в течение 3 суток.

При измерении исходных геометрических размеров каркасов установлено, что наименьший из значе-

ний имеет размер каркаса, напечатанного на SLS-принтере. Большинство измеренных размеров имели идентичное отклонение от значений, заданных в конструкторской документации. Стоит ожидать у данного способа печати стабильных показателей повторяемости геометрии напечатанных изделий при серийном производстве.

По абсолютному отклонению размеров (0,05–0,15 мм) оба рассмотренных метода печати (SLS и FDM) схожи.

При изготовлении изделий точной механики методом 3D-печати нужна лишь минимальная финишная постобработка для доведения рабочих размеров до требуемых. С этой целью при подготовке 3D-модели в САПР потребуется задать необходимые припуски. Даже с учетом доработки трудозатраты на готовые изделия, созданные таким методом, значительно ниже, чем при традиционной технологии изготовления с помощью механической обработки заготовок или применения пресс-форм для литья пластмасс под давлением, что становится особо экономически невыгодно при мелкосерийном производстве.

Повторное измерение размеров каркасов после воздействия термоциклов показало, что отклонение размеров относительно первоначальных показателей различно при изготовлении по технологии FDM (max = 0,4 мм) и SLS (max = 0,1 мм). Большее значение данного параметра у каркасов, изготовленных по FDM-технологии, можно объяснить наличием в материале в исходном состоянии множества мелких расщелений, вызванных несоблюдением оптимального режима печати. Воздействие знакопеременных температур могло послужить причиной увеличения размеров трещин (зазоров между слоями материала), что в конечном итоге сказалось на габаритах каркаса.

Определение газовой выделенности материалов каркасов дало следующие результаты (табл. 1).

Таблица 1

Параметры газовой выделенности материалов каркасов

Материал	Потеря массы, %	Летучие конденсирующиеся вещества, %
ABS	0,74	0,05
HIPS	2,2	0,3
Nylon	1,2	0,1

При нормальных значениях потери массы не более 1 % и летучих конденсирующихся веществ не более 0,1 % наиболее газостойким материалом показал себя пластик HIPS. Исходя из этого он не может быть рекомендован для производства изделий вакуумной техники.

Из всех рассмотренных пластиков наилучшими показателями обладает ABS. Его применение не требует предварительной операции дегазации деталей перед установкой в изделия.

Материал Nylon показал повышенное значение потери массы. Детали из этого пластика потребуют предварительной дегазации либо покрытия малогазящим полимерным составом, например лаком или компаундом.

Завершающим этапом комплексных испытаний каркасов было определение влагопоглощения мате-

риалов, из которых они изготовлены. Полученные данные представлены в табл. 2.

Таблица 2

Показатели влагопоглощения каркасов

Материал	Влагопоглощение, %
ABS	0,63
HIPS	0,26
Nylon	0,56

Влияние адсорбированной влаги на сопротивление изоляции пластиков, используемых для 3D-печати, не исследовалось по причине отсутствия образцов требуемой по ГОСТ 6433.2–71 формы. Стойкость к воздействию влаги определялась косвенно по измерению массы образцов.

На основании измеренных показателей влагопоглощения можно сделать вывод о пригодности испытанных пластиков к эксплуатации в условиях влажного климата. Для сравнения: широко применяемые в изделиях АО «НПЦ «Полус» литьевой полиамид 610-Л-СВ ГОСТ 10589–87 и полиамид ПА66-КС ОСТ 6-11-498–79 имеют влагопоглощение 1,4 и 3,3 % соответственно.

Экономическая выгода 3D-печати велика при мелкосерийном производстве, где нецелесообразны методы автоматизации и часто требуется изготовление дополнительной технологической оснастки. Стоит отметить в этом случае минимальную постобработку деталей при жестких требованиях к чистоте поверхности и допускам на размеры.

Среди рассмотренных технологий 3D-печати наиболее перспективным выглядит селективное лазерное спекание (SLS). Абсолютное значение отклонений размеров при использовании этого метода не превышает 150 мкм. Он также обеспечивает отличную повторяемость геометрии. При проектировании изделий в САПР потребуется лишь припуск на постобработку с учетом погрешности печати.

У деталей, изготовленных по FDM-технологии, при внешнем осмотре обнаружены расслоения, что говорит о неправильно подобранных температурных режимах печати и скорости подачи материала из сопла головки экструдера. При согласованном режиме печати подобных расслоений в изделиях быть не должно.

Рассмотренные пластики ABS и Nylon показали низкое газовыделение в условиях вакуума, что позволяет рекомендовать их к применению в составе приборов типа «Агат» разработки АО «НПЦ «Полус».

Вместе с тем по прочностным показателям материал Nylon уступает применяемым в настоящее время на предприятии полиаидам 610-Л-СВ и ПА66-КС, имеющим модуль упругости около 7 000 МПа. У него этот показатель составляет 1 700 МПа. В целом же пластик Nylon имеет достаточные прочностные характеристики для применения в качестве конструкционного материала: прочность при статическом изгибе не менее 45 МПа, прочность при растяжении не менее 48 МПа, удлинение при разрыве 5 %.

УДК 621.924.079

**МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА АБРАЗИВНО-ЭКСТРУЗИОННОЙ ОБРАБОТКИ**

Р. Р. Алексеев, А. Н. Логинов

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
 Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
 E-mail: rostixx@mail.ru

*Анализ литературы показал, что моделирование процесса абразивно-экструзионной обработки сопровождается значительными сложностями. Показано, что модули гидродинамического анализа не позволяют в полной мере описать свойства вязкоупругих веществ. Описание ползучести в современных системах инженерного анализа позволит добиться более точных результатов при моделировании процесса.*

*Ключевые слова: абразивно-экструзионная обработка, моделирование, инженерный анализ, ползучесть.*

**MODELING OF ABRASIVE FLOW MACHINING PROCESS**

R. R. Alekseev, A. N. Loginov

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
 31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
 E-mail: rostixx@mail.ru

*Analysis of the literature shows that the modeling of abrasive extrusion machining process is accompanied by significant challenges. It is shown that the hydrodynamic analysis modules do not allow specialists to fully describe the properties of viscoelastic materials. Description creep in modern systems engineering analysis will allow to achieve more accurate results with process modeling.*

*Keywords: abrasive flow machining, modelling, engineering analysis, creep.*

В машиностроении для финишной обработки сложнопрофильных или труднообрабатываемых поверхностей все большее применение получают нетрадиционные методы. Одним из таких методов является обработка абразивным потоком (abrasive flow machining). В России этот метод получил название абразивно-экструзионной обработки, или экструзионного хонингования. Суть этого метода заключается в удалении слоя материала с поверхности обрабатываемого канала потоком вязкоупругой среды, наполненной твердыми рабочими элементами [1].

Для выбора оптимального варианта технологических параметров обработки необходимо знать поле распределения скорости и давления потока среды в обрабатываемом канале [2]. Эти значения необходимы для оценки условий контактного взаимодействия [3], а также расчета шероховатости обработанной поверхности и производительности удаления материала [4]. Приближенное решение этой задачи возможно с использованием моделирования потока среды в различных компьютерных системах.

Так, было осуществлено моделирование потока среды в модуле гидродинамического анализа SolidWorks Flow Simulation [5]. Предложено при моделировании учитывать не только статистическое давление, но и динамическое давление в потоке. На этом предположении в программном комплексе FLUENT 6.3 были получены поля распределения скорости потока и давления среды в цилиндрическом канале [6]. Данные подходы моделирования позволи-

ли получить с определенной точностью картину распределения скорости и статического давления потока среды. Однако картина динамического распределения давления не соответствует известным экспериментальным данным [7; 8]. Это связано с тем, что при моделировании процесса обработки в модулях гидродинамического анализа невозможно описать упругие свойства потока среды, являющейся особенностью реологии этого вида финишной обработки [9].

Так, система ANSYS SFX была использована для моделирования процесса течения рабочей среды на основе интеграции неньютоновской, уменьшающей вязкость при сдвиге жидкости Максвелла в неупругие уравнения Навье–Стокса. В этом подходе речь идет не о скорости потока, а о скорости деформации сдвига [10]. Результаты моделирования подтверждают, что производительность обработки зависит в первую очередь от величины упругих деформаций среды.

Для моделирования такого поведения рабочей среды и с целью более тесной корреляции результатов моделирования к имеющимся экспериментальным данным необходимо представить рабочую среду в виде конечного объема с вязкоупругими свойствами, значительно деформируемого под давлением.

Для описания вязкоупругих свойств рабочей среды используется модель Максвелла [1]. В качестве системы инженерного анализа необходимо выбрать наиболее подходящую для решения данной задачи.

В предыдущих подходах к моделированию на расход среды не накладывалось никаких ограничений.



В реальности в обработке участвует определенный объем среды, который испытывает необратимое сдвиговое течение. Для того чтобы образовался поток, напряжение сдвига от штока должно передаться ко всему объему среды. Для верификации результатов моделирования можно использовать результаты визуальных исследований характера потока среды в каналах различной конфигурации [11–12].

Система MSC Marc позволяет описать вязкоупругие свойства с помощью модели Максвелла. При больших деформациях решение в системе производится с помощью метода Лагранжа. Нелинейные свойства вязкоупругости в MSC Marc описываются с помощью обобщения линейной вязкоупругости в том смысле, что второй тензор напряжений Пиола–Кирхгофа используется для вычисления напряжений, а тензор деформаций Грина–Лагранжа используется для вычисления деформаций. Выходные данные при этом методе включают в себя напряжения Пиола–Кирхгофа и деформации Грина–Лагранжа [13; 14].

В настоящее время существует проблема описания свойств ползучести среды. Определение эмпирических зависимостей ползучести среды от ее состава и степени наполнения абразивными зернами позволит более точно задавать граничные условия моделирования процесса. Для первоначальной оценки данных можно использовать эмпирические зависимости коэффициентов эффективной вязкости, упругости и пластичности среды при абразивно-экструзионной обработке [15; 16].

#### Библиографические ссылки

1. Левко В. А. Научные основы абразивно-экструзионной обработки деталей : монография / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2015. 222 с.
2. Левко В. А. Абразивно-экструзионная обработка. Современный уровень, проблемы и направления развития // Известия Томск. политехн. ун-та. 2006. Т. 309, № 6. С. 125–129.
3. Левко В. А. Контактные процессы при абразивно-экструзионной обработке // Металлообработка. 2008. № 3. С. 19–23.
4. Левко В. А. Расчет шероховатости поверхности при абразивно-экструзионной обработке на основе модели контактных взаимодействий // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2009. № 1. С. 59–62.
5. Моделирование процессов абразивно-экструзионной обработки в SolidWorks / Д. М. Турилов, И. А. Ларкина // Решетневские чтения. 2009. № 13. С. 353–354.
6. Temperature as sensitive monitor for efficiency of work in abrasive flow machining / Liang Fang, Jia Zhao, Kun Sun, Degang Zheng, Dexin Ma // Wear. 2009. Vol. 266, Iss. 7–8. P. 678–678.
7. Сысоев С. К., Сысоев А. С. Экструзионное хонингование деталей летательных аппаратов: теория, исследования, практика : монография / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2005. 220 с.
8. Левко В. А. Исследование распределения давления рабочей среды по длине канала при абразивно-

экструзионной обработке // Вестник СибГАУ. 2012. № 4 (44). С. 159–162.

9. Левко В. А. Особенности реологии рабочей среды при абразивно-экструзионной обработке // Вестник СибГАУ. 2005. Вып. 7. С. 96–100.

10. CFD (Computational fluid dynamics) Simulation of the Abrasive Flow Machining Process / E. Uhlmann, C. Schmiedel, J. Wendler // Procedia CIRP. 2015. Vol. 31. P. 209–214. 15th CIRP Conference on Modelling of Machining Operations (15th CMMO).

11. Исследование влияния формы обрабатываемого канала на течение рабочей среды при абразивно-экструзионной обработке / В. А. Левко, М. А. Лубнин, П. А. Снетков и др. // Вестник СибГАУ. 2009. № 4 (25). С. 138–145.

12. Research the influence finishing canal shape to flow media for abrasive flow machining process / V. A. Levko, M. A. Lubnin, P. A. Snetkov, E. B. Pshenko, D. M. Turilov // Vestnik SibGAU. 2009. № 5 (26). P. 93–99.

13. Nonlinear Finite Element Analysis of Elastomers [Электронный ресурс]. URL: <http://www.mssoftware.ru/products/marc> (дата обращения: 10.09.2016).

14. Классификация элементов в MSC.Marc [Электронный ресурс]. URL: <http://www.mssoftware.ru/products/marc> (дата обращения: 11.09.2016).

15. Экспериментальное определение коэффициентов вязкости, упругости и пластичности рабочей среды при абразивно-экструзионной обработке / П. А. Снетков, В. А. Левко, Е. Б. Пшенко, М. А. Лубнин // Вестник СибГАУ. 2009. № 4 (25). С. 134–138.

16. Experimental determination factor to viscosity, elasticity and plasticity media for abrasive flow machining process / P. A. Snetkov, V. A. Levko, E. B. Pshenko, M. A. Lubnin // Vestnik SibGAU. 2009. № 5 (26). P. 99–103.

#### References

1. Levko V. A. Scientific bases abrasive extrusion machining parts: a monograph. Krasnoyarsk: Sib. gos. aerokosmich. un-t, 2015. 222 p.
2. Levko V. A. Abrasive extrusion processing. The modern level, problems and directions of development. Izvestiya Tomskogo politekhnicheskogo universiteta. 2006. Vol. 309, № 6. P. 125–129.
3. Levko V. A. Contact processes during abrasive extrusion machining // Metalworking. 2008. № 3. P. 19–23.
4. Levko V. A. The calculation of surface roughness during abrasive extrusion processing on the basis of the model of contact interactions // Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Aviatsionnaya tekhnika. 2009. № 1. P. 59–62.
5. Process Modeling abrasive extrusion processing in SolidWorks / D. M. Turilov, I. A. Larkina // Reshetnevskie chteniya. 2009. № 13. P. 353–354.
6. Temperature as sensitive monitor for efficiency of work in abrasive flow machining / Liang Fang, Jia Zhao, Kun Sun, Degang Zheng, Dexin Ma // Wear. 2009. Vol. 266, iss. 7–8. P. 678–678.

7. Extrusion honing parts of aircraft: Theory, Research, Practice : monograph. / S. K. Sysoev, A. S. Sysoev // Krasnoyarsk: Sib. gos. aerokosmich. un-t, 2005. 220 p.
8. Levko V. A. Pressure distribution study the working environment along the channel with abrasive extrusion processing // Vestnik SibGAU. 2012. № 4 (44). P. 159–162.
9. Levko V. A. Features rheology working environment with abrasive extrusion processing // Vestnik SibGAU. 2005. № 7. P. 96–100.
10. CFD (Computational fluid dynamics) Simulation of the Abrasive Flow Machining Process / E. Uhlmann, C. Schmiedel, J. Wendler // Procedia CIRP. 2015. Vol. 31. P. 209–214. 15th CIRP Conference on Modelling of Machining Operations (15th CMMO)
11. A study of the influence of the processed channel for a working environment with abrasive extrusion processing / V. A. Levko, M. A. Lubnin, P. A. Snetkov et al. // Vestnik SibGAU. 2009. № 4 (25). P. 138–145.
12. Research the influence finishing canal shape to flow media for abrasive flow machining process /
- V. A. Levko, M. A. Lubnin, P. A. Snetkov, E. B. Pshenko, D. M. Turilov // Vestnik SibGAU. 2009. № 5 (26). P. 93–99.
13. Nonlinear Finite Element Analysis of Elastomers. Available at: <http://www.mssoftware.ru/products/marc> (accessed: 10.09.2016).
14. Classification of the elements in MSC.Marc. Available at: <http://www.mssoftware.ru/products/marc> (accessed: 11.09.2016).
15. Experimental determination of the coefficients of viscosity, elasticity and plasticity of the working environment in abrasive extrusion processing / P. A. Snetkov, V. A. Levko, E. B. Pshenko, M. A. Lubnin // Vestnik SibGAU. 2009. № 4 (25). P. 134–138.
16. Experimental determination factor to viscosity, elasticity and plasticity media for abrasive flow machining process / P. A. Snetkov, V. A. Levko, E. B. Pshenko, M. A. Lubnin // Vestnik SibGAU. 2009. № 5 (26). P. 99–103.

© Алексеев Р. Р., Логинов А. Н., 2016

УДК 62.752; 621:534. 833:888.6

### ОБ ЭФФЕКТЕ БЛОКИРОВАНИЯ ВНЕШНЕГО ВОЗДЕЙСТВИЯ В КОЛЕБАТЕЛЬНОЙ МЕХАНИЧЕСКОЙ СИСТЕМЕ

А. И. Артюнин, С. В. Елисеев, А. В. Николаев

Иркутский государственный университет путей сообщения  
Российская Федерация, 664074, г. Иркутск, ул. Чернышевского, 15  
E-mail: eliseev\_s@inbox.ru

*Предлагается новый подход в оценке динамических взаимодействий элементов механической колебательной системы в режимах динамического гашения колебаний.*

*Ключевые слова: динамическое гашение колебаний, рычажные связи, блокировка внешнего воздействия, структурные преобразования.*

### ABOUT EFFECT OF BLOCKING EXTERNAL ACTION IN AN OSCILLATORY MECHANICAL SYSTEM

A. I. Artiunin, S. V. Eliseev A. V. Nikolaev

Irkutsk State Transport University  
15, Chernyshevskogo Street, Irkutsk, 664074, Russian Federation  
E-mail: eliseev\_s@inbox.ru

*The paper proposes a new approach in the evaluation of the dynamic interactions of elements of mechanical oscillation system in regimes of dynamic vibration damping.*

*Key words: dynamic vibration damping, lever ties, lock external action, structural transformation.*

**Введение.** Формы проявления динамических взаимодействий элементов механических колебательных систем достаточно разнообразны, что нашло отражение в работах [1–3]. Особое внимание уделяется особенностям движения систем в режимах динамического гашения колебаний. Управление динамическим состоянием технических объектов обеспечивается за счет использования специальных средств в виде виб-

роизолирующих опор, демпферов, устройств для преобразования движения и специальных вводимых механизмов. Детализированные представления об особенностях использования рычажных связей и механизмов приводятся в [3]. В предлагаемом докладе обсуждаются некоторые результаты исследования по использованию в структурах виброзащитных систем, при введении дополнительных связей в виде уст-

ройств для преобразования движения на основе винтовых несамотормозящихся механизмов с гайкой-маховиком, а также рычаги – связей, которые возникают в механических колебательных системах.

**I. Некоторые общие положения.** Устройство для преобразования движения может вводиться параллельно упругому звену (пружина с жесткостью  $k$ ), состоит из гайки-маховика с приведенной массой  $L$  (рис. 1, а) и образует совместно с объектом защиты колебательную систему, структурная схема которой приведена на рис. 1, б. Передаточная функция системы может быть получена на основе использования уравнения Лагранжа второго рода с последующим применением преобразований Лапласа. Такая передаточная функция для системы с одной степенью свободы при кинематическом возмущении от опорной поверхности имеет вид [4]

$$W(p) = \frac{\bar{y}}{\bar{z}} = \frac{Lp^2 + k}{(M + L)p^2 + k}, \quad (1)$$

где  $p = j \cdot \omega$  – комплексная переменная;  $j = \sqrt{-1}$ ,  $M$  – масса объекта защиты;  $L$  – приведенная масса гайки-маховика;  $k$  – жесткость пружины;  $\bar{y}$  – изображение координаты объекта;  $\bar{Q}$  – изображение силы.

**II. Оценка динамических свойств.** Из выражения (1) следует, что при частоте  $\omega_{\text{дин}}^2 = \frac{k}{L}$  числитель становится равным нулю, и в системе реализуется режим динамического гашения колебаний. При дальнейшем увеличении частоты передаточная функция стремится к пределу  $\frac{L}{M}$ . При рассмотрении структурной схемы (рис. 1, б) можно сделать заключение, что внешние воздействия  $\bar{z}$ , то есть вибрации осно-

вания, не проходят через «блокирующее звено» с передаточной функцией  $W_{\text{блок}}(p) = Lp^2 + k$ , которая при  $\omega = \frac{k}{L}$  – обнуляется.

**III. Динамические свойства системы с двумя степенями свободы.** Система состоит из твердого тела с массой  $M$  и моментом инерции  $J$  относительно центра тяжести;  $k_1$  и  $k_2$  – опорные пружины;  $L_1$  и  $L_2$  – устройства для преобразования движения.

В соответствии со структурной схемой системы (рис. 2, б) передаточная функция по координатам объекта защиты  $\bar{y}_1$  и  $\bar{y}_2$  от кинематического возмущения  $\bar{z}$  имеет вид:

$$W_1(p) = \frac{\bar{y}_1}{\bar{z}} = \frac{(L_1 p^2 + k_1)[(M b^2 + J c^2 + L_2) p^2 + k_2] + (L_2 p^2 + k_2)(J c^2 - M a b) p^2}{A_0(p)}, \quad (2)$$

$$W_2(p) = \frac{\bar{y}_2}{\bar{z}} = \frac{(L_1 p^2 + k_1)(J c^2 - M a b) p^2 + (L_2 p^2 + k_2)[(M a^2 + J c^2 + L_1) p^2 + k_1]}{A_0(p)}, \quad (3)$$

где

$$A_0(p) = [(M a^2 + J c^2 + L_1) p^2 + k_1] \times [(M b^2 + J c^2 + L_2) p^2 + k_2] - (J c^2 - M a b)^2 p^4$$

– характеристическое частотное уравнение.

Из (2), (3) следует, что при выполнении условия, когда частота внешнего воздействия будет находиться в соотношении  $\omega_{\text{внеш}}^2 = \frac{k_1}{L_1} = \frac{k_2}{L_2}$ , становится возможным одновременное динамическое гашение колебаний одновременно по двум координатам  $\bar{y}_1$  и  $\bar{y}_2$ .

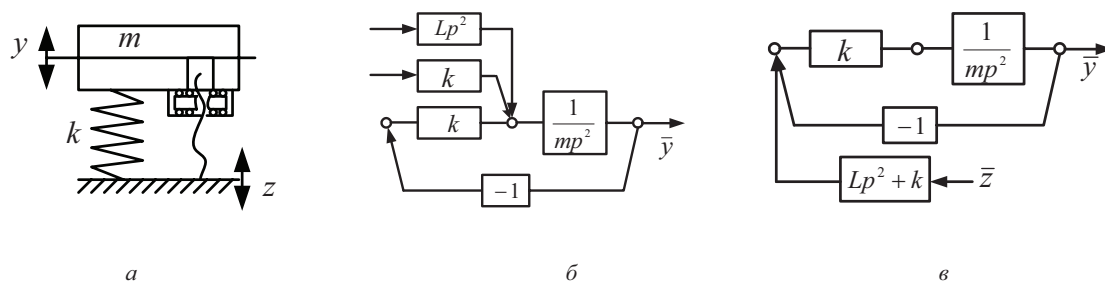


Рис. 1. Принципиальная схема с устройством для преобразования движения (а); структурная схема (б); структурная схема с выделением устройства для блокирования внешнего воздействия (в)

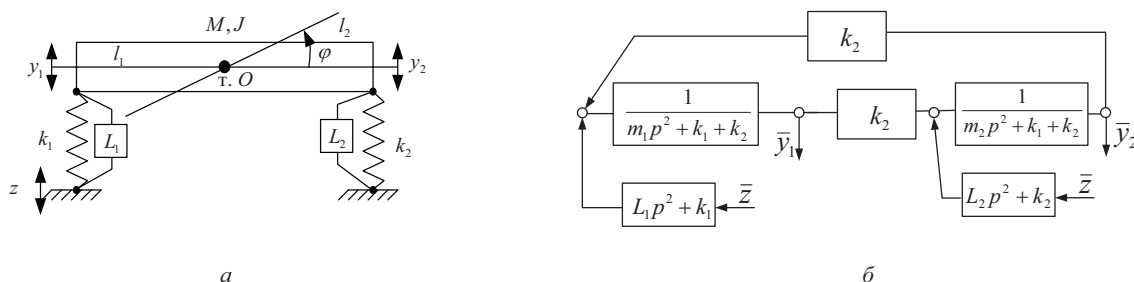


Рис. 2. Принципиальная (а) и структурная (б) схемы виброзащитной системы с двумя степенями свободы

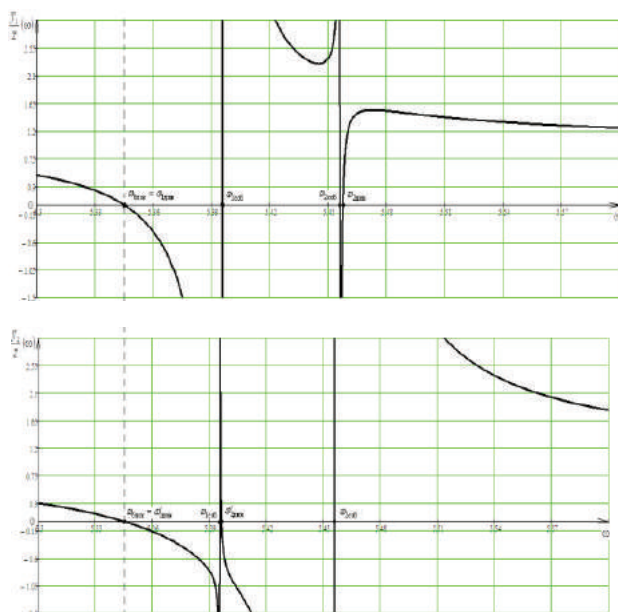


Рис. 3. Графики зависимостей  $y_1(\omega)$ ,  $y_2(\omega)$  с указанием частот одновременного обнуления амплитуды ( $\tau.1$ )

**Заключение.** Введение дополнительных связей в виде устройств для преобразования движения образует опору, выполняющую функции блокиратора внешнего воздействия.

Расчет условий совместного гашения по нескольким координатам может осуществляться на основе методов структурного динамического синтеза, приведенных в работах [1–3].

#### Библиографические ссылки

1. Елисеев С. В., Резник Ю. Н., Хоменко А. П. Мехатронные подходы в динамике механических колебательных систем. Новосибирск : Наука, 2011. 384 с.

2. Елисеев С. В., Хоменко А. П. Динамическое гашение колебаний: концепция обратной связи и структурные методы математического моделирования. Новосибирск : Наука, 2014. 357 с.

3. Елисеев С. В., Артюнин А. И. Прикладная теория колебаний в задачах динамики линейных механических систем. Новосибирск : Наука, 2016. 459 с.

4. Елисеев С. В., Резник Ю. Н., Хоменко А. П., Засядко А. А. Динамический синтез в обобщенных задачах виброзащиты и виброизоляции технических объектов. Иркутск : Изд-во Иркут. гос. ун-та, 2008. 523 с.

#### References

1. Eliseev S. V., Reznik Yu. N., Khomenko A. P. *Mekhatronnyie podkhodyi v dinamike mekhanicheskikh kolebatel'nyikh system*. [Mechatronic approaches in the dynamic of mechanical oscillatory systems]. Novosibirsk : Nauka, 2011. 384 p.

2. Eliseev S. V., Khomenko A. P. *Dinamicheskoe gashenie kolebanii: kontseptsia obratnoi svyazi i strukturnyie metodyi matematicheskogo modelirovaniya*. [Dynamic vibration damping: the concept of feedback and structural methods of mathematical modeling]. Novosibirsk : Nauka, 2014. 357 p.

3. Eliseev S. V., Artiunin A. I. *Prikladnaya teoriya kolebanii v zadachakh dinamiki lineinyikh mekhanicheskikh system*. [Applied theory of oscillations in dynamic problems of linear mechanical systems]. Novosibirsk : Nauka, 2016. 459 p.

4. Eliseev S. V., Reznik Yu. N., Khomenko A. P., Zasyadko A. A. *Dinamicheski sintez v obobshenyikh zadachakh vibrozashityi i vibroizoliatsii tekhnicheskikh obektov*. [Dynamic synthesis in generalized problems of vibroprotection and vibroisolation of technical objects.]. Irkutsk, Irkutsk state university publ., 2008. 523 c.

© Артюнин А. И., Елисеев С. В., Николаев А. В., 2016

УДК 62-762.4, 62-762.8, 678

### ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЭЛАСТОМЕРОВ

А. А. Ашейчик, В. Л. Полонский

Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого  
Российская Федерация, 195251, г. Санкт-Петербург, ул. Политехническая, 29  
E-mail: aseichik52@mail.ru

*Рассмотрены вопросы экспериментального определения динамического модуля и модуля внутреннего трения резины.*

*Ключевые слова: динамический модуль, модуль внутреннего трения, эластомеры, тангенс угла потерь.*

## EXPERIMENTAL DEFINITION OF DYNAMIC PROPERTIES OF ELASTOMERS

A. A. Asheichik, V. L. Polonsky

Peter the Great St. Petersburg polytechnic university  
29, Polytechnicheskaya Street, St. Petersburg, 195251, Russian Federation  
E-mail: aseichik52@mail.ru

The questions of experimental definition of the dynamic module and module of internal friction of rubbers are considered in this article.

Keywords: dynamic module, module of internal friction, elastomers, loss tangent.

В узлах аэрокосмической техники широко используются детали, изготовленные из эластомеров и полимеров [1; 2]. Наиболее важными характеристиками эластомера, определяющими его поведение под действием динамических нагрузок, являются частотные и амплитудные зависимости действительной  $E'$  и мнимой  $E''$  частей комплексного модуля:

$$E^* = E' + iE'' \quad (1)$$

где  $E'$  – действительная часть комплексного модуля (динамический модуль);  $E''$  – мнимая часть комплексного модуля (модуль внутреннего трения).

Динамический модуль, совпадающий по фазе с деформацией, характеризует упругую энергию, запасаемую при деформировании. Модуль внутреннего трения характеризует величину рассеянной энергии. Значительный интерес в качестве характеристик эластомера представляет величина тангенса угла потерь, определяемая по формуле

$$\operatorname{tg} \delta = E''/E' \quad (2)$$

где  $\delta$  – угол фаз с частотой для эластомера, не проявляющего текучести.

В данной работе подлежит исследованию изменение динамического модуля и модуля внутреннего трения пяти бутадиен-нитрильных резин под условными названиями «56», «101», «985», «205», «207» в зоне вязкоупругого состояния в определенном диапазоне частот и заданных амплитудах деформации

[3–5]. Схема установки для исследования динамического модуля эластомеров при знакопеременном изгибе с вращением [6; 7] представлена на рис. 1.

Испытывались стандартные образцы диаметром 8 мм и длиной рабочей части образца 23,5 мм при изгибе с заданной амплитудой деформаций и заданными частотой вращения и температурой окружающей среды. Образец 1 закрепляется в зажимах 5 таким образом, что создается угол изгиба  $\alpha$ , имитирующий величину угловой несоосности валов. Один из зажимов установлен на роторе электродвигателя 2, а другой на свободной оси, подшипники которой установлены в стойке 6.

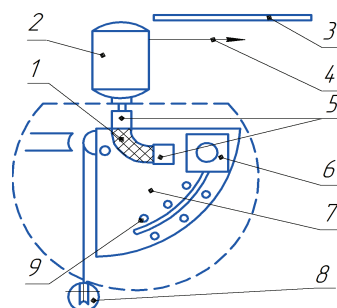


Рис. 1. Схема установки для исследования динамического модуля и модуля внутреннего трения эластомеров

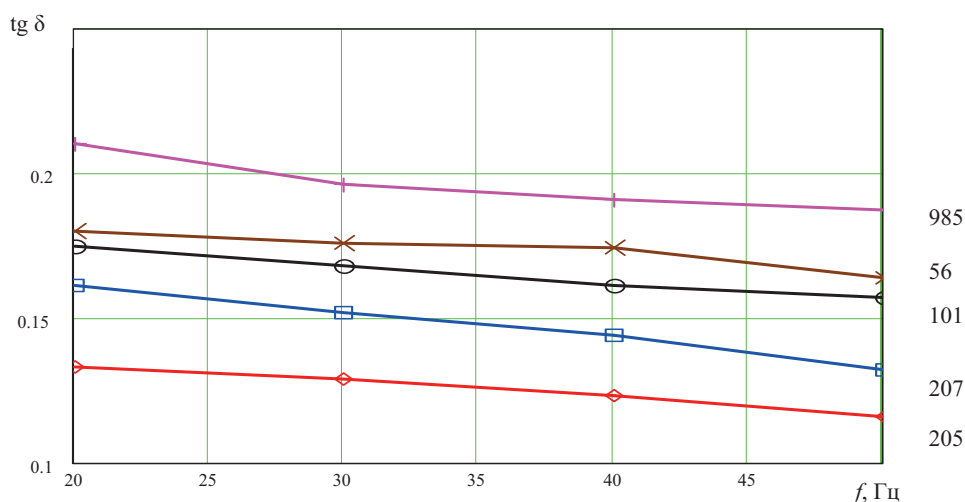


Рис. 2. Изменение тангенса угла потерь для различных эластомеров от частоты вращения при амплитуде деформации  $a = 0,1$

Стойка 6 крепится в пазу подвижной платформы 7, закрепленной на вертикальной оси. Стойку 6 можно перемещать по криволинейному пазу для задания произвольных углов  $\alpha$ , шкала которых 9 нанесена вдоль паза. Изгибающий момент, необходимый для расчета динамического модуля, определяется по весу грузов 8, уравнивающих положение платформы 7. Платформа установлена в термокамере, ограничивающей объем, указанный на рис. 1 пунктиром. Установка обеспечивает задание угла  $\alpha$  до  $90^\circ$  (деформации до  $a = 0,3$ ), частоту вращения до 6000 об/мин и температуру в камере до  $150^\circ\text{C}$ .

В результате экспериментальных исследований получены зависимости динамического модуля, модуля внутреннего трения и тангенса угла потерь от частоты вращения для пяти составов бутадиен-нитрильных резин (рис. 2).

#### Библиографические ссылки

1. Ашейчик А. А., Полонский В. Л. Экспериментальное исследование эластомеров и полимеров для нефтяной промышленности. СПб. : Изд-во Политехн. ун-та, 2015. 236 с.
2. Ашейчик А. А. О методике испытаний эластомеров на устойчивость к взрывной декомпрессии // *Фундаментальные исследования в технических университетах : материалы XI Всерос. конф. по проблемам науки и высшей школы*, 2007. С. 247–248.
3. Ашейчик А. А., Ахметшин Т. Д. Испытание эластомеров при знакопеременном изгибе с вращением // *XL Неделя науки СПбГПУ : сб. материалов науч.-практ. конф.* Т. 4. СПб. : Изд-во СПбГПУ, 2011. С. 156–157.
4. Ашейчик А. А., Полонский В. Л. Прогнозирование изменения физико-механических свойств эластомеров при термическом старении // *Современное машиностроение. Наука и образование*. 2013. № 3. С. 265–272.
5. Чулкин С. Г., Ашейчик А. А., Селин С. Н. Использование композитных материалов в узлах трения нефтяного оборудования – шаровой запорной арматуры и в кабелях-толкателях // *Вопросы материаловедения*. 2012. № 4 (72). С. 240–244.
6. Ашейчик А. А. Детали машин и основы конструирования. СПб. : Изд-во Политехн. ун-та, 2014. 111 с.

7. Ашейчик А. А. Стенд для исследования динамического модуля и модуля внутреннего трения эластомеров // *Фундаментальные исследования в технических университетах : материалы XIV Всерос. конф.* СПб. : Изд-во Политехн. ун-та, 2010. Т. 1. С. 140–141.

#### References

1. Asheichik A. A., Polonskiĭ V. L. *Eksperimental'noe issledovanie elastomerov i polimerov dlya neftyanoi promyshlennosti*. [Experimental research of elastomers and polymers for petroleum industry]. St.-Petersburg. St.-Petersburg polytechnical university publ., 2015. 236 p. (In Russ).
2. Asheichik A. A. [A study of the dynamic modulus and internal friction module elastomers] // *Fundamental'nye issledovaniya v tekhnicheskikh universitetakh. Materialy XI Vserossiĭskoi konferentsii po problemam nauki i vyssheĭ shkoly*. [Materials XI All-Russian Conference on Science and Higher Education], 2007. P. 247–248. (In Russ).
3. Asheichik A. A., Akhmetshin T. D. [Testing of elastomers with alternating bending with rotation] // *XL Nedelya nauki SPbPU [XL Science week of SPbPU]*. St.-Petersburg. St.-Petersburg polytechnical university publ., 2011. P. 156–157. (In Russ).
4. Asheichik A. A., Polonskiĭ V. L. [The prediction of change of physic-mechanical properties of elastomers at thermal ageing]. *Modern engineering. Science and education*. 2013. P. 265–272. (In Russ).
5. Chulkin S.G., Asheichik A.A., Selin S.N. [Use of composit materials in subassembly of a friction of the oil equipment]. *Materials Questions*. 2012. № 4 (72). P. 240–244. (In Russ).
6. Asheichik A. A. *Detali mashin i osnovy konstruirovaniya*. [The machine elements and base of design]. St.-Petersburg. St.-Petersburg polytechnical university Publ., 2014. 111 p. (In Russ).
7. Asheichik A. A. [Stand for investigation of dynamic modulus and internal friction module elastomers] // *Fundamental'nye issledovaniya v tekhnicheskikh universitetakh. Materialy XI Vserossiĭskoi konferentsii po problemam nauki i vyssheĭ shkoly*. [Materials XI All-Russian Conference on Science and Higher Education]. 2010. Vol. 1. P. 140–141. (In Russ).

© Ашейчик А. А., Полонский В. Л., 2016

УДК 62-762.4, 62-762.8, 678

### ИССЛЕДОВАНИЕ КОЭФФИЦИЕНТОВ ТРЕНИЯ ФТОРСОДЕРЖАЩИХ ПОКРЫТИЙ ПРИ ВЫСОКИХ И НИЗКИХ ТЕМПЕРАТУРАХ

А. А. Ашейчик, В. Л. Полонский

Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого  
Российская Федерация, 195251, г. Санкт-Петербург, ул. Политехническая, 29  
E-mail: aseichik52@mail.ru

*Приведены результаты экспериментальных исследований коэффициентов трения покрытий из ксиланов в широком диапазоне температур.*

*Ключевые слова: коэффициент трения, антифрикционные покрытия, температура, исследования.*

## RESEARCH OF FRICTION COEFFICIENTS OF FLUORINATED COVERINGS AT HIGH AND LOW TEMPERATURES

A. A. Asheichik, V. L. Polonsky

Peter the Great St. Petersburg polytechnic university  
29, Polytechnicheskaya Street, St. Petersburg, 195251, Russian Federation  
E-mail: aseichik52@mail.ru

*The article presents the results of experimental research of friction coefficients of coverings containing xylans in a wide range of temperatures.*

*Keywords: friction coefficient, antifrictional coverings, temperature, research.*

В узлах ракетной и космической техники широко используются детали, на поверхности которых наносятся антифрикционные покрытия различных типов [1; 2]. В этом случае важно знать, как влияют на коэффициент трения покрытия отрицательные и положительные температуры. В данной работе экспериментально исследовались коэффициенты трения ряда фторсодержащих покрытий типа XYLAN [3; 4]. Исследования проводились в диапазоне температур от  $-40$  до  $+120$  °C и давлений на поверхности от 0,8 до 50 МПа. Испытания проводились на машине торцевого трения при одностороннем вращательном движении плоских образцов [5; 6].

Покрытия наносились на торцевую поверхность нижнего образца из стали. Исследовались три типа покрытий: XYLAN P5211, XYLAN 5250/000, XYLAN 1014/748. На торцевую поверхность верхнего стального образца наклеивались под углом  $120^\circ$  три пластинки резины HNBR (рис. 1). Толщина этих пластинок составляла 2,5 мм, а их общую площадь изменяли от 25 до  $100 \text{ мм}^2$  в зависимости от исследуемого диапазона нагрузок.

При испытаниях на поверхность образцов наносился пластичный смазочный материал (Фиол-1), и они помещались в установку. Затем проводилось нагружение образцов минимальным усилием, создава-

лась требуемая температура для испытаний и осуществлялось трение образцов со скоростью скольжения 0,2 м/с.

При этом записывались величина силы трения и температура в зоне трения. Затем нагрузка на образцы увеличивалась до следующего ее значения, и после выдержки в покое в течение 0,5 часа вновь проводилось измерение силы трения. Результаты экспериментальных исследований коэффициентов трения скольжения резины HNBR по покрытию XYLAN 1014/748 при различных давлениях представлены на рис. 2.



Рис. 1. Внешний вид образцов с покрытиями из XYLAN

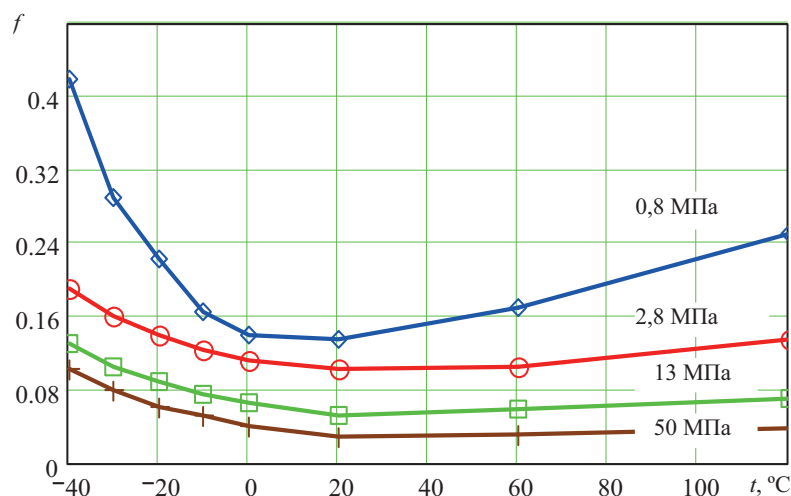


Рис. 2. Зависимость коэффициентов трения скольжения от температуры при трении резины HNBR по покрытию типа XYLAN 1014/748 при различных давлениях

Полученные экспериментальные зависимости вносятся в окна программы для расчета деталей методом конечных элементов [7].

Проведенные экспериментальные исследования показали следующее:

1. При трении резин HNBR по XYLAN при снижении температуры с +20 до -40 °С коэффициент трения увеличивается в 3–4 раза во всем исследованном диапазоне нагрузок.

2. Повышение температуры с +20 до +120 °С не вызывает значительного изменения коэффициента трения, особенно при больших нагрузках.

3. При увеличении давления на поверхности трения от 0,8 до 50 МПа коэффициент трения для всех покрытий из XYLAN уменьшается.

#### Библиографические ссылки

1. Ашейчик А. А., Полонский В. Л. Влияние распределения контактных напряжений на утечки через торцевое уплотнение // Вестник СибГАУ. 2015. Т. 16, № 3. С. 705–713.

2. Ашейчик А. А. О методике испытаний эластомеров на устойчивость к взрывной декомпрессии // Фундаментальные исследования в технических университетах : материалы XI Всерос. конф. СПб. : Изд-во Политехн. ун-та, 2007. С. 247–248.

3. Ашейчик А. А., Полонский В. Л. Экспериментальное исследование эластомеров и полимеров для нефтяной промышленности. СПб. : Изд-во Политехн. ун-та, 2015. 236 с.

4. Чулкин С. Г., Ашейчик А. А., Селин С. Н. Использование композитных материалов в узлах трения нефтяного оборудования – шаровой запорной арматуры и в кабелях-толкателях // Вопросы материаловедения. 2012. № 4 (72). С. 240–244.

5. Ашейчик А. А. Детали машин и основы конструирования. СПб. : Изд-во Политехн. ун-та, 2014. 111 с.

6. Ашейчик А. А. Стенд для исследования трибологических свойств материалов // Фундаментальные исследования в технических университетах : материалы XIV Всерос. конф. СПб. : Изд-во Политехн. ун-та, 2010. Т. 1. С. 139–140.

7. Лазарев С. О., Полонский В. Л., Ашейчик А. А. Вычислительная механика. СПб. : Изд-во Политехн. ун-та. 2007. 122 с.

#### References

1. Asheichik A. A., Polonskii V. L. [Influence of contact stress distribution for leakage through mechanical seal] // *Vestnik SibGAU*. 2015. Vol. 16, № 3. P. 705–713. (In Russ.)

2. Asheichik A.A. [A study of the dynamic modulus and internal friction module elastomers]. *Fundamental'nye issledovaniya v tekhnicheskikh universitetakh // Materialy XI Vserossiiskoi konferentsii po problemam nauki i vysshei shkoly* [Materials XI All-Russian Conference on Science and Higher Education]. St.-Petersburg, St.-Petersburg polytechnical university publ., 2007. P. 247–248. (In Russ.)

3. Asheichik A. A., Polonskii V. L. *Eksperimental'noe issledovanie elastomerov i polimerov dlya neftyanoi promyshlennosti*. [Experimental research of elastomers and polymers for petroleum industry]. St.-Petersburg, St.-Petersburg polytechnical university publ., 2015, 236 p. (In Russ.)

4. Chulkin S. G., Asheichik A. A., Selin S. N. [Use of composit materials in subassembly of a friction of the oil equipment] // *Materials Questions*. 2012. № 4. P. 240–244. (In Russ.)

5. Asheichik A. A. *Detali mashin i osnovy konstruirovaniya*. [The machine elements and base of design]. St.-Petersburg, St.-Petersburg polytechnical university publ., 2014. 111 p. (In Russ.)

6. Asheichik A. A. [Stand for investigation of tribological properties of materials]. *Fundamental'nye issledovaniya v tekhnicheskikh universitetakh. Materialy XIV Vserossiiskoi konferentsii po problemam nauki i vysshei shkoly* [Materials XIV All-Russian Conference on Science and Higher Education]. St.-Petersburg, St.-Petersburg polytechnical university publ., 2010. Vol. 1. P. 139–140. (In Russ.)

7. Lazarev S. O., Polonskii V. L., Asheichik A. A. *Vychislitel'naya mekhanika*. [The computing mechanics]. St.-Petersburg. St.-Petersburg polytechnical university publ., 2007. 122 p. (In Russ.)

© Ашейчик А. А., Полонский В. Л., 2016

УДК 62.752; 621.01; 534-16

### О СВЯЗИ ДИНАМИЧЕСКОЙ ЖЕСТКОСТИ МЕХАНИЧЕСКОЙ КОЛЕБАТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ С ЧАСТОТНЫМ ХАРАКТЕРИСТИЧЕСКИМ УРАВНЕНИЕМ

С. В. Белокобыльский<sup>1</sup>, В. Б. Кашуба<sup>1</sup>, С. В. Елисеев<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Братский государственный университет

Российская Федерация, 665709, г. Братск, ул. Макаренко, 40

<sup>2</sup>Иркутский государственный университет путей сообщения

Российская Федерация, 664074, г. Иркутск, ул. Чернышевского, 15

E-mail: rector@brstu.ru

*Предлагается метод определения динамической жесткости механической колебательной системы и ее фрагментов на основе использования частотного характеристического уравнения.*

*Ключевые слова: динамическая жесткость системы, передаточная функция, характеристическое уравнение, квазипружина.*



ABOUT CONNECTION OF DYNAMICAL STIFFNESS OF MECHANICAL OSCILLATION SYSTEM WITH FREQUENCY CHARACTERISTIC EQUATION

S. V. Belokobil'skiy<sup>1</sup>, V. B. Kashuba<sup>1</sup>, S. V. Eliseev<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Bratsk State University  
40, Makarenko Street, Bratsk, 665709, Russian Federation  
<sup>2</sup>Irkutsk State Transport University  
15, Chernyshevskogo Street, Irkutsk, 664074, Russian Federation  
E-mail: rector@brstu.ru

The research proposes a method to determine the dynamical stiffness of a mechanical oscillation system and its fragments on the basis of the use of the frequency characteristic equation.

Keywords: dynamical stiffness of system, transfer function, characteristic equation, quasi-spring.

**Введение.** Понятия о динамических жесткостях и приведенных массах механических систем достаточно широко используются в решении задач виброзащиты технических объектов [1; 2]. Развитие структурных методов исследования и подходов позволяет вводить в рассмотрение технологии поиска и изучения форм совместных движений по нескольким координатам и использования форм самоорганизации взаимодействий элементов. Последнее имеет значение для настройки вибрационных технологических машин [3; 4]. В докладе обсуждаются результаты исследований, связанных с детализацией представлений о понятиях динамической жесткости колебательных систем, исходя из характеристического уравнения.

**Общие положения.** Развивается подход к оценке динамических свойств упругих линейных систем, содержащих расширенный набор составляющих элементов. Предлагаемый подход построен на рассмотрении, например, в виде линейной системы с двумя степенями свободы цепного типа с сосредоточенными массоинерционными и упругими параметрами (рис. 1). Матрица коэффициентов уравнений движения системы в системе координат, связанной с неподвижным базисом, в операторной форме приведена в таблице.

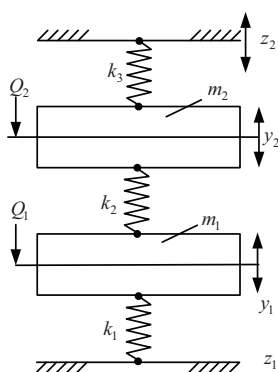


Рис. 1. Расчетная схема технического объекта в виде системы цепного типа с двумя степенями свободы

**Математическая модель.** Передаточная функция системы при силовых возмущениях, приложенных к массоинерционным элементам, имеет вид (при  $Q_2 = 0$ )

$$W(p) = \frac{\bar{y}_1}{Q_1} = \frac{a_{22}}{a_{11}a_{22} - a_{12}} \quad (1)$$

Коэффициенты уравнений движения

$a_{11}$	$a_{12}$
$m_1 p^2 + k_1 + k_2$	$-k_2$
$a_{21}$	$a_{22}$
$-k_2$	$m_2 p^2 + k_2 + k_3$
Обобщенные силы	
$Q_1$	$Q_2$

Разделим числитель и знаменатель (1) на  $a_{22}$  и после инверсии получим, что

$$D(p) = m_1 p^2 + k_1 + k_2 - \frac{k_2^2}{m_2 p^2 + k_2 + k_3} \quad (2)$$

где  $p = j \cdot \omega$  – комплексная переменная;  $j = \sqrt{-1}$  [1].

Динамическая жесткость системы в целом  $D(\omega)$  при приложении силы  $Q_1$  к массе  $m_1$  состоит из динамической жесткости парциальной системы

$$D_1(\omega) = k_1 + k_2 - m_1 \omega^2 \quad (3)$$

и динамической жесткости квазипружин

$$D_2(\omega) = -\frac{k_2^2}{k_2 + k_3 - m_2 \omega^2} \quad (4)$$

На рис. 2 представлены графики зависимости

$$D(\omega) = D_1(\omega) + D_2(\omega) \quad (5)$$

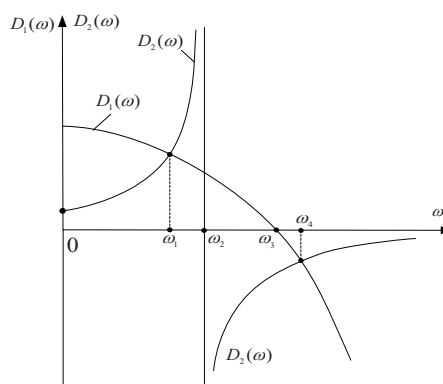


Рис. 2. Графики изменения динамических жесткостей: кривая 1 – соответствует  $D_1(\omega)$ ; кривая 2 – соответствует  $D_2(\omega)$

В точках пересечения кривых  $D_1(\omega)$  и  $D_2(\omega)$  динамическая жесткость системы будет равна нулю, что дает основание рассматривать режим резонанса как

режим вынужденных колебаний при динамической нулевой жесткости системы [5; 6].

**Особенности динамических жесткостей системы и ее фрагментов.** Если рассматривать  $m_1$  как объект вибрационной защиты, то оператор  $m_1 p^2 + k_1$  определяет колебательную структуру, в которой параллельно  $k_1$  есть квазипружина с жесткостью

$$k_{\text{пр}} = \frac{k_2(m_2 p^2 + k_3)}{m_2 p^2 + k_2 + k_3}. \quad (6)$$

На частоте  $\omega^2 = k_3/m_2$  динамическая жесткость равна нулю, а система совершает движение с отношением  $y_2/y_1 = 1$ .

**Заключение.** Динамическая жесткость системы может соотноситься с представлениями о квазипружине, являющейся структурным образованием из типовых элементов с включением парциальных блоков при увеличении числа степеней свободы. Если динамическая жесткость квазипружины «обнуляется», то в системе реализуется режим совместных движений по нескольким координатам. В качестве основы для определения динамических жесткостей может быть использовано характеристическое уравнение системы.

#### Библиографические ссылки

1. Елисеев С. В., Резник Ю. Н., Хоменко А. П. Мехатронные подходы в динамике механических колебательных систем. Новосибирск: Наука, 2011. 384 с.
2. Белокобыльский С. В., Елисеев С. В., Кашуба В. Б. Прикладные задачи структурной теории виброзащитных систем. СПб.: Политехника, 2013. 363 с.
3. Белокобыльский С. В., Елисеев С. В., Ситов И. С. Динамика механических систем. Рычажные и инерционно-упругие связи. СПб.: Политехника, 2013. 319 с.
4. Елисеев А. В., Сельвинский В. В., Елисеев С. В. Динамика вибрационных взаимодействий элементов технологических систем с учетом неудерживающих связей. Новосибирск: Наука, 2015. 332 с.
5. Белокобыльский С. В., Елисеев С. В., Кашуба В. Б. Импедансные подходы как одна из форм оценки динамических свойств механических колебательных систем в структурном математическом моделировании // Системы. Методы. Технологии. 2015. № 4(28). С. 7–15.

6. Соотношения координат движения элементов механических колебательных систем как форма проявления рычажных связей / С. В. Белокобыльский, С. В. Елисеев, В. Б. Кашуба и др. // Системы. Методы. Технологии. 2015. № 3(27). С. 7–14.

#### References

1. Eliseev S. V., Reznik Yu. N., Khomenko A. P. *Mekhatronnyie podkhodyi v dinamike mekhanicheskikh kolebatel'nyikh system*. [Mechatronic approaches in the dynamic of mechanical oscillatory systems]. Novosibirsk : Nauka, 2011. 384 p.
2. Belokobelskiy S. V., Eliseev S. V., Kashuba V. B. *Prikladnyie zadachi strukturnoi teorii vibrozashitnyikh system*. [Applied tasks of the structural theory of vibroprotection systems]. Saint-Petersburg : Politekhnik, 2013. 363 p.
3. Belokobelskiy S. V., Eliseev S. V., Sitov I. S. *Dinamika mekhanicheskikh system. Ryichashnyie i inertsiiono-uprugie svyazi*. [Dynamic of mechanical systems. Lever and inertial-elastic ties]. Saint-Petersburg : Politekhnik, 2013. 319 p.
4. Eliseev A. V., Selvinckiy V. V., Eliseev S. V. *Dinamika vibratsionnyikh vzaimodeictvii elementov*. [Dynamic of vibratory interactions of elements of technological systems with considering unilateral constraints]. Novosibirsk : Nauka, 2015. 332 p.
5. Belokobelskiy S. V., Eliseev S. V., Kashuba V. B. *Impedansnyie podkhodyi kak odna iz form otsenki dinamicheskikh svoystv mekhanicheskikh kolebatel'nyikh system v strukturnom matematicheskom modelirovanii*. [Impedance approaches as a form of evaluation of dynamic properties of mechanical oscillatory systems in structural mathematical modeling] // *Sistemy. Metody. Tekhnologii*, 2015. № 4(28). P. 7–15.
6. Belokobilskiy S. V., Eliseev S. V., Kashuba V. B., Nguyen D. H. *Sootnosheniya koordinat dvizheniya elementov mekhanicheskikh kolebatel'nyikh system kak forma proavleniya ryichashnyikh svyazei*. [Relations of coordinates of the movement elements of mechanical oscillatory systems as a form of manifestation lever ties] // *Sistemy. Metody. Tekhnologii*. 2015. № 3(27). P. 7–14.

© Белокобыльский С. В., Кашуба В. Б., Елисеев С. В., 2016

УДК 62.752, 621:534;833; 888.6, 629.4.015;02

## ИСПОЛЬЗОВАНИЕ РЕАКЦИЙ СВЯЗЕЙ КАК ПАРАМЕТРА ОЦЕНКИ ДИНАМИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ МЕХАНИЧЕСКИХ КОЛЕБАТЕЛЬНЫХ СИСТЕМ

Р. С. Большаков, Д. Х. Нгуен, К. Ч. Вьонг

Иркутский государственный университет путей сообщения  
Российская Федерация, 664074, г. Иркутск, ул. Чернышевского, 15  
E-mail: bolshakov\_rs@mail.ru

На примере механической колебательной системы с двумя степенями свободы показано, что динамическая реакция может быть использована в качестве одного из параметров оценки динамического состояния механической колебательной системы.

Ключевые слова: механическая колебательная система, реакции связей, динамическая жесткость.

USING THE RESPONSES AS ESTIMATION PARAMETER OF DYNAMICAL CONDITION OF MECHANICAL OSCILLATION SYSTEMS

R. S. Bolshakov, D. K. Nguyen, Q. T. Vuong

Irkutsk State Transport University  
15, Chernyshevskogo Street, Irkutsk, 664074, Russian Federation  
E-mail: bolshakov\_rs@mail.ru

Based on the example of mechanical oscillation system with two freedom degrees the research shows that dynamical response can be used as additional parameter of estimating dynamical condition of mechanical oscillation system.

Keywords: mechanical oscillation system, responses of ties, dynamical stiffness.

**Введение.** Сложные технические объекты работают в условиях интенсивных вибрационных воздействий, что провоцирует возникновение различных форм динамических взаимодействий между составляющими их элементами. Для обеспечения надежности и безопасности эксплуатации машин параметры таких процессов должны учитываться при расчетах и контролироваться в ходе эксплуатации. Подходы в этом направлении достаточно развиты в [1–3].

Вопросы нахождения динамических реакций менее разработаны, хотя знание динамических составляющих реакций дает возможность оценивать величины полных реакций и не допускать их нулевых или отрицательных значений, что может приводить к нарушениям контактов и появлению соударений при неударяющих связях.

В предлагаемом докладе рассматривается метод определения динамических реакций в механических колебательных системах, основанный на представлениях об обратных связях в таких системах, а также предлагается расширить набор параметров для оценки динамического состояния этих систем за счет динамических реакций.

**Общие положения. Постановка задачи исследования.** Рассматривается расчетная схема в виде механической колебательной системы с двумя степенями свободы (см. рисунок, а), совершающей малые вертикальные колебания в координатах  $y_1, y_2$  относительно неподвижного базиса. Возмущение представлено периодической силой  $Q_2$  (гармоническое воздействие). В рассматриваемой задаче силы сопротивления не учитываются, их влияние может быть учтено отдельно. Математическая модель системы представляет собой систему из двух дифференциальных уравнений:

$$m_1 \ddot{y}_1 + (k_1 + k_2) y_1 - k_2 y_2 = 0, \quad (1)$$

$$m_2 \ddot{y}_2 + (k_2 + k_3) y_2 - k_2 y_1 = Q_2(t). \quad (2)$$

Использование преобразований Лапласа позволяет построить структурную схему эквивалентной в динамическом отношении системы автоматического управления (см. рисунок, б), где  $p = j\omega$  является комплексной переменной.

**Особенности динамической реакции в механической колебательной системе.** Используя исходную структурную схему для получения выражений для жесткостей элементов, в том числе приведенных

жесткостей, а также значения для перемещений  $m_1$  и  $m_2$ , найдем, что:

$$\bar{R}_A = k_1 \cdot \bar{y}_1 = \frac{k_1 \cdot k_2}{A_0} \cdot \bar{Q}_2; \quad (3)$$

$$\bar{R}_{A_1} = \bar{R}_A = \frac{k_1 \cdot k_2}{A_0} \cdot \bar{Q}_2; \quad (4)$$

$$\bar{R}_{m_1} = R_{A_1} + R_{A_2} = \left( k_1 + \frac{k_2 \cdot (m_2 p^2 + k_3)}{m_2 p^2 + k_2 + k_3} \right) \cdot \frac{k_2}{A_0} \cdot \bar{Q}_2; \quad (5)$$

$$R_{A_2} = \frac{k_2 \cdot (m_2 p^2 + k_3)}{m_2 p^2 + k_2 + k_3} \cdot \frac{k_2}{A_0} \cdot \bar{Q}_2; \quad (6)$$

$$\bar{R}_B = k_3 \cdot \bar{y}_2 = \frac{k_3 \cdot (m_1 p^2 + k_1 + k_2)}{A_0} \cdot \bar{Q}_2; \quad (7)$$

$$\bar{R}_{B_1} = \bar{R}_B = \frac{k_3 \cdot (m_1 p^2 + k_1 + k_2)}{A_0} \cdot \bar{Q}_2; \quad (8)$$

$$\bar{R}_{m_2} = \left\{ \frac{k_3 \cdot (m_1 p^2 + k_1 + k_2) + k_2 \cdot (m_1 p^2 + k_1)}{(m_1 p^2 + k_1 + k_2)} \right\} \times \frac{(m_1 p^2 + k_1 + k_2)}{A_0} \cdot \bar{Q}_2 =$$

$$= \frac{k_3 \cdot (m_1 p^2 + k_1 + k_2) + k_2 \cdot (m_1 p^2 + k_1)}{A_0} \cdot \bar{Q}_2; \quad (9)$$

$$R_{B_2} = \frac{k_2 \cdot (m_1 p^2 + k_1)}{A_0} \cdot \bar{Q}_2. \quad (10)$$

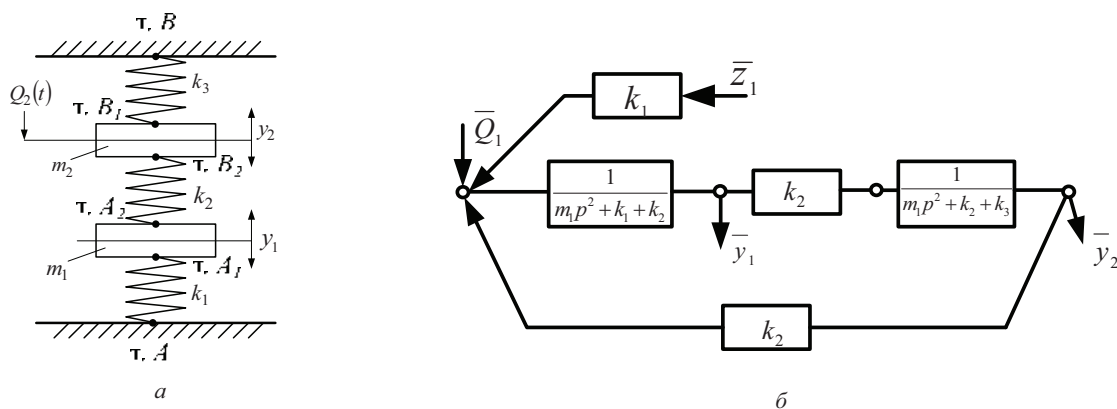
Выражения (1)–(8) могут быть переведены в передаточные функции системы с входным воздействием в виде внешней гармонической силы  $Q_2$  и выходным сигналом, представляющим собой соответствующую динамическую реакцию.

Так, например, передаточная функция пары  $\bar{Q}_2$  и  $\bar{R}_A$  имеет вид

$$W_{R_A}^{(p)} = \frac{\bar{R}_A}{\bar{Q}_2} = \frac{k_1 \cdot k_2}{A_0}; \quad (11)$$

в свою очередь, по точке B

$$W_{R_B}(p) = \frac{\bar{R}_B}{\bar{Q}_2} = \frac{k_3 \cdot (m_1 p^2 + k_1 + k_2)}{A_0}. \quad (12)$$



Расчетная (а) и структурная (б) схемы виброзащитной системы

Сравнение (11) и (12) показывает, что реакции на опорных поверхностях системы будут разными, а амплитудно-частотные характеристики будут с одинаковыми экстремумами при нулях характеристического уравнения  $A_0$ , но реакция в точке  $B$  будет иметь минимум на частоте  $\omega^2 = \frac{k_1 + k_2}{m_1}$ ; при этом в т.  $A$  реакция не будет иметь таких значений. Для элемента  $m_2$  можно записать, что передаточная функция  $\bar{R}_{m_2}$  при входном воздействии  $\bar{Q}_2$  примет вид

$$W(p)_{R_{m_2}} = \frac{\bar{R}_{m_2}}{\bar{Q}_2} = \frac{k_3 \cdot (m_1 p^2 + k_1 + k_2) + k_2 \cdot (m_1 p^2 + k_1)}{A_0} = \frac{m_1 p^2 \cdot (k_2 + k_3) + k_2 \cdot k_1 + k_1 \cdot k_3 + k_3 \cdot k_2}{A_0}. \quad (13)$$

Из (11) следует, что на частоте

$$\omega^2 = \frac{k_1 \cdot k_2 + k_1 \cdot k_3 + k_2 \cdot k_3}{(k_2 + k_3) \cdot m_1} \quad (14)$$

динамическая реакция принимает нулевое значение. Однако это не означает, что на элемент  $m_2$  не будут действовать силы, поскольку остается статическая компонента общей реакции. При этом колебательные движения системы совершаются относительно положения статического равновесия. Передаточная функция динамической реакции по  $m_1$  при входном сигнале  $\bar{Q}_2$  принимает следующий вид:

$$W_{R_{m_1}}(p) = \frac{\bar{R}_{m_1}}{\bar{Q}_2} = \frac{[k_1 \cdot (m_2 p^2 + k_2 + k_3) + k_2 \cdot (m_2 p^2 + k_3)] \cdot k_2}{m_2 p^2 + k_2 + k_3} \cdot \frac{k_2}{A_0}. \quad (15)$$

Особенность динамических взаимодействий на элементе  $m_1$  такова, что на частоте

$$\omega^2 = \frac{k_2 \cdot (k_2 + k_3) + k_2 \cdot k_3}{m_2 \cdot (k_1 + k_2)} \quad (16)$$

возникает режим «обнуления» динамической реакции, а на частоте

$$\omega^2 = \frac{k_2 + k_3}{m_2} \quad (17)$$

динамическая реакция принимает бесконечно большое значение. В данном случае становится возможным совпадение с режимом динамического гашения колебаний.

В физическом смысле это означает, что на этой частоте динамическая реакция соответствует бесконечно большой жесткости обобщенной пружины; при этом элемент массой  $m_2$  становится неподвижным. Кроме упомянутого режима, в соответствии с нулями характеристического уравнения  $A_0$  будут наблюдаться также два резонанса. Таким образом, если иметь в виду амплитудно-частотную характеристику (АЧХ), соответствующую передаточной функции (15), то АЧХ по динамической реакции будут отличаться от известных, что вполне объяснимо с физических позиций, поскольку динамическая реакция сама по себе является другим параметром, чем координаты  $y_1$  и  $y_2$ .

**Заключение.** Предложен метод определения динамических реакций между элементами систем вибрационной защиты. В основе метода лежит приведение структурных математических моделей механических колебательных систем к определенному виду, когда относительно объекта защиты как звена передаточной функцией интегрирующего звена второго порядка выделяется обратная отрицательная связь, интерпретируемая как динамическая реакция. Такие структурные схемы могут быть развернуты не только относительно объекта защиты, но и для других массонерционных элементов, что предполагает возможности расширения метода на системы со многими степенями свободы. Полученные теоретические результаты показывают, что использование динамических реакций как параметра оценки динамических свойств виброзащитных систем позволяет не только создать методическую основу для расчета элементов колебательной системы, но и расширить представления о возможностях проявления ранее не рассматривавшихся физических эффектов.

**Библиографические ссылки**

1. Елисеев С. В., Резник Ю. И., Хоменко А. П., Засядко А. А. Динамический синтез в обобщенных задачах виброзащиты и виброизоляции технических объектов. Иркутск : ИГУ, 2008. 523 с.
2. Елисеев С. В., Резник Ю. И., Хоменко А. П. Мехатронные подходы в динамике механических колебательных систем. Новосибирск : Наука, 2011. 384 с.

3. Елисеев С. В., Хоменко А. П. Динамическое гашение колебаний: концепция обратной связи и структурные методы математического моделирования. Новосибирск : Наука, 2014. 357 с.

4. Концепция обратной связи в динамике механических систем и динамическое гашение колебаний [Электронный ресурс] / С. В. Елисеев, А. Н. Трофимов, Р. С. Большаков, А. А. Савченко // technomag.edu.ru: Наука и образование: электронное научно-техническое издание. 2012. № 5. URL. <http://technomag.edu.ru/doc/378353.html> (дата обращения: 10.05.2012).

5. Елисеев С. В., Ковыршин С. В., Большаков Р. С. Особенности построения компактов упругих элементов в механических колебательных системах. Взаимодействия с элементами систем и формы соединения // Современные технологии. Системный анализ. Моделирование. 2012. Вып. 4(36). С. 61–70.

#### References

1. Eliseev S. V., Reznik Yu. N., Khomenko A. P., Zasyadko A. A. Dynamic synthesis in the generalized

problems of vibroprotection and a vibration insulation of technical objects. Irkutsk: publ. ISU, 2008. 523 p.

2. Eliseev S. V., Reznik Yu. N., Khomenko A. P. Mechatronics approaches in dynamics of mechanical oscillatory systems. Novosibirsk. Nauka. 2011. 384 p.

3. Eliseev S. V., Khomenko A. P. Dynamical absorption of oscillations: concept of feedback tie and structural methods of mathematical modelling. Novosibirsk. Nauka. 2014. 357 p.

4. Eliseev S. V., Trofimov A. N., Bolshakov R. S., Savchenko A. A. Concept of feedback tie in dynamics of mechanical systems and dynamical absorption of oscillations // technomag.edu.ru: Science and education: internet science-technical edition. 2012. № 5. URL. <http://technomag.edu.ru/doc/378353.html> (data of application: 10.06.2015).

5. Eliseev S. V., Kovyrshin S. V., Bolshakov R. S. Features of creature of compacts of elastical elements in mechanical oscillation systems. Interactions with system elements and connection forms // Modern technologies. System analysis. Modeling. 2012. Iss. 4(36). P. 61–70.

© Большаков Р. С., Нгуен Д. Х., Вьюнг К. Ч., 2016

УДК 621.7.09

### СПОСОБ ЭЛЕКТРОЛИТНО-ПЛАЗМЕННОЙ ОБРАБОТКИ ВНУТРЕННИХ ПРОСТРАНСТВЕННО-СЛОЖНЫХ ПОВЕРХНОСТЕЙ РАЗЛИЧНОЙ КРИВИЗНЫ КОРПУСНЫХ ДЕТАЛЕЙ ЦЕНТРОБЕЖНЫХ НАСОСОВ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

А. Ю. Володин, Д. С. Заруба, Н. В. Величко

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: [dla@mail.sibsau.ru](mailto:dla@mail.sibsau.ru)

*Рассматривается способ обработки внутренних пространственно-сложных поверхностей корпусных деталей центробежных насосов жидкостных ракетных двигателей и устройство для его осуществления.*

*Ключевые слова: электролитно-плазменная обработка, парогазовая оболочка, корпусные детали центробежных насосов, жидкостный ракетный двигатель.*

### METHOD OF ELECTROLYTE-PLASMA TREATMENT OF THE INTERNAL SPACE-COMPLEX SURFACES OF DIFFERENT CURVATURE OF BODY PARTS OF LRE CENTRIFUGAL PUMPS

A. Yu. Volodin, D. S. Zaruba, N. V. Velichko

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochoy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: [dla@mail.sibsau.ru](mailto:dla@mail.sibsau.ru)

*The research deals with method of treating the internal space-complex surfaces of body parts in centrifugal pumps of liquid rocket engine and device for its realization.*

*Keywords: electrolyte-plasma treatment, combined cycle gas turbine shell, body parts of centrifugal pumps, liquid rocket engine.*

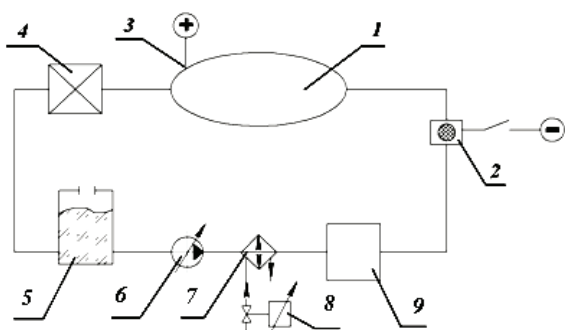
Одной из главных задач развивающейся космонавтики становится создание мощных, экономичных и имеющих малый вес жидкостных ракетных двигателей (ЖРД). Важным требованием, предъявляемым к ЖРД, является повышение энергетических характери-

стик, уменьшение массы, габаритов двигателя при сохранении затрат на разработку и эксплуатацию. Для насосов и турбин жидкостного ракетного двигателя характерны большие окружные скорости, высокие значения удельной работы, агрессивные рабочие тела

и, что особенно важно, повышенные требования к кавитационной устойчивости насосов [1]. Износ трущихся поверхностей, зарождение трещин усталости, смятие, коррозионное и эрозионное разрушения, разрушение в результате кавитации – это процессы, протекающие на поверхности деталей и в некотором прилегающем к поверхности слое. В связи с этим качество поверхности является одним из важнейших факторов, обеспечивающих высокие эксплуатационные свойства деталей турбонасосных агрегатов, и обуславливается свойствами металла и методами обработки: механической, электрофизической, электрохимической, термической и т. д.

Улучшения качества шероховатости внутренних литейных поверхностей корпусных деталей, влияющее на энергетические параметры насосов турбонасосного агрегата ЖРД, можно достичь методом электролитно-плазменной обработки, основанным на плазменных и электрохимических процессах, возникающих в тонкой парогазовой оболочке у поверхности металла под действием высокого напряжения [2].

В данной работе рассмотрено устройство, позволяющее обработать изделие без применения специальной защиты наружных поверхностей в процессе обработки, которое содержит катод, представляющий собой токопроводящую вставку с выполненными отверстиями по сечению, анод, выполненный в виде фиксатора, установленного на выходной части изделия, фильтр, установленный за выходной частью изделия, электролитическую ванну, нагреватель, теплообменник и насос, осуществляющий постоянную циркуляцию электролита. Кроме того, электролитическая ванна и гибкие трубопроводы выполнены из токопроводящего или диэлектрического материала (см. рисунок).



Конструктивная схема устройства для электролитно-плазменной обработки внутренних пространственно-сложных поверхностей различной кривизны:

- 1 – обрабатываемое изделие; 2 – катод; 3 – анод; 4 – фильтр;  
5 – электролитическая ванна; 6 – насос; 7 – теплообменник;  
8 – регулятор расхода; 9 – нагреватель

На основании результатов, полученных при проведении экспериментальных исследований на образцах-имитаторах, установлено, что метод электролитно-плазменной обработки с применением вышеука-

занной установки для обработки внутренних пространственно-сложных поверхностей различной кривизны корпусных деталей центробежных насосов ЖРД является наиболее эффективным и удовлетворяет всем требованиям при производстве деталей для создания кислородно-углеводородных жидкостных ракетных двигателей новых схем, для перспективных ракет-носителей, разгонных блоков и многоразовых транспортных космических систем.

Для совершенствования разработанного метода ведется разработка математической модели процесса электролитно-плазменной обработки как объекта управления в виде структуры из типовых динамических звеньев с переменными параметрами, что позволит рассчитывать траектории управления напряжением источника и температурой электролита и разрабатывать алгоритмы и системы оптимального управления процессом электролитно-плазменной обработки. Метод управления технологическим процессом электролитно-плазменного полирования на основе контроля шероховатости поверхности и толщины снимаемого поверхностного слоя позволит рассчитывать оптимальную траекторию управляющего напряжения на электролизере для минимизации энергопотребления и отклонения геометрических размеров деталей и определять момент окончания процесса при достижении требуемых свойств поверхности.

Рекомендации по практическому применению разработанной математической модели позволят проектировать турбонасосные агрегаты с высокими энергетическими характеристиками для кислородно-углеводородных жидкостных ракетных двигателей новых схем, для перспективных ракет-носителей, разгонных блоков и многоразовых транспортных космических систем.

#### Библиографические ссылки

1. Конструкция и проектирование жидкостных ракетных двигателей : учебник для студентов вузов / Г. Г. Гахун, В. И. Баулин, В. А. Володин и др. : под общ. ред. проф. Г. Г. Гахуна. М. : Машиностроение, 1989. 424 с.
2. Ясногородский И. З. Электрохимическая и электромеханическая обработка металлов. М. : Машиностроение, 1971. 157 с.

#### References

1. Gaxun G. G., Baulin V. I., Volodin V. A. et al. Konstrukciya i proektirovanie zhidkostnykh raketnykh dvigatelej : uchebnik dlya studentov vuzov [Design and engineering of liquid rocket engines]. Moscow : Mashinostroenie, 1989. 424 p.
2. Yasnogorodskiy I. Z. Elektrohimičeskay i elektromehaničeskay obrabotka metallov [Electrochemical and electromechanical processing of metals]. Moscow : Mashinostroenie, 1971. 157 p.

© Володин А. Ю., Заруба Д. В.,  
Величко Н. В., 2016

УДК 669:539.4.015

## ИССЛЕДОВАНИЕ МЕХАНИЧЕСКИХ СВОЙСТВ СТАЛИ ГАДФИЛЬДА ПОСЛЕ УДАРНО-ВОЛНОВОГО НАГРУЖЕНИЯ

А. В. Гуськов, А. С. Долматов, К. Е. Милевский, Ю. П. Яковлева

Новосибирский государственный технический университет  
Российская Федерация, 630073, г. Новосибирск, просп. К. Маркса, 20  
E-mail: [enigma\\_dance@mail.ru](mailto:enigma_dance@mail.ru)

*Представлены исследования механических свойств и структуры стали Гадфильда после ударно-волнового нагружения.*

*Ключевые слова: сталь Гадфильда, механические свойства, пластическая деформация, ударно-волновое напряжение, растяжение, структура материала.*

## STUDYING MECHANICAL PROPERTIES OF HADFIELD STEEL AFTER SHOCK-WAVE LOADING

A. V. Guskov, A. S. Dolmatov, K. E. Milevsky, Yu. P. Yakovleva

Novosibirsk State Technical University  
20, K. Marksa Av., Novosibirsk, 630073, Russian Federation  
E-mail: [enigma\\_dance@mail.ru](mailto:enigma_dance@mail.ru)

*The research presents the study of mechanical properties and structure of Hadfield steel after shock-wave loading.*

*Keywords: Hadfield steel, mechanical properties, plastic deformation, shock-wave tension, tensile, fabric structure.*

**Введение.** Способность стали Гадфильда 110Г13Л упрочняться при воздействии на нее больших давлений или ударных нагрузок в ряде случаев делает ее незаменимой для изготовления деталей и узлов машин и механизмов [1]. Перспективным способом повышения прочностных свойств и износостойкости материала заготовок является обработка их рабочих поверхностей энергией взрыва. Целью работы является изучение изменения механических свойств стали 110Г13Л после взрывного нагружения.

**Ударно-волновое нагружение.** Для определения деформированного состояния материала и расчета пластических деформаций после ударно-волнового нагружения использовался метод делительных сеток [2]. В качестве объекта выбраны технологические пробы с размерами 25×44×33 мм из литой закаленной на аустенит высокомарганцовистой стали, которые отливаются и проходят закалку в заводских условиях, совместно с изготавливаемым изделием. На поверхность одного образца наносили сетку с шагом 2×2 мм. Сетку фотографировали до и после нагружения при общем увеличении ×6,5. Координаты узлов сетки определяли по полученным фотографиям. Деформацию рассчитывали по координатам X, Y, Z и строили зависимости относительных деформаций  $\epsilon_x$ ,  $\epsilon_y$  и  $\epsilon_z$  по толщине упрочненного слоя. Параллельно в ячейках проводились замеры твердости.

Из полученных зависимостей определено, что на глубине 4 мм степень деформации порядка 9 %, а твердость изменяется с 10,3 до 37,5 HRC (увеличивается в 3,5 раза), на глубине 10 мм степень деформации 5 %, а твердость изменяется с 10,3 до 33 HRC (увели-

чивается в 3 раза). Для сравнения, в работе [3] представлена осадка по высоте образцов из стали 110Г13Л при ударах молота весом 750 кг. При статическом нагружении (удары молота) при 40...50 %-й осадке образцов твердость составляет ~35...38 HRC, при динамическом нагружении (действие взрывной волны) твердость равна ~35...38 HRC при 8–9 %-й деформации.

Для определения механических свойств стали 110Г13Л после ударно-волнового нагружения взяты технологические пробы в виде «топориковых образцов» [4] (клиновидные бруски высотой 110 мм, длиной 210 мм, шириной при основании клина 55 мм, при вершине 16 мм).

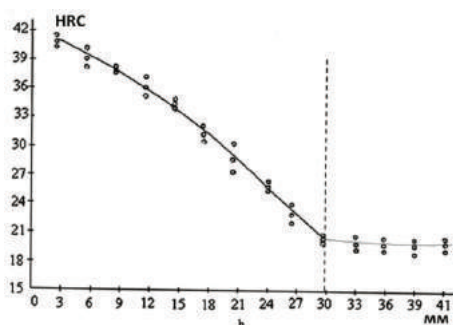
В качестве взрывчатого вещества использовалось пластическое вещество ЛВВ11-01 (как и в методе делительных сеток) в связи с тем, что оно может с высокой точностью копировать поверхность упрочняемого изделия.

**Методика исследования.** Определение толщины упрочненного слоя материала проводилось пошаговым измерением твердости по всей толщине образца от нагружаемой поверхности до основания. Твердость определялась по методу Роквелла прибором ТК-2М. Измерения твердости проводились для трёх образцов по трём трекам, расположенным на расстоянии 5 мм друг от друга, и интервалам 3 мм [5]. Металлографические исследования структуры материала проводились на микроскопе Axiovert 25 CA.

Определение механических характеристик при статическом растяжении проводилось на партиях

плоских образцов, изготовленных по ГОСТ 1497–84, с использованием испытательной машины Instron 3369.

По результатам замеров твёрдости установлено, что твёрдость материала исходных образцов до ударно-волнового нагружения по всей толщине материала постоянна и составляет ~19–20 HRC. Зависимость изменения величины твёрдости упрочнённого материала от расстояния до нагружаемой поверхности можно разделить на два участка. На первом участке, от 0 до 30 мм, распределение имеет линейный убывающий характер. Происходит уменьшение твёрдости от 40 до 20 HRC. На втором участке от 30 мм до основания (110 мм) распределение имеет постоянный характер около 20 HRC (см. рисунок).



Зависимость изменения величины твёрдости упрочнённого материала от расстояния до нагружаемой поверхности

По результатам металлографических исследований определено, что поверхностный слой (глубиной до 2–3 мм) является дефектным, в нём фиксируется образование каверн, трещин, остатков продуктов детонации, а также происходит пережоги материала и т. д. Деформация материала в первом и втором упрочнённых слоях после ударно-волнового нагружения составила 5–6 %. В микроструктуре зёрен зарегистрированы линии скольжения, количество и ориентация которых изменяются в зависимости от расстояния до нагружаемой поверхности [6].

Предел прочности (при растяжении) образца, взятого из слоя на глубине 6 мм, составляет 1 240 МПа, что в 1,5 раза выше предела неупрочнённого образца (80 МПа). На расстоянии 30 и 42 мм пределы прочности достигают 1 050 и 980 МПа соответственно.

В результате проведённых исследований определена толщина упрочнённого слоя после ударно-волнового нагружения, которая составляет около 50 мм от поверхности нагружения.

В исследуемом упрочнённом слое зарегистрирован диапазон изменения физико-механических свойств материала: значения твёрдости, микротвёрдости, изменение микроструктуры материала, показателей пределов текучести и прочности (от 450 и 800 МПа до 860 и 1240 МПа соответственно), относительного удлинения (от 5 до 40 мм).

### Библиографические ссылки

1. Дерibas А. А. Физика упрочнения и сварки взрывом. Новосибирск, 1972.
2. Гуськов А. В., Зубков Е. Е., Милевский К. Е., Петров А. Ф. Оценка деформированного состояния стали 110Г13Л из условия нагружения пластическим взрывчатым веществом марки ЛВВ 11-1 // Боеприпасы и высокоэнергетические конденсированные системы: науч.-техн. журн. Спец. вып. по мат-лам V конф. «Проектирование боеприпасов, систем и полигонных измерительных комплексов» (1–3 окт. 2008 г.). 2009. № 3. С. 58–62.
3. Власов В. И., Комолова Е. Ф. Высокомарганцовистая сталь. М.: Машиностроение, 1972. 220 с.
4. Милевский К. Е., Петров А. Ф., Тушинский Л. И., Гуськов А. В. Влияние высокоскоростной ударной волны на микроструктуру и механические свойства стали Гадфильда 110Г13Л // Научный вестник НГТУ. 2006. № 4 (25).
5. Guskov A. V., Milevsky K. E., Mihaylova N. Y. Research of Gadfield steel structure after dynamic Loading // 7th World conference on explosives & blasting. Moscow, Russia, 2013.
6. Гуськов А. В., Драньков Н. О., Милевский К. Е. Исследование механических свойств стали Гадфильда при высокоскоростном нагружении // Деформация и разрушение материалов. 2011. № 3. С. 39–41.

### References

1. Deribas A. A. Physics hardening and explosion welding. Novosibirsk, 1972.
2. Guskov A. V., Zubkov E. E., Milevsky K. E., Petrov A. F. Evaluation of strain state steel 110G13L the condition of loading of Plastic Explosives for the brand BWT 11-1 // Ammunition and high-condensed systems: scientific and engineering. Zh. spec. Vol. on the mat Lama V Conf. "Design of ammunition systems and polygon measurement systems" (October 1–3, 2008). 2009. № 3. P. 58–62.
3. Vlasov V. I., Komolova E. F. High-manganese steel. M.: Engineering, 1972. 220 p.
4. Milevsky K. E., Petrov A. F., Tushino L. I., Guskov A. V. Influence of high shock wave on the microstructure and mechanical properties of Hadfield steel 110G13L // Scientific Bulletin of the NSTU. 2006. № 4 (25).
5. Guskov A. V., Milevsky K. E., Mihaylova N. Y. Research of Gadfield steel structure after dynamic Loading // 7th World conference on explosives & blasting. Moscow, Russia, 2013.
6. Guskov A. V., Dranko N. O., Milevsky K. E. The study of the mechanical properties of Hadfield steel under high loading // Deformation and fracture materialov. 2011. № 3. P. 39–41.

© Гуськов А. В., Долматов А. С., Милевский К. Е., Яковлева Ю. П., 2016



УДК 621.9

## ПРИМЕНЕНИЕ ЗУБОРЕЗНЫХ ДОЛБЯКОВ ПРИ ИССЛЕДОВАНИИ ПРОЦЕССА НАРЕЗАНИЯ ГЛОБОИДНОЙ ВИНТОВОЙ ПОВЕРХНОСТИ ТИПА ZT

Д. П. Денискина, А. В. Сутягин, Л. С. Малько

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: sibgau-uks@mail.ru

*Обоснована целесообразность применения стандартных зуборезных долбяков при экспериментальном исследовании процесса нарезания глобоидных винтовых поверхностей типа ZT2 с целью сокращения затрат и сроков на проведение эксперимента.*

*Ключевые слова: зуборезные долбяки, червячные передачи, червяки типа ZT1, ZT2, глобоидные передачи, тороидальный профиль, эвольвентный вогнутый профиль, осевая подача, угол подъема винтовой линии.*

## USING GEAR CUTTERS IN THE STUDY OF THE PROCESS OF CUTTING GLOBOID HELIX OF ZT TYPE

D. P. Deniskina, A. V. Sutjagin, L. S. Mal'ko

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: sibgau-uks@mail.ru

*The paper substantiates expediency of applying standard gear cutters in the experimental study of the process of cutting the globoid screw surfaces such as ZT2 with the aim of decreasing cost and time required to conduct the experiment.*

*Keywords: shaper cutters, worm gears, worms such as ZT1, ZT2, globoid transmission, a toroidal profile, involute concave profile, axial transmission, the angle of the helix.*

В аэрокосмической и других отраслях машиностроения находят применение цилиндрические передачи с червяком типа ZT [1]. Рабочие поверхности червяка имеют вогнутый тороидальный профиль. Червяки ZT могут иметь две разновидности: ZT1 и ZT2. В этих передачах при сравнении с передачами на основе линейчатых червяков контактные напряжения меньше за счет увеличенного приведенного радиуса кривизны в контакте зуба колеса с вогнутой рабочей поверхностью витка червяка и более благоприятных условий для режима жидкостной смазки, что уменьшает износ и увеличивает нагрузочную способность и КПД [2].

В работе [3] отмечено, что переточка режущей части инструмента, используемого при нарезании червяка, не приводит к изменению обрабатываемой винтовой поверхности. В этом состоит его преимущество перед червяком типа ZT1.

Авторы работы [4] отмечают возможность использования червяков типа ZT и в глобоидных передачах, но одновременно подчеркивают, что имеется ряд препятствий, сдерживающих применение передач с червяком ZT2 в промышленности.

Таким образом, изыскание новых подходов в технологии изготовления глобоидных передач с червяком типа ZT2 является актуальной задачей.

Из работ [5; 6] следует, что в основу решения этой задачи должна быть положена технологическая схема

формообразования сопряженных поверхностей глобоидной пары типа ZT2 с исходным производящим цилиндрическим колесом с выпуклым эвольвентным профилем зубьев и сопряженным глобоидным червяком с вогнутым эвольвентным профилем витка. При этом нарезание винтовой поверхности глобоидного червяка типа ZT2 должно производиться по методу обкатки с профилированием по методу огибания. В качестве режущего инструмента для нарезания винтовой поверхности глобоидного червяка должен использоваться многолезвийный инструмент с эвольвентным профилем.

В работе [7] предложены конструкторско-технологические решения по проектированию и изготовлению заданного инструмента и определены условия, при которых переточка инструмента не будет влиять на постоянство профиля нарезаемой винтовой поверхности.

При проведении экспериментальных исследований метро-кинематических характеристик процесса нарезания винтовой поверхности с целью сокращения затрат на выполнение работ допускается вместо специального многолезвийного инструмента использовать стандартные прямозубые зуборезные долбяки.

Использование прямозубых зуборезных долбяков в случае применения осевой подачи позволяет производить нарезание долбяком одного модуля глобоидной винтовой поверхности типа ZT2 с различными

углами поема винтовой линии. Схема относительно расположения долбяка и заготовки нарезаемого глобоидного червяка представлена на рисунке.

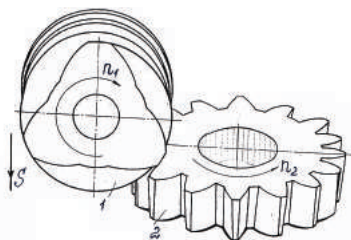


Схема расположения долбяка и заготовки при нарезании винтовой поверхности глобоидного червяка:

1 – заготовка червяка; 2 – прямозубый зуборезный долбяк;  $n_1, n_2$  – согласованные вращения заготовки и долбяка;  $S$  – направление продольной подачи [8]

#### Библиографические ссылки

- ГОСТ 19036-94. Передачи червячные цилиндрические. Исходный червяк и исходный произвольный червяк. Взамен ГОСТ 19036-81; введ. 1997-01-01. Минск : Межгос. совет по стандартизации, метрологии и сертификации. М. : Изд-во стандартов, 2003. 6 с.
- Фомин М. В. Червяные передачи. Приложение. Справочник // Инженерный журнал. 2011. № 4. 24 с.
- Литвин Ф. Л. Теория зубчатых зацеплений. М. : Наука, 1968. 415 с.
- Сандлер А. И., Лагутин С. А., Верховский А. В. Производство червячных передач. М. : Машиностроение, 2008. 272 с.
- Сутягин А. В., Малько Л. С., Трифанов И. В. Повышение эффективности зубообработки глобоидных передач на основе прогрессивных конструкторско-технологических решений // СТИН. 2015. № 2. С. 20–25.
- Сутягин А. В., Малько Л. С., Трифанов И. В. Практика и перспективы разработки технологии генерации профиля сопряженных звеньев глобоидной червячной передачи ротационным точением // Химическое и нефтегазовое машиностроение. 2015. № 12. С. 37–40.
- Технология ротационного точения винтовых поверхностей деталей машин принудительно вращаемым многолезвийным инструментом / А. В. Сутягин, Л. С. Малько, И. В. Трифанов ; под общ. ред.

И. В. Трифанова ; Сиб. гос. аэрокосмический ун-т. Красноярск, 2013. 116 с.

8. А. С. 806302 СССР, М. Кл. В 23 F 13/06. Способ нарезания глобоидных червяков / Шишов В. П., Каплун А. М., Толмачев Ю. А. № 2766468/25-08 заявл. 16.05.79 ; опубл. 23.02.1981, Бюл. № 7. 2 с.

#### References

- GOST 19036-94. *Peredachi chervyachnye tsilindricheskie. Iskhodnyy chervyak i iskhodnyy proizvol'nyy chervyak* [State Standart 19036-94. Cylindrical worm transmission. The original worm and the original random worm]. Moscow, Standartinform publ., 2003. 6 p.
- Fomin M. V. [Worm gear Application. Reference]. *Inzhenernyy zhurnal*, 2011. № 4. 24 p. (In Russ.).
- Litvin F. L. *Teoriya zubchatykh zatsepleniy* [Theory of gearing]. Moscow : Nauka Publ., 1969, 415 p.
- Sandler A. I., Lagutin S. A., Verkhovskiy A. V. *Proizvodstvo chervyachnykh peredach* [Production of worm gears]. Moscow : Mashinostroenie publ., 2008. 272 p.
- Sutyagin A. V., Mal'ko L. S., Trifanov I. V. [Improving the efficiency of globoid gear gear treatment based on progressive design and technology solutions]. *STIN*. 2015. № 2. P. 20–25 (In Russ.).
- Sutyagin A. V., Mal'ko L. S., Trifanov I. V. [Practice and prospects of development of technology generation profile of paired links globoid worm gear rotary turning] // *Khimicheskoe i neftegazovoe mashinostroenie*. 2015. № 12. P. 37–40.
- Sutyagin A. V., Mal'ko L. S., Trifanov I. V. *Tekhnologiya rotatsionnogo tocheniya vintovykh poverkhnostey detaley mashin prinuditel'no vrashchaemym mnogolezviynym instrumentom* [The technology of rotational turning of screw surfaces of machine parts is forcibly rotated multiblade tool]. Krasnoyarsk, Sib. gos. aerokosmicheskij un-t, 2013. 116 p.
- Shishov V. P., Kaplun A. M., Tolmachev Yu. A. *Sposob narezaniya globoidnykh chervyakov* [Method of cutting globoid worms]. *Avtorskoe svidetel'stvo SSSR*, No. 806302, 1981.

© Денискина Д. П., Сутягин А. В., Малько Л. С., 2016

УДК 534.014,621.802

### ОБ УЧЕТЕ ОСОБЕННОСТЕЙ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ АМПЛИТУД КОЛЕБАНИЯ РАБОЧЕГО ОРГАНА ВИБРАЦИОННОЙ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЙ МАШИНЫ

А. В. Елисеев<sup>1,a\*</sup>, Д. Х. Нгуен<sup>1,b</sup>, К. Ч. Вьонг<sup>1,c</sup>, И. С. Ситов<sup>2,d</sup>

<sup>1</sup>Иркутский государственный университет путей сообщения  
Российская Федерация, 664074, г. Иркутск, ул. Чернышевского, 15

<sup>2</sup>Братский государственный университет

Российская Федерация, 665709, г. Братск, ул. Макаренко, 40

E-mail: <sup>a</sup>eavsh@ya.ru, <sup>b</sup>nguyenduchuyh@yandex.ru, <sup>c</sup>trucvq1990@gmail.com, <sup>d</sup>sitov@yandex.ru

Предложена система регуляризации структуры вибрационного поля на основе использования устройства для преобразования движения посредством изменения массоинерционных характеристик рабочего органа технологической машины.

Ключевые слова: неустойчивающие связи, функция зазора, вибрационное взаимодействие, вибрационное поле, устройство преобразования движения, датчик, гранулированная среда.

**ABOUT THE SPECIFIC FEATURES OF OSCILLATION AMPLITUDE DISTRIBUTION OF THE WORKING BODY VIBRATION OF TECHNOLOGICAL MACHINE**

A. V. Eliseev<sup>1,a\*</sup>, D. H. Nguen<sup>1,b</sup>, Q. T. Vuong<sup>1,c</sup>, I. S. Sitov<sup>2,d</sup>

<sup>1</sup>Irkutsk State Transport University  
15, Chernyshevskogo Street, Irkutsk, 664074, Russian Federation

<sup>2</sup>Bratsk State University

40, Makarenko Street, Bratsk, 665709, Russian Federation

E-mail: <sup>a</sup>eavsh@ya.ru, <sup>b</sup>nguyenduchuyinh@yandex.ru, <sup>c</sup>trucvq1990@gmail.com, <sup>d</sup>sitov@yandex.ru

The research proposes regulating system of the vibration field structure on the basis of using the device for movement conversion by changing the mass-inertial characteristics of a working body of technological machines.

Keywords: unilateral ties, a function of the gap, vibration interaction, the vibrational field, the device for converting movement, the sensor, granular medium.

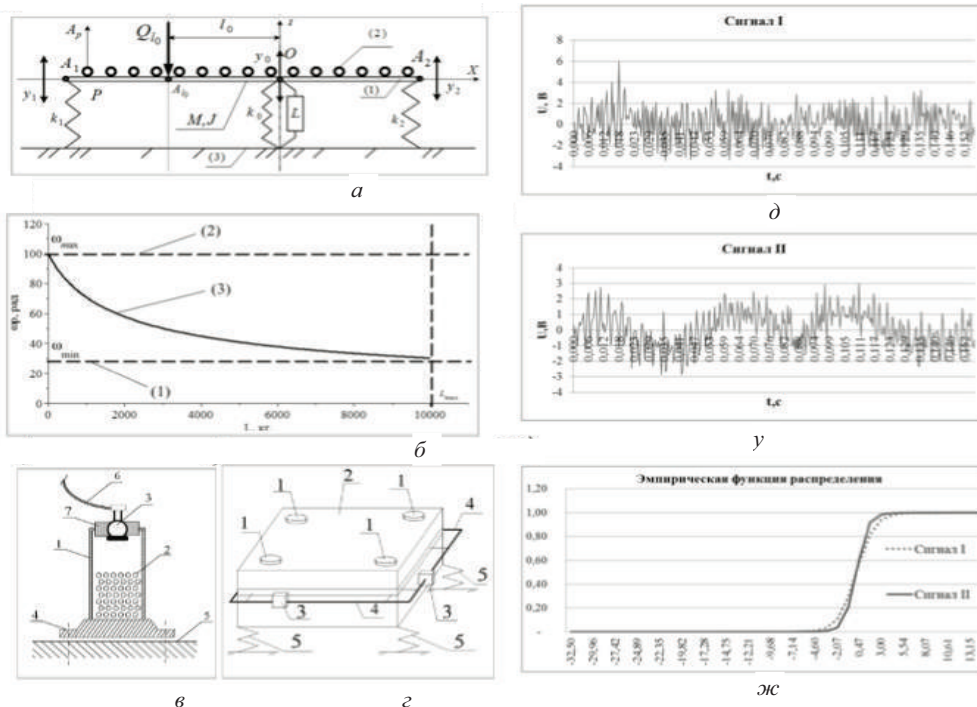
**Введение.** В задачах разработки вибрационных технологий [1–2] и обеспечения надежности объектов машиностроения, оборудования и аппаратуры, в которых детали и узлы требует упрочняющей поверхностной обработки [3], определенный интерес представляют вопросы управления динамическим качеством вибрационных процессов, в ходе которых взаимодействие рабочей среды с поверхностью обрабатываемого изделия определяются такими параметрами, как однородность вибрационного поля, распределения амплитуды колебания в зонах рабочего тела и др.

В предлагаемом докладе рассматривается подход к разработке систем управления распределением ам-

плитуд колебаний на рабочих органах вибрационных технологических машин.

**Общие положения.** Особенности технологического процесса определяются неудерживающим характером связей между элементами рабочей среды и вибрирующей поверхностью [4].

Вместе с тем к распределению амплитуд колебания рабочего органа технологической машины предъявляются требования однородности и одномерности вибрационного поля, создаваемого одним или несколькими вибраторами. Результаты теоретических и экспериментальных исследований представлены в работе [5].



Элементы системы оценки структуры вибрационного поля:

*a* – расчетная схема; *б* – зависимость частоты однородного поля от параметра устройства преобразования движения; *в* – датчик; *г* – схема рабочего органа вибрационной технологической машины с датчиками; *д, е* – варианты сигналов; *ж* – сравнение характеристик двух сигналов на основе критерия Колмогорова–Смирнова

**Математическая модель.** Расчетная схема отражает основные элементы механической колебательной системы с двумя степенями свободы образованной твердым телом, установленным на упругие элементы (см. рисунок, *а*).

Для управления структурой вибрационного поля в колебательный контур введено устройство преобразования движения, установленное вертикально между статической поверхностью и центром тяжести твердого тела, характеризуемое жесткостью  $k_0$  и массоинерционным коэффициентом  $L > 0$ .

**Параметры вибрационного поля технологической машины.** Настройка вибрационного стенда в ряде случаев сводится к тому, что варьируемые параметры вибростенда (масса вибраторов, жесткости упругих элементов, параметр  $L$  и др.) подбираются таким образом, чтобы амплитуда и частота колебания рабочего органа соответствовали технологическим требованиям однородности и одномерности (см. рисунок, *б*).

**Средства измерения характеристик вибрационного поля рабочего органа.** Для контроля состояния вибрационного поля в фиксированной точке рабочего органа (см. рисунок, *в*) устанавливаются четыре прототипа-датчика (см. рисунок, *в*) определения граничных параметров взаимодействия тел в вибрационных системах.

**Оценка интегральных характеристик динамических состояний рабочей среды.** Регистрация сигналов (см. рисунок, *д*, *е*) с датчиков и сравнение статистических характеристик (см. рисунок, *ж*) служит методом получения косвенных показателей динамического качества вибрационных режимов работы технологической машины.

В основе обобщенного подхода лежит гипотеза подобия динамических характеристик «рабочей среды» вибрационной технологической машины и «модельной среды» датчика [6].

**Дополнительный способ изменения вибрационного поля рабочего органа.** Для расширения вариативных возможностей вибростенда в конструкцию могут быть введены пригрузки, перемещающиеся вдоль направляющих. Предполагается, что при регистрации с четырех контрольных точек рассогласованных сигналов существует такое конструктивное положение пригрузов, при переходе в которое, вибрационное поле приобретает признаки однородности.

**Заключение.** В рамках задачи управления распределением амплитуд колебаний на рабочих органах вибрационных технологических машин разработана система измерения варьируемого вибрационного поля.

## Библиографические ссылки

1. Вибрации в технике : справ. в 6 т. / ред. совет: В. Н. Челомей (пред.). М. : Машиностроение, 1981. Т. 4. Вибрационные процессы и машины. 504 с.
2. Пановко, Г. Я. Динамика вибрационных технологических процессов. РХД. М. ; Ижевск, 2006. 158 с.
3. Копылов Ю. Р. Динамика процессов виброупрочнения : монография. Воронеж : Науч. книга, 2011. 568 с
4. Ситов И. С., Елисеев А. В. Теоретические основы процессов взаимодействия материальной частицы с вибрирующей поверхностью с неустойчивыми связями // Системы. Методы. Технологии / БрГУ. Братск, 2012. № 4(16). С. 17–28.
5. Елисеев А. В., Сельвинский В. В., Елисеев С. В. Динамика вибрационных взаимодействий элементов технологических систем с учетом неустойчивых связей : монография. Новосибирск : Наука, 2015. 332 с.
6. Елисеев А. В., Ситов И. С., Нгуен Д. Х. Некоторые вопросы формирования структуры вибрационного поля вибростенда: особенности системы измерения, средства настройки // Системы. Методы. Технологии / БрГУ. Братск, 2016. № 2(30). С. 17–26.

## References

1. Vibration technique: reference in 6 volumes / Red. soviet: V.N. Chelomei (pred.). M. : Mashinostroenie. 1981. T. 4. Vibrating machines and processes. 504 s.
2. Panovko G. Ja. Dynamics of vibrating processes. RHD. M. ; Izhevsk, 2006, 158 p.
3. Kopylov YU. R. Dynamics vibro-hardening process: monograph. Voronezh : Nauchnaja kniga, 2011. 568 p.
4. Sitov I. S., Eliseev A. V. Theoretical basis of the interaction of a particle with a vibrating surface with unilateral constraints // Sistemy. Metody. Tehnologii. BrGU. Bratsk, 2012. № 4(16). P. 17–28.
5. Eliseev A. V., Sel'vinskii V. V., Eliseev S. V. Dynamics of vibrating elements of interactions of technological systems based on unilateral constraints: monograph. Novosibirsk : Nauka, 2015. 332 p.
6. Eliseev A. V., Sitov I. S., Nguen D. H. Some questions of formation of structure of vibrating fields of vibration table: features of the measurement system, configuration tools // Sistemy. Metody. Tehnologii. BrGU. Bratsk, № 2(30). 2016. S.17–26.

© Елисеев А. В., Нгуен Д. Х., Вьонг К. Ч., Ситов И. С., 2016

УДК 621.9.015

## МЕТОДЫ КОНТРОЛЯ ШЕРОХОВАТОСТИ ВИНТОВОЙ ПОВЕРХНОСТИ ЧЕРВЯЧНОГО РЕДУКТОРА ТИПА ZT

Н. В. Захарова, И. В. Трифанов

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: 974152@mail.ru

*Рассматриваются методы контроля шероховатости поверхности, возможности их применения для сложных, труднодоступных поверхностей. Приведены характеристики методов, наиболее оптимальных для винтовой поверхности червячного редуктора типа ZT.*

*Ключевые слова: методы контроля шероховатости, червячный редуктор типа ZT, глобоидная передача.*

## METHODS TO CONTROL THE ROUGHNESS OF THE HELICAL SURFACE OF THE WORM-AND-WHEEL GEAR BOX OF ZT TYPE

N. V. Zakharova, I. V. Trifanov

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: 974152@mail.ru

*This paper considers methods of controlling surface roughness, the possibility of their use for complex, hard-to-reach surfaces. The article presents characteristics of the most suitable methods to the helical surface of the worm gear of ZT type.*

*Keywords: methods of roughness, the worm gear of the type ZT, globoidal worm gear.*

В промышленности давно известна проблема контроля качества поверхностного слоя деталей в недоступных для стандартных измерительных приборов местах. В подвижных соединениях неправильный выбор параметров и методов контроля шероховатости вызывает уменьшение действительной площади контакта соединения, неравномерность зазоров, что приводит к увеличению и концентрации напряжения, а также вырыванию частиц металла. Эти частицы попадают в смазку, создавая адгезию, вызывают негативное влияние на сопряжение и интенсивное изнашивание. Чем больше действительная шероховатость отличается от оптимальной, тем меньше срок работоспособности у глобоидной червячной передачи типа ZT.

Глобоидная червячная передача типа ZT требует повышенной точности изготовления по сравнению с цилиндрической, так как погрешности изготовления сильно влияют на ее работоспособность. Следовательно, и требования к контролю шероховатости поверхности высокие. Рассмотрим основные методы контроля шероховатости поверхности и определим наиболее подходящий для труднодоступной поверхности.

Существует четыре основных метода для осуществления контроля параметров шероховатости изделия [1].

1. Сравнительный бесконтактный – данный метод базируется на сравнении стандартных образцов шероховатости, которые изготавливаются для каждого

конкретного способа обработки изделия, с реальной поверхностью готовой детали. Сравнение может проводиться визуально и на ощупь. Контрольные образцы могут быть в виде образцовых деталей или набора пластин. Преимуществами сравнительного бесконтактного метода измерения параметров шероховатости поверхности являются его доступность, простота и дешевизна.

2. Механический контактный – данный метод предусматривает измерение параметров шероховатости с помощью щуповых приборов, таких как профилографы и профилометры. Числовые значения параметров шероховатости определяются либо непосредственно по шкале прибора (профилометров), либо по увеличенным изображениям профиля или записанной профилограммы разреза (профилографов).

3. Оптический – метод измерения шероховатости с применением бесконтактных оптических приборов (двойных микроскопов, микроинтерферометров и др.). Оптические приборы для измерения параметров шероховатости поверхности основаны на принципе одновременного преобразования профиля поверхности.

4. Метод слепков – предназначен для оценки шероховатости поверхности сложной формы, поверхностей крупных и тяжёлых деталей, а также труднодоступных мест поверхностей деталей.

Сравнительный бесконтактный метод позволяет определить параметры шероховатости в пределах  $Ra > 1,25$  мкм и  $Rz > 10$  мкм, что ограничивает исполь-

зование данного метода в соединениях с более высокими требованиями к точности качества поверхностного слоя. Сутью механического контактного метода является ощупывание контролируемой поверхности алмазной или стальной иглой (щупом). В процессе его перемещения по исследуемому участку возникают механические колебания щупа, которые преобразуются в пропорциональные электрические колебания, улавливаемые прибором. Червяк и колесо имеют взаимно охватывающую глобоидную форму. Кривизна поверхности витка червяка и зуба колеса не позволяют определить шероховатость поверхности механическим методом. Оптический метод светового и теневое свечения используется при исследовании лишь тех поверхностей, которые имеют следы обработки с явно выраженным направлением, что усложняет его применение для поверхностей с повышенной точностью. Метод слепков используют для поверхностей сложной конфигурации или малого размера с помощью мягкого композиционного материала, например, КОМПАР-П, КОМПАР-СТ, Лента Elcometer 122 Testex, а неровности отпечатка измеряют с помощью оптических или щуповых приборов.

Рассмотрим более подробно предложенные материалы.

Прецизионный оттисочно-слепочный материал для контроля шероховатости и рельефа КОМПАР-П рекомендуется применять для поверхностей, изготовленных металлообработкой в авиастроении, для контролируемых параметров, таких как радиус и другие характеристики сложного профиля, он позволяет определять параметр Ra в диапазоне от 0,025 до 10 мкм с погрешностью измерения параметров шероховатости не более + 20 % [2].

КОМПАР-СТ относится к материалам химического отверждения для контроля геометрических величин изделий в точной металлообработке, машиностроении, авиации, изготовлении технологической оснастки, а также в процессе эксплуатации и ремонта машин и механизмов.

Материал позволяет снимать слепок с контролируемой поверхности под различными углами по отношению к горизонту. Материал обеспечивает контроль мест, куда нет доступа обычным средствам измерения.

Позволяет определить параметр Ra в диапазоне от 0,025 до 10 мкм с погрешностью измерения параметров шероховатости не более + 20 % [3].

Лента Elcometer 122 Testex состоит из вспененного слоя и несжимаемого основания, применяется для снятия отпечатков с поверхностей, высота неровности которых находится в диапазоне от 20 до 114 мкм. Лента Elcometer 122 Testex производится в трех диапазонах измерения профиля. Важно, чтобы выбранный диапазон ленты соответствовал диапазону измеряемого профиля. Использование ленты с диапазоном про-

филя меньше реального значения может привести к неправильным результатам измерения [4].

Для контроля шероховатости поверхности с изогнутым профилем, а также винтовой поверхности червячного редуктора типа ZT оптимальным методом контроля является метод слепков. По полученному рельефу контактно-механическим или оптическим методом, в зависимости от требуемой точности и технической возможности, определяют параметры шероховатости.

#### Библиографические ссылки

1. Захарова Н. В. Характеристика параметров шероховатости поверхности, установленных в международных стандартах ИСО // Решетневские чтения : материалы XIX Междунар. науч. конф. (10–14 ноября 2015, г. Красноярск) : в 2 ч. / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2015. С. 458–460.
2. Прецизионный оттисочно-слепочный материал для контроля шероховатости и микрорельефа [Электронный ресурс]. URL: <http://microtech-ru.ru/pretsizionnyj-ottiskno-slepochnyj-material/pretsizionnyj-ottiskno-slepochnyj-material-dlya-kontrolya-sherokhovatosti-sti-i-mikrorelefa.html> (дата обращения 21.09.2016).
3. Компар-СТ [Электронный ресурс]. URL: <http://usk.ua/kompar-st.html> (дата обращения 20.09.2016).
4. Лента Testex для определения шероховатости поверхности Elcometer 122 [Электронный ресурс]. URL: <http://www.ncontrol.ru/catalog/Kontrol-izolyacii/Nabory-i-prinadlezhnosti-dlya-kontrolya-pokrytij/Lenta-Testex-dlya-opredeleniya-sherohovatosti-poverhnosti-Elcometer-122> (дата обращения 21.09.2016).

#### References

1. Zakharova N. V. [The characteristic of parameters of surface roughness in accordance with the requirements of ISO standards] // *Materialy XV Mezhdunar. nauch. konf. "Reshetnevskie chteniya"* [Materials XV Intern. Scientific. Conf "Reshetnev reading"]. Krasnoyarsk, 2011. P. 98–99. (In Russ.).
2. Otisco precision-impression material to control surface roughness and micro relief <http://microtech-ru.ru/pretsizionnyj-ottiskno-slepochnyj-material/pretsizionnyj-ottiskno-slepochnyj-material-dlya-kontrolya-sherokhovatosti-i-mikrorelefa.html> (date of access 21.09.2016).
3. Kompar-ST <http://usk.ua/kompar-st.html> (date of access 20.09.2016).
4. Testex tape to determine the surface roughness Elcometer 122 <http://www.ncontrol.ru/catalog/Kontrol-izolyacii/Nabory-i-prinadlezhnosti-dlya-kontrolya-pokrytij/Lenta-Testex-dlya-opredeleniya-sherohovatosti-poverhnosti-Elcometer-122> (date of access 21.09.2016).

© Захарова Н. В., Трифанов И. В., 2016

УДК621.91.01

## ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕПЛОВЫХ ЯВЛЕНИЙ В ПРОЦЕССЕ РОТАЦИОННОГО ТОЧЕНИЯ МНОГОГРАННЫМИ РЕЗЦАМИ\*

Н. С. Индаков, А. С. Бинчуров, Ю. И. Гордеев, Д. И. Киселев

Сибирский федеральный университет  
Российская Федерация, 660074, г. Красноярск, ул. Киренского, 26  
E-mail: mexanixs@mail.ru

*Полученные экспериментальные данные о характере распределения температур показывают, что основное тепло уходит в стружку, зона непосредственно рабочих локальных участков режущей кромки постоянно обновляется и одновременно с высокой скоростью вращения успевает охлаждаться.*

*Ключевые слова: ротационное точение, многогранный ротационный резец, лезвие, высокая скорость резания, температура инструмента.*

## INVESTIGATING THERMAL PHENOMENA DURING ROTARY TURNING OF MULTIFACETED CUTTERS

N. S. Indakov, A. S. Binchurov, Y. I. Gordeev, D. I. Kiselev

Siberian Federal University  
26, Kirenskogo Street, Krasnoyarsk, 660074, Russian Federation  
E-mail: mexanixs@mail.ru

*The obtained experimental data about the nature of temperatures distribution show that the main heat goes to cuttings. The area of directly working local sites of the cutting edge is constantly updated and along with the high speed of rotation manages to be cooled.*

*Keywords: rotational turning, versatile rotary cutter, blade, high speed cutting, tool temperature.*

**Введение.** Лезвийная обработка труднообрабатываемых материалов сопряжена со значительными проблемами из-за низкой эксплуатационной стойкости режущей части инструмента и производительности. Новые методы материалобработки, основанные на высокоскоростных способах формообразования, ориентированные на применение в инструментальных узлах современных многоцелевых станков с ЧПУ и автоматизированных производств требуют применения инструмента с повышенным уровнем свойств. Известно, что эксплуатационная стойкость режущего инструмента во многом определяется температурными факторами, сопровождающими процесс лезвийной обработки металлов, зависит от интенсивности диффузионного и адгезионного износа при повышенных температурах.

Поэтому изучение тепловых процессов в зоне резания имеет большое практическое значение с точки зрения понимания интенсивности деформационных процессов в зоне резания, характера распределения температур на поверхности режущей части, износа режущего инструмента и качества обработанной поверхности [1–3].

Эффективным средством управления процессами теплообмена и снижения температуры на лезвиях является переход от схем непрерывного точения к дискретному периодическому срезанию слоя материала, в том числе применению различных методов ротационного точения [4]. Применительно к методу ротационного точения многогранными резцами (РТМР) наи-

более важным отличительным преимуществом от известных является снижение времени контакта каждой отдельной режущей кромки инструмента с обрабатываемым материалом [5].

Для оценки перспективности нового метода РТМР проводились исследования по распределению тепла между стружкой, инструментом и деталью бесконтактным методом с применением тепловизора модели Testo 875-1. Экспериментальные исследования проводились на токарно-винторезном станке повышенной точности ИЖ250ИТВМ.Ф1 с применением инструментального модуля для ротационного точения (рис. 1). При проведении экспериментальных исследований по оценке распределения температуры в зоне резания использовалась оправка с образцами из стали 45.

Для того чтобы установить связь между одним из параметров режимов резания и изменением температуры на поверхности инструмента детали и стружки, проводились однофакторные эксперименты.

В качестве независимых переменных были приняты следующие параметры режимов резания:  $S_{прст}$  – продольная подача резца на оборот обрабатываемого вала, 0,25...1,2 мм/об;  $S_{кр}$  – круговая подача заготовки, мм;  $n_z$  – число оборотов заготовки, 50...630 об/мин;  $n_p$  – число оборотов инструмента, 6 000...18 000 об/мин;  $t$  – глубина резания, 0,3...1,5 мм. Количество граней пластины инструментального модуля – 6.

\*Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (грант № 14-08-00508).

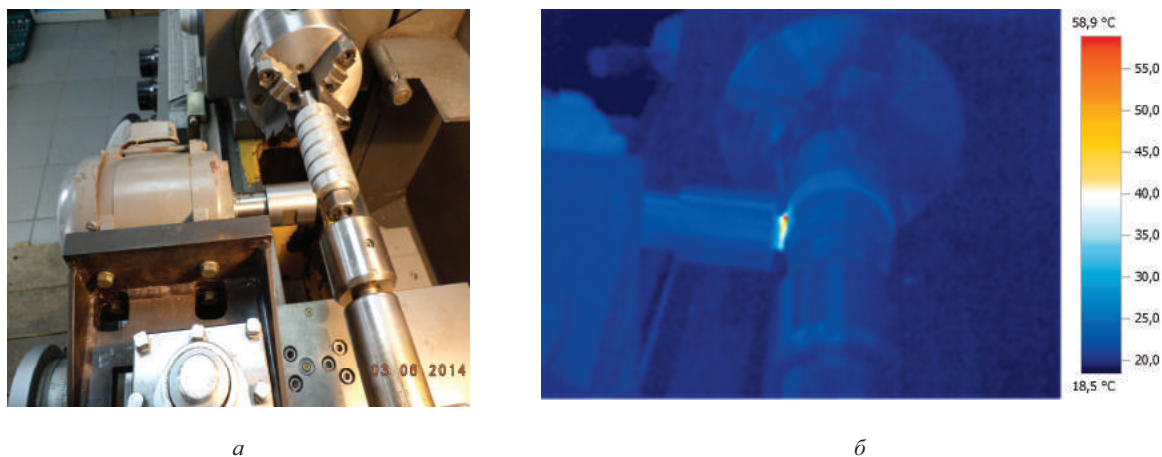


Рис. 1. Инструментальный модуль на базе токарно-винторезного станка ИЖ250 ИТВМ.Ф1:  
а – общий вид; б – термограмма

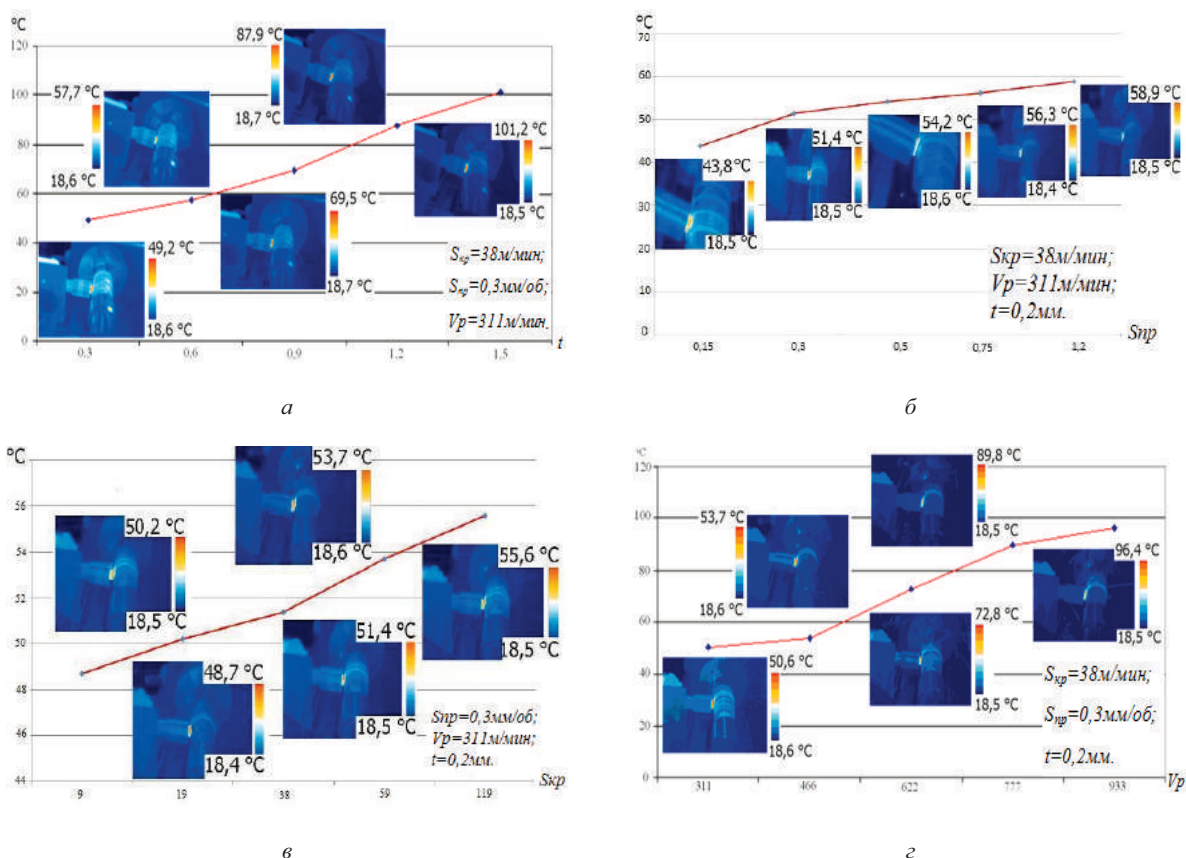


Рис. 2. Влияние технологических параметров на температуру в зоне резания:  
а – глубины резания  $t$ ; б – продольной подачи  $S_{пр}$ ; в – круговой подачи  $S_{кр}$ ; г – скорости резания  $V_r$

Компьютерная обработка термограмм показывает, что температура на поверхности стружки изменяется в диапазоне от 60 до 110 °С, температура режущего лезвия инструмента на входе в зону резания от 30 до 40 °С, на выходе из нее 40–60 °С.

Результаты экспериментов показывают также, что при увеличении глубины и скорости резания температура увеличивается (рис. 2), при увеличении продольной и конструктивной подач практически остается постоянной.

Анализа термограмм свидетельствует, что при увеличении скорости резания количество тепла, уходящего в стружку, возрастает, а в деталь и инструмент – уменьшается.

#### Библиографические ссылки

- Индаков Н. С., Бинчуров А. С. Исследование метода ротационного точения многогранными резцами // Станки и инструмент (СТИН). 2013. № 6. С. 21–24.



2. Индаков Н. С., Бинчуров А. С. Особенности ротационного точения многогранными резцами // Вестник машиностроения. 2013. № 10. С. 56–58.

3. Индаков Н. С., Бинчуров А. С. Особенности геометрии многогранных резцов для ротационного точения // Вестник машиностроения. 2013. № 11. С. 38–41.

4. А.с. СССР 1126375; МКИ<sup>3</sup> В 23 В 1/00. Способ лезвийной обработки валов с профилем «равноосный контур» / Э. В. Рыжов, Н. С. Индаков, Э. А. Петровский, и др. Опубл. 30.11.1984.

5. Пат. 2463130 РФ, МПК В23В 27/12. Ротационный резец / Н. С. Индаков, Ю. И. Гордеев, А. С. Бинчуров. Опубл. 10.10.2012.

## References

1. Indakov N. S., Binchurov A. S. Research by rotational turning indexable cutters // Machine tools (STIN). 2013. № 6. P. 21–24.

2. Indakov N. S., Binchurov A. S. Features turning rotary cutters multifaceted // Vestnik engineering. 2013. № 10. P. 56–58.

3. Indakov N., Binchurov A. Features polyhedral geometry of the rotary cutters for turning // Vestnik Engineering. 2013. № 11. P. 38–41.

4. USSR Inventor's Certificate 1126375.

5. Russian patent 2463130.

© Индаков Н. С., Бинчуров А. С., Гордеев Ю. И., Киселев Д. И., 2016

УДК 62.752; 621.01; 534-16

## ФОРМЫ СВЯЗЕЙ МЕЖДУ КООРДИНАТАМИ ПРИ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯХ ЭЛЕМЕНТОВ МЕХАНИЧЕСКИХ КОЛЕБАТЕЛЬНЫХ СИСТЕМ

Е. В. Каимов<sup>1</sup>, Н. Ж. Кинаш<sup>2</sup>, А. С. Миронов<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Иркутский государственный университет путей сообщения  
Российская Федерация, 664074, г. Иркутск, ул. Чернышевского, 15

<sup>2</sup>Дорожный инженерный технологический центр Московской железной дороги филиала ОАО «РЖД»  
Российская Федерация, 107996, г. Москва, ул. Краснопрудная, 20  
E-mail: Eugen-Kaimov@yandex.ru

*Развиваются методологические основы обоснования форм проявления рычажных связей в механических колебательных системах.*

*Ключевые слова: структурная модель, рычажные связи, передаточные функции межпарциальных связей.*

## FORMS OF TIES AMONG THE COORDINATES IN THE INTERACTION ELEMENTS OF MECHANICAL OSCILLATORY SYSTEM

E. V. Kaimov<sup>1</sup>, N. Zh. Kinash<sup>2</sup>, A. S. Mironov<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Irkutsk State Transport University  
15, Chernyshevskogo Street, Irkutsk, 664074, Russian Federation

<sup>2</sup>Traffic Engineering Technology Center of Moscow Railway, a branch of JSC "Russian Railways"  
20, Krasnoprudnaya Street, Moscow, 107996, Russian Federation  
E-mail: Eugen-Kaimov@yandex.ru

*The authors develop methodological bases of demonstration form rationale of lever ties in mechanical oscillatory systems.*

*Keywords: structural models, lever ties, transfer functions of inter-partial ties.*

**Введение.** Механические колебательные системы с несколькими степенями свободы с сосредоточенными параметрами широко используются как расчетные схемы в задачах динамики машин и оборудования различного назначения, в том числе и в задачах вибрационной защиты [1; 2]. Наряду с обычными типовыми элементами в виде пружин, демпферов и массоинерционных элементов все чаще используются механизмы, входящие в структуры колебательных

контуров и создающие в них специфические динамические эффекты [3], что предопределяется возможностями технических приложений виброзащитной направленности. Задача исследования заключается в разработке научной концепции поиска и создания новых способов и средств управления динамическим состоянием технических объектов при вибрационных воздействиях на основе использования методов структурного математического моделирования.

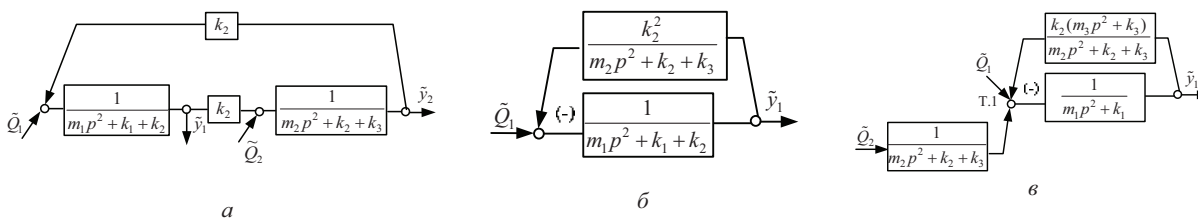


Рис. 1. Структурные схемы виброзащитной системы:

*a* – детализированная структурная схема; *б* – структурная схема с исключенной координатой  $\bar{y}_2$  при  $\bar{Q}_1 \neq 0$ ;  
*в* – схема с исключенной координатой  $\bar{y}_2$  при ( $\bar{Q}_1 \neq 0$ ;  $\bar{Q}_2 \neq 0$ )

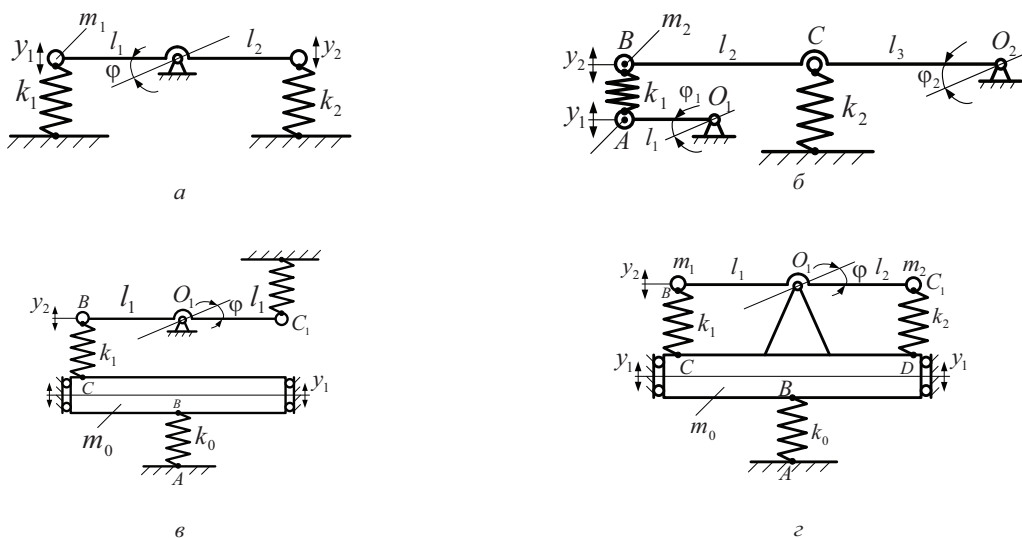


Рис. 2. Варианты представления частичных систем и виды связей между частичными системами: *a* – вращательная система рычажного типа; *б* – соединение двух вращательных систем; *в* – соединение вращательной системы рычажного типа и системы поступательного типа с твердым телом (а не материальной точкой); *г* – соединение вращательной системы рычажного типа с точкой вращения на твердом теле, совершающем поступательное движение

**Некоторые общие положения.** В рамках обобщенного подхода предлагается и детализируется технология определения межпарциальных связей в системах с двумя и более степенями свободы. Взаимодействия между парциальными системами отображаются связями на структурных схемах, как показано на рис. 1. Подробности построения структурных моделей механических колебательных систем приведены в [3].

Структурные схемы строятся на основе использования преобразований Лапласа:  $p = j\omega$  – комплексная переменная, значок « $\sim$ » означает изображение по переменной по Лапласу [1; 2].

1. Передаточное отношение рычажной связи при  $\bar{Q}_1 \neq 0$  ( $\bar{Q}_2 = 0$ ) определяется выражением

$$i_{об}(p) = \frac{\bar{y}_2}{y_1} = \frac{k_2}{m_2 p^2 + k_2 + k_3}. \quad (1)$$

Рычажные связи и формы их проявления зависят от особенностей парциальных систем, соотношений жесткостей упругих элементов и значений частот внешнего воздействия, а также от вида внешнего возмущения. Точки «перелома» частотных характеристик определяют знак передаточного отношения (1),

что предопределяет тип рычажных связей, а также формы взаимных движений элементов  $m_1$  и  $m_2$ .

2. Особенности рычажных связей предопределяются свойствами парциальных систем, в частности, парциальная система с угловыми колебаниями реализует «пространственные» соотношения движений, а их параметры зависят от расположения типовых элементов, вида соединения и мест приложения внешних возмущений. Возможны обобщенные представления о формах парциальных систем, если принять, что обобщенная координата может характеризовать и винтовые движения. На рис. 2, *a–г* приведены возможные виды и взаимодействия парциальных систем в расчетных схемах объектов машиностроения.

**Динамические эффекты от введения рычажных связей.** Показаны результаты прикладных разработок, связанных с оценкой динамических свойств систем вибрационной защиты оригинальных конструкций [4–7]. Показано, что рычажные связи реализуются через введение в структуру системы дополнительных связей. Такие связи могут быть реализованы путем введения механических цепей в виде групп Ассур, размещения дополнительных точечных масс или специальных устройств для преобразования движения.

**Заключение.** Предложен методологический базис для решения задач динамики технических объектов, в структуре которых имеются рычажные связи и механизмы, что создает возможности поиска и разработки новых способов и средств оценки, контроля и управления динамическим состоянием объектов машиностроения.

Разработан обобщенный подход в задачах динамики и метод построения и оценки свойств математических моделей различных механических колебательных систем, отражающих специфику работы механических систем с учетом геометрических особенностей расположения элементов и многообразных форм их взаимодействия с учетом рычажных связей.

#### Библиографические ссылки

1. Елисеев С. В., Артюнин А. И. Прикладная теория колебаний в задачах динамики линейных механических систем. Новосибирск : Наука, 2016. 459 с.
2. Белокобыльский С. В., Елисеев С. В., Ситов И. С. Динамика механических систем. Рычажные и инерционно-упругие связи. СПб. : Политехника, 2013. 319 с.
3. О связях между координатами движения в механических колебательных системах с рычажными устройствами / С. В. Белокобыльский, С. В. Елисеев, В. Б. Кашуба и др. // Системы. Методы. Технологии. 2015. № 2 (26). С. 7–13.
4. Хоменко А. П., Елисеев С. В., Каимов Е. В. Виртуальный рычажный механизм: динамическое гашение колебаний как форма проявления рычажных связей // Известия Транссиба. 2014. № 4 (20). С. 61–71.
5. Пат. 136112 Российская Федерация, МПК F16F 15/04. Устройство для гашения колебаний / Елисеев С. В., Артюнин А. И., Хоменко А. П., Каимов Е. В., Елисеев А. В. № 2013135078/11 ; заявл. 25.07.2013 ; опубл. 27.12.2013, Бюл. № 36.
6. Пат. 142137 Российская Федерация, МПК F16F 15/02. Устройство для регулирования упругодиссипативных свойств виброзащитной системы / С. В. Елисеев, А. И. Артюнин, Е. В. Каимов, А. В. Елисеев. № 2014100299/11 ; заявл. 09.01.2014 ; опубл. 20.06.2014, Бюл. 17.
7. Пат. 150331 Российская Федерация, МПК F16F 15/04. Устройство для гашения колебаний / А. П. Хоменко, С. В. Елисеев, А. И. Артюнин, Е. В. Каимов, А. В. Елисеев. № 2014138832/11 ; заявл. 25.09.2014 ; опубл. 10.02.2015, Бюл. № 4.

#### References

1. Eliseev S. V., Artyunin A. I. *Prikladnaya teoriya kolebaniy v zadachakh dinamiki linei'nykh mekhanicheskikh sistem*. [Applied theory of oscillations in problems of linear dynamics of mechanical systems]. Novosibirsk : Nauka publ., 2016. 459 p.
2. Belokobil'skiy S. V., Eliseev S. V., Sitov I. S. *Dinamika mekhanicheskikh sistem. Ry'chazhnye i inertionno-uprugie svyazi*. [Dynamics of mechanical systems. Lever and inertial elastic tien]. Sankt-Petersburg, Politekhnik publ., 2013. 319 p.
3. Belokobil'skiy S. V., Eliseev S. V., Kashuba V. B., Nguyen D. Kh., Tsygan V. V. [On the ties among the coordinates of the movement in the mechanical oscillatory systems with lever mechanisms]. *Sistemy. Metody. Tekhnologii*. 2015. № 3 (27). P. 7–13.
4. Khomenko A. P., Eliseev S. V., Kaimov E. V. *Virtual'nyy richazhnyy mekhanizm: dinamicheskoe gashenie kolebaniy kak forma proyavleniya richazhnykh svyazey* [Virtual lever mechanism: dynamic vibration damping as a form of lever ties]. *Izvestiya Transsiba*. 2014. № 4 (20). P. 61–71.
5. Eliseev S. V., Artyunin A. I., Khomenko A. P., Kaimov E. V., Eliseev A. V. *Ustroistvo dlya gasheniya kolebaniy* [A device for damping vibrations]. Patent RF. № 136112. 2013.
6. Eliseev S. V., Artyunin A. I., Kaimov E. V., Eliseev A. V. *Ustroistvo dlya regulirovaniya uprugodissipativnykh svoystv vibrozashitnoy sistemy* [A device for controlling the elastic-dissipative properties of the vibroprotective system]. Patent RF. № 142137. 2014.
7. Khomenko A. P., Eliseev S. V., Artyunin A. I., Kaimov E. V., Eliseev A. V. *Ustroistvo dlya gasheniya kolebaniy* [A device for damping vibrations]. Patent RF. № 150331. 2015.

© Каимов Е. В., Кинаш Н. Ж., Миронов А. С., 2016

УДК 681.313

### УПРАВЛЕНИЕ ШАГОВЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ МАНИПУЛЯТОРА В РЕЖИМЕ РЕАЛЬНОГО ВРЕМЕНИ

А. В. Киященко

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: 689eam24rus@mail.ru

*Управление в режиме реального времени – задача высокоточного управления движением на основе аппаратных средств NI CompactRIO и программируемых ПЛИС. Описаны основные задачи режима реального времени и схема управления движением.*

*Ключевые слова: NI CompactRIO, ПЛИС, режим реального времени.*

## STEPPER MOTOR CONTROL MANIPULATOR IN REAL TIME

A. V. Kiyashchenko

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: 689eam24rus@mail.ru

*Real-time management is a challenge for NI CompactRIO programmable FPGA and high-precision motion control based on hardware. The author describes the main tasks of the real-time mode and motion control scheme.*

*Keywords: NI CompactRIO, FPGA, real-time.*

Управление шаговыми двигателями в режиме реального времени является актуальной, многофункциональной и востребованной во многих промышленных проектах задачей [1–5].

В качестве системы управления взята комбинация процессора CompactRIO реального времени и программируемых FPGA (программные логические интегральные схемы), что позволяет создать систему, использующую сильные стороны каждой из платформ. Гибкость и автономность платформы позволяет охватить широкий круг задач, от сбора и хранения данных и сложных алгоритмов анализа до высокоскоростного управления в масштабе наносекунд. Ключевой особенностью режима реального времени является быстрое действие – время, необходимое на выполнение действия после возникновения события, и в различных управляющих приложениях к нему предъявляются различные требования, от микросекунд до минут. Для большинства промышленных приложений время реагирования должно быть в диапазоне от миллисекунд до секунд. Требуемое время реагирования является важным критерием управляющего приложения, потому что оно определяет быстродействие контура регулирования и влияет на ввод-вывод, процессор и программные решения. CompactRIO программируется при помощи среды разработки приложений LabVIEW (см. рисунок).

При создании экспериментальной установки предполагается использовать шаговые двигатели для перемещения звеньев манипулятора.

Поэтому стоит задача спроектировать систему управления манипулятором в режиме реального времени на базе шаговых двигателей.

На основе данной работы могут быть созданы встраиваемые системы для таких задач, как бортовой сбор данных, шумовое и дистанционное управление манипуляторами и различным технологическим оборудованием.

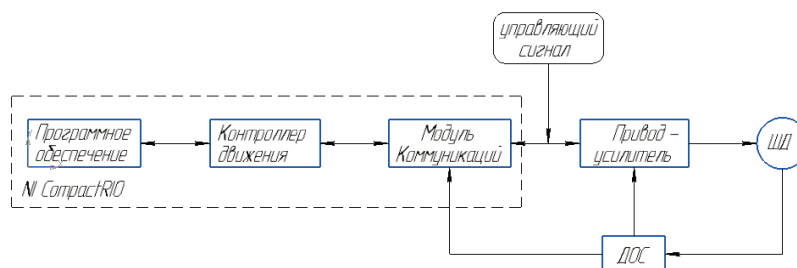
## Библиографические ссылки

1. Юревич Е. И. Управление роботами и робототехническими системами. М. : Санкт-Петербург, 2000. 170 с.
2. National Instruments [Электронный ресурс]. URL: <http://www.ni.com/fpga-hardware/> (дата обращения 25.08.2016).
3. Пат.2579814 Российская Федерация, МПК51 G01R 31/28. Интегральная схема с программируемым логическим анализатором / Бэйли Д. Р., Кэйс К. У., Шарп Д. П. № 2013105340/28; заявл. 08.09.2011; опубл. 10.04.2016, Бюл. № 10. 34 с.
4. Фролов К. В., Воробьев Е. И. Механика промышленных роботов. Т. 3. Основы конструирования. М. : Высшая школа, 1989.
5. Емельянов А. В., Шилин А. Н. Шаговые двигатели : учеб. пособие. М. : РПК «Политехник» ; Волгоград, 2005. 48 с.

## References

1. EI Yurevich Control robots and robotic systems. M. : Publishing House of St. Petersburg, 2000. 170 p.
2. National Instruments [electronic resource]. URL: <http://www.ni.com/fpga-hardware/> (reference date 25/08/2016).
3. Pat. 2579814 Russian Federation, MPK51 G01R 31/28. Integrated circuit with a programmable logic analyzer / Bailey D. R., Cayce K. U., Sharpe D. P. № 2013105340 / 28; appl. 08.09.2011; publ. 10.4.2016. Bull. № 10. 34 c.
4. Frolov K. V., Vorobiev E. I. Mechanics of industrial robots in three books. Volume 3 – Design Basics M: "High School". 1989.
5. Emelyanov A. V., Shilin A. N. Stepper motors: proc. manual/. M. : RPK Politehnik Volgograd, 2005. 48 p.

© Киященко А. В., 2016



Функциональная схема управления движением

УДК: 608.2

## ЦИФРОВОЙ РЕНТГЕНОВСКИЙ 3D-МИКРОТОМОГРАФ ДЛЯ ДИАГНОСТИКИ МАТЕРИАЛОВ И ЭЛЕМЕНТОВ РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ\*

С. А. Клестов, Е. С. Судакова, С. Б. Сунцов

Национальный исследовательский Томский государственный университет  
Российская Федерация, 634050, г. Томск, просп. Ленина, 36.  
E-mail: blackrabbit1@mail.ru

*Описываются основные принципы работы интеллектуального рентгеновского 3D-микротомографа. Применение метода рентгеновской томографии позволяет осуществлять неразрушающий контроль качества материалов и изделий в производственно-технологических целях в различных отраслях промышленности.*

*Ключевые слова: микротомограф, рентгеновская трубка, реконструкция изображения.*

## DIGITAL X-RAY IMAGING TO 3D MICRO DIAGNOSIS OF MATERIALS AND COMPONENTS OF RADIO-ELECTRONIC EQUIPMENT

S. A. Klestov, E. S. Sudakova, S. B. Suntsov

National Research Tomsk State University  
36, Lenina Av., Tomsk, 634050, Russian Federation  
E-mail: blackrabbit1@mail.ru

*This paper describes the basic principles of intelligent X-ray 3D microtomograph. Application of X-ray tomography allows non-destructive quality control of materials and products in production and application process in various industries. The article demonstrates block diagram of the software and the results of experimental studies.*

*Keywords: microtomograph, X-ray tube, image reconstruction.*

Современной науке доступны методы анализа внутренней микроструктуры объекта различными способами. Одним из лучших методов неразрушающей визуализации является метод рентгеновской микротомографии, которая дает возможность получать изображение внутренней структуры непрозрачных объектов в трехмерном виде с высоким пространственным разрешением [1–3]. Существует необходимость изучения внутренней структуры объектов, непрозрачных в видимом диапазоне электромагнитного излучения, особенно биологических, с микронным разрешением.

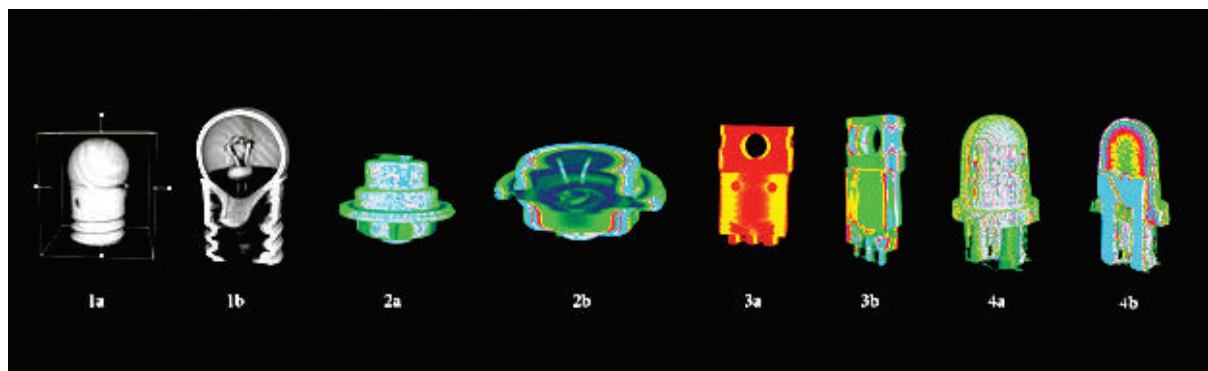
Развитие методов рентгеновской микроскопии позволило заглянуть внутрь непрозрачных объектов с разрешением, превышающим возможности оптической микроскопии. Сегодня рентгеновская микротомография имеет широкий спектр областей применения. Используемые алгоритмы позволяют достигать высокой степени детализации и высокой точности восстановления и анализа 3D-модели. Это даёт возможность применять метод рентгеновской томографии для осуществления неразрушающего контроля качества материалов и изделий в производственно-технологических целях в следующих отраслях промышленности:

- в металлургии для оценки качества состава и структуры выпускаемых продуктов;
- в машиностроении и приборостроении для контроля качества используемых деталей и их сборки;
- в электронной промышленности для анализа сборки полупроводниковых приборов, а также при пайки контактов электронных компонентов к печатным платам.

Рентгеновская микротомография также может применяться в научно-исследовательских целях для изучения внутренней структуры органических и неорганических объектов в следующих областях:

- в биологии и медицине для оптимизации рентгенологических методов исследования и диагностики;
- в физике при проведении различных экспериментальных исследований, реализованных посредством применения, для визуализации внутренней структуры объектов и физических процессов, происходящих в исследуемых образцах;
- в химии для визуализации внутренней структуры опытных образцов, позволяющей наблюдать за механизмом появления дефектов при создании и исследовании материалов. В статье описывается оригинальный интеллектуальный рентгеновский микротомограф (ИРМТ).

\*Работа выполнена по программе повышения конкурентоспособности национального исследовательского Томского государственного университета, ВИУ № 8.1.31.2015, грант РФФИ № 16-29-04388/16 от 19.04.2016 г.



Реконструкция образцов:

1a – 3D-модель лампочки; 1b – разрез лампочки; 2a – 3D-модель тиристора; 2b – разрез тиристора; 3a – 3D-модель транзистора; 3b – разрез транзистора; 4a – 3D-модель светодиода; 4b – разрез светодиода.

**Экспериментальные исследования.** Примером исследования элементов материалов могут служить реконструированные на микротомографе тиристор, транзистор, светодиод. Примером исследования элементов радиоэлектронной аппаратуры (РЭА) могут служить реконструированные на микротомографе материалы тиристор, транзистор, светодиод.

Сканирование объектов исследования позволяет получить полные сведения о внутренней пространственной микроструктуре образца с микронным и субмикронным пространственным разрешением с сохранением структуры образца. На рисунке представлены сечения элементов РЭА, на которых видна структура объекта.

**Заключение.** На основе описанных данных авторским коллективом разработан первый отечественный интеллектуальный цифровой рентгеновский микротомограф для диагностики состояния материалов и элементов радиоэлектронной аппаратуры. Оценка погрешности и проведены экспериментальные исследования микротомографа. Разработанный прибор имеет следующие отличительные достоинства:

1) высокоточная система позиционирования, способная обеспечить позиционирование исследуемого объекта с точностью  $\pm 1$  мкм;

2) полная автоматизация работы рентгеновского микротомографа, не требующая вмешательства пользователя в процесс построения 3D-модели исследуемого объекта;

3) встроенные алгоритмы: предобработки исходных данных неискажающего сжатия с целью экономии вычислительных ресурсов системы, анализа и классификация внутренней структуры и дефектов объекта;

4) 3D-отображение псевдоцветных изображений;

5) высокое быстродействие работы как аппаратного, так и программного обеспечения, обусловленное использованием в составе программного обеспечения как аппаратной, так и программной частей рентгеновского микротомографа структурно-перестраиваемых алгоритмов управления, обеспечи-

вающих значительное повышение точности и скорости работы рентгеновского микротомографа.

При анализе аналогичных устройств на рынке было выявлено, что разработанный микротомограф превосходит аналоги. Преимуществами являются мобильность, компактность, возможность диагностировать материалы (органические, неорганические, конструкционные) и элементы радиоэлектронной аппаратуры, возможность работать в комплекте с другим оборудованием, очень низкая цена при качествах, не уступающих приборам конкурентов.

#### Библиографические ссылки

1. Патент на изобретение RU 2505800. Способ рентгеновской томографии и устройство для его осуществления / Сырямкин В. И. и др. 27.01.2014, Бюл. № 3.

2. Syriamkin V. I., Bureev A. S., Zhdanov D. S., Osipov A. V., Klestov S. A. Digital X-Ray Tomography. 2015. 231 p. Red SquareScientific, England.

3. Бубенчиков М. А., Газиева Е. Э., Гафуров А. О., Глушков Г. С., Жданов Д. С., Саньков Д. В., Сырямкин В. И., Шидловский С. В., Юрченко А. В. Современные методы исследования материалов и нанотехнологий. Томск: Изд-во Том. гос. ун-та, 2010. 366 с.

#### References

1. The patent for invention RU 2505800. A method of X-ray tomography and device for its implementation. Syryamkin VI et al. 27.01.2014. Bull. № 3.

2. Syriamkin V. I., Bureev A. S., Zhdanov D. S., Osipov A. V., Klestov S. A. Digital X-Ray Tomography, 2015, 231 p. Red SquareScientific, England.

3. Bubenchikov M. A., Gazieva E. E., Gafurov S. A., Glushkov G. S., Zhdanov D. S., Sankov D. V., Syriamkin V. I., Shydouski S. V., Yurchenko A. V. Modern methods of materials research and nanotechnology. Tomsk: Publishing house of Tom. University Press, 2010. 366 p.

© Клестов С. А., Судакова Е. С., Сунцов С. Б., 2016

УДК 621.9.015

**РЕКОМЕНДАЦИИ ПО ПРИМЕНЕНИЮ ПАРАМЕТРОВ СТРУКТУРЫ ПОВЕРХНОСТИ,  
УСТАНОВЛЕННЫХ В ГОСТ Р ИСО 4287–2014**

А. В. Курочкина, Н. В. Захарова

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: roxy121293@gmail.com

*Представлены рекомендации по выбору и применению параметров структуры поверхности, установленные международным стандартом ИСО 4287–2014.*

*Ключевые слова: шероховатость, волнистость, параметры структуры поверхности.*

**RECOMMENDATIONS FOR USING SURFACE STRUCTURE PARAMETER  
SET BY GOST R ISO 4287–2014**

A. V. Kurochkina, N. V. Zakharova

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: roxy121293@gmail.com

*The article presents recommendations on selecting and applying the structure surface parameter set by the international standard ISO 4287–2014.*

*Keywords: roughness, waviness, surface structure parameters.*

Для опережающего развития машиностроения необходимо постоянно повышать качество изготавливаемых изделий. Применение параметров структуры поверхности, установленных международным стандартом ИСО 4287–2014, послужит мощным инструментом повышения качества производимых деталей и эффективности бизнеса. Стандарт устанавливает термины, определения и параметры для оценки структуры поверхности, а именно: шероховатости, волнистости и исходного профиля.

Важнейшей задачей инженеров при разработке новых изделий является установка связи между конкретными параметрами структуры поверхности и главными эксплуатационными характеристиками детали [1].

Шероховатость и волнистость влияют на герметичность соединения, коррозионную стойкость, усталостную прочность и другие качественные показатели изделия [2]. Поэтому выбор параметров должен осуществляться исходя из функционального назначения изделия. Для того чтобы в достаточной мере охарактеризовать поверхность, необходимо выбрать от 3 до 6 параметров профиля поверхности [3]. Среди них обязательно должны быть минимум по одному параметру каждого типа (амплитудный, шаговый, гибридный).

В ходе проведения литературного обзора и испытаний с помощью портативного измерителя шероховатости TR220 можно сформулировать следующие рекомендации по назначению параметров структуры поверхности:

1. Максимальная высота пика профиля  $P_p$ ,  $R_p$ ,  $W_p$  – выражает значение наибольшей высоты на базовой

длинне. Параметр не является показательным или стабильным, значения меняются от образца к образцу, его относят к экстремальным. Рекомендуется использовать на производстве для выявления заусенцев на поверхности [4].

2. Наибольшая глубина впадины профиля  $P_v$ ,  $R_v$ ,  $W_v$  – выражает значение глубочайшей впадины на базовой длине поверхности. Рекомендуется использовать для выявления глубоких трещин, так как они являются концентраторами напряжения и могут стать причиной преждевременной поломки изделия.

3. Максимальная высота профиля  $P_z$ ,  $R_z$ ,  $W_z$  – выражает сумму наибольшей глубины впадины и наибольшей высоты пика профиля на базовой длине. Применяется для контроля высоты профиля, выявления случайных дефектов (трещины, заусенцы). Нормируют в тех случаях, когда по функциональным требованиям необходимо ограничить полную высоту неровностей профиля.

4. Средняя высота элементов профиля  $P_c$ ,  $R_c$ ,  $W_c$  – среднее значение высоты элементов профиля в пределах базовой длины. Применяется для получения общей информации о величине неровностей профиля. Можно использовать для дальнейшего расчёта процентного соотношения отдельных выступов и впадин к данному параметру с целью установления величины отклонения от средней высоты или наличия дефекта.

5. Общая высота профиля  $P_t$ ,  $R_t$ ,  $W_t$  – выражает сумму наибольшей глубины впадины и наибольшей высоты пика профиля в пределах длины оценки. Применение: контроль высоты профиля, выявление

случайных дефектов (трещины, заусенцы) на всей длине оценки.

6. Арифметическое среднее отклонение оцениваемого профиля  $Pa$ ,  $Ra$ ,  $Wa$  – среднеарифметическое абсолютных значений ординат в пределах базовой длины. Рекомендуется использовать для описания и характеристики поверхностей, имеющих случайный характер профиля, например, полученные доводкой или шлифованием. Также может применяться для любых других поверхностей с целью контроля стабильности технологического процесса.

7. Среднее квадратическое отклонение профиля  $Pq$ ,  $Rq$ ,  $Wq$  – среднеквадратическое значение ординат в пределах базовой длины. Рекомендуется использовать для описания и характеристики поверхностей, имеющих случайный характер профиля, для описания чистых поверхностей, например, оптических линз;

8. Асимметрия оцениваемого профиля  $Psk$ ,  $Rsk$ ,  $Wsk$  – отклонение среднего кубического значения ординаты и куба  $Rq$  в пределах базовой длины. Рекомендуется использовать для обнаружения асимметричных поверхностей, выявления, что в профиле преобладает больше – выступы или впадины. Применим к поверхностям, которые были подвергнуты плосковершинному хонингованию, чугуном и пористым поверхностям, если для изделия важны опорные свойства.

9. Эссес оцениваемого профиля  $Pqu$ ,  $Rqu$ ,  $Wqu$  – острровершинность оцениваемого профиля. Используется как исследовательский параметр. Показывает остроту кривой плоскости распределения.

10. Средняя ширина элементов профиля  $Psm$ ,  $Rsm$ ,  $Wsm$  – среднее значение ширины элемента профиля в пределах базовой длины. Используется как параметр контроля для изделий, подверженных вибрационным нагрузкам, и контроля прочности конструкции при циклических нагрузках.

11. Среднеквадратичный угол наклона оцениваемого профиля  $PLq$ ,  $RLq$ ,  $WLq$  – среднеквадратическое значение наклонов профиля в пределах базовой длины. Нормируется как параметр контроля изделий, важным эксплуатационным свойством которых является адгезия: детали, нуждающиеся в покраске, отражательные свойства поверхности, устойчивость к износу. Параметр применим ко всем поверхностям, так как характеризует концентрацию напряжений поверхности.

12. Коэффициент смятия профиля  $Pmr(c)$ ,  $Rmr(c)$ ,  $Wmr(c)$  – отношение опорной длины элементов профиля на заданном уровне сечения к длине оценки. Параметр содержит наибольшую информацию о высотных свойствах профиля (комплексно характеризует высоту и форму неровностей профиля) и позволяет судить о фактической площади контакта при контактировании поверхностей на заданном уровне сечения. Применяется для контроля жёсткости соединений и для контроля герметичности соединений.

13. Различие высоты среза профиля  $Psc$ ,  $Rsc$ ,  $Wsc$  – вертикальное расстояние между двумя уровнями сечения профиля данной относительной опорной кривой. Рекомендуется использовать в целях исследования будущего состояния поверхности, оценки жёст-

кости и герметичности соединений после эксплуатации.

14. Относительный коэффициент смятия  $Pmr$ ,  $Rmr$ ,  $Wmr$  – отношение части профиля, занятой материалом определенное на заданном уровне сечения, относительно исходного уровня. Рекомендуется использовать как исследовательский параметр, чтобы исключить отдельные выступы и пики поверхности из рассмотрения, так как они будут сняты при первом же контакте соединения и не влияют на эксплуатационные свойства поверхности.

Важно отметить, что в промышленно развитых странах отмечается тенденция постоянного ужесточения допусков на размер. Средняя доля допуска, приходящаяся на шероховатость и волнистость, увеличилась с 15 % в 1940 году до 50 % в настоящее время. Поэтому очень важно понимать характеристики параметров структуры поверхности, установленные в международных ИСО, и назначать их в соответствии с требованиями к качеству поверхностного слоя и области применения изделий [4].

#### Библиографические ссылки

1. Табенкин А. Н., Тарасов С. Б., Степанов С. Н. Шероховатость, волнистость, профиль. Международный опыт / под ред. канд. техн. наук Н. А. Табачниковой. СПб. : Изд-во Политехн. ун-та, 2007. 136 с.
2. Взаимозаменяемость и нормирование точности : практикум / Н. В. Захарова ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2016. 146 с.
3. ГОСТ Р ИСО 4287–2014. Геометрические характеристики изделий (GPS). Структура поверхности. Профильный метод. Термины, определения и параметры структуры поверхности.
4. Захарова Н. В. Характеристика параметров шероховатости поверхности, установленных в международных стандартах ИСО // Решетневские чтения : материалы XIX Междунар. науч. конф. (10–14 ноября 2015, г. Красноярск) : в 2 ч. / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2015. С. 458–460.

#### References

1. Tabenkin A. N. Tarasov S. B., Stepanov S. N. Roughness, waviness profile. International experience / Ed. cand. tehn. sciences N. A. Tabachnikova. SPb. : Publishing house Poitehn. University Press, 2007. 136 p.
2. Interchangeability and standardization precision : workshop / N. V. Zakharova ; Sib. state aerospace. Univ. Krasnoyarsk, 2016. 146 p.
3. GOST R ISO 4287–2014. Geometrical product specifications (GPS). The structure of the surface. The profile method. Terms, definitions and parameters of the surface structure.
4. Zakharova N. V. [The characteristic of parameters of surface roughness in accordance with the requirements of ISO standards] // *Materialy XV Mezhdunar. nauch. konf. "Reshetnevskie chteniya"* [Materials XV Intern. Scientific. Conf "Reshetnev reading"]. Krasnoyarsk, 2015. P. 458–460.

© Курочкина А. В., Захарова Н. В., 2016



УДК 621.923.9

## КОНСТРУКЦИИ УСТАНОВОК ДЛЯ АБРАЗИВНО-ЭКСТРУЗИОННОЙ ОБРАБОТКИ

А. Н. Логинов, Р. Р. Алексеев

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: Loggyuo@gmail.com

*Рассмотрены основные конструкции установок для абразивно-экструзионной обработки. Для каждого типа конструкции описаны типы обрабатываемых поверхностей. Предложена конструкция установки с горизонтальной компоновкой рабочих цилиндров.*

*Ключевые слова: абразивно-экструзионная обработка, двунаправленная обработка, однонаправленная обработка, орбитальная обработка, горизонтальная компоновка.*

## CONSTRUCTIONS OF PLANTS FOR ABRASIVE FLOW MACHINING

A. N. Loginov, R. R. Alexeev

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: Loggyuo@gmail.com

*The paper discusses the main constructions of plants for abrasive flow machining. For each type of construction the authors describe types of workpiece surfaces. The construction of a plant with horizontal layout of working cylinders is proposed.*

*Keywords: abrasive flow machining, two-way AFM, one-way AFM, orbital AFM, horizontal layout.*

Одним из методов финишной обработки сложных отверстий и каналов является метод обработки абразивным потоком (Abrasive Flow Machining), который в России получил название абразивно-экструзионной обработки (АЭО), или экструзионного хонингования [1]. Суть метода заключается в многократном перепрессовывании рабочей среды, состоящей из специальной полимерной основы и абразивных зёрен, через обрабатываемый канал (в случае обработки внешней поверхности канал получают с помощью специальной оснастки) [2; 3].

В России по ряду причин абразивно-экструзионная обработка не получила широкого применения [4]. Основные разработки ограничивались опытными образцами, и масштабного применения в производстве установок не получили. Однако в таких странах как США, Китай, Германия, Индия, развитие идет полным ходом. Широко распространено производство и продажа коммерческих установок, в том числе установок с сложным программным управлением. Установки используют в автомобильной, авиационной и аэрокосмической промышленности, производстве медицинского оборудования, технологической оснастки.

На данный момент существует три основных вида установок для абразивно-экструзионной обработки: двунаправленные, однонаправленные и орбитальные установки. Наиболее широкое направление развития получили двунаправленные и однонаправленные установки для абразивно-экструзионной обработки.

Установки с двунаправленным принципом работы имеют два оппозитно расположенных гидравлических цилиндра и два цилиндра для рабочей среды. Рабочая среда продавливается из рабочей камеры (цилиндра) в

пустую камеру, проходя через обрабатываемый канал и снимая микростружку с поверхности канала. После перемещения смеси второй гидроцилиндр продавливает смесь в обратном направлении аналогично первому. Наиболее часто встречается вариация данной системы с использованием в конструкции траверсы. Установки данного типа выпускаются многими мировыми производителями: *KennametalInc* (США), *FlowGrindingCorp* (США), *Greenhill* (Китай) и др. Двунаправленные конструкции установок предназначены для финишной обработки проточных каналов.

Однонаправленные установки состоят из гидроцилиндра и рабочей камеры для абразивной смеси. Гидроцилиндр проталкивает абразивную смесь через обрабатываемый канал, из которого она выходит свободно. Поток смеси идет в одном направлении постоянно, выходящая рабочая смесь попадает в специальную емкость и используется повторно. Также есть модификации, где этот процесс автоматизирован, и выходящая смесь, попадая в приемник, снова готовится к использованию и подается в рабочую камеру. Данный тип установок помогает экономить на технологической оснастке, нет необходимости в температурном контроле, однако производительность такого способа ниже из-за необходимости перезаправки рабочей смесью для нового цикла.

Также применяются различные модификации данных систем с использованием генератора магнитного поля, нагревающих и охлаждающих элементов для изменения свойств среды и характера течения.

Однонаправленные конструкции установок используют для обработки проточных каналов, имеющих одно входное отверстие и несколько выходных отверстий.

Еще один тип установок – установки, работающие по принципу орбитальной абразивно-экструзионной обработки. Данные установки в основном применяются для обработки несквозных полостей, обработки штампов и пресс-форм. В орбитальной абразивно-экструзионной обработке обработка достигается за счет колебаний профильного пуансона (или самой заготовки) относительно заготовки в нескольких измерениях в медленно текущей вязкоупругой среде. Часть абразивной среды заполняет зазоры, что вместе с колебаниями пуансона позволяет повысить качество обрабатываемой поверхности [5].

Современные установки также зачастую оснащены продвинутыми системами управления ходом процесса, числовым программным управлением (ЧПУ). Данные системы помогают автоматизировать процесс обработки, упростить настройку и подбор оптимального режима, лучше следить за ходом процесса, что, в свою очередь, помогает добиться большей точности, лучшей производительности и качества обработанной поверхности.

В нашей стране разработан ряд конструкций установок для двунаправленной обработки [2; 5].

Проведенный обзор конструкций установок показал, что все они имеют вертикальную компоновку рабочих цилиндров. Такой подход существенно ограничивает технологические возможности по финишной обработке каналов большой длины, в частности трубных заготовок.

Решением данной проблемы является разработка модульной установки для абразивно-экструзионной обработки с горизонтальной компоновкой рабочих цилиндров. Установка представляет собой набор модулей, установленных оппозитно. Каждый модуль представляет собой конструкцию из двух цилиндров: гидравлического, который создает необходимое усилие для проталкивания среды, а также рабочего, который заполняется абразивной средой. Модули устанавливаются на специальную разборную опорную конструкцию, с возможностью увеличивать рабочую зону благодаря добавлению дополнительных секций. Также на опорную конструкцию возможна установка дополнительных опор для деталей большой длины, которые помогают избежать смещения и искривления детали в процессе обработки.

Установка обладает возможностью объединения большого количества модулей для одновременной обработки нескольких каналов у детали, а также установки дополнительных ультразвукового генератора или генератора магнитного поля для комбинированных методов обработки. Модульный принцип по-

строения установки дает возможность варьирования количества рабочих цилиндров и их взаимного расположения в горизонтальной плоскости, а также быстрого монтажа и переналадки установки, легкой транспортировки и мобильности.

#### Библиографические ссылки

1. Левко В. А. Научные основы абразивно-экструзионной обработки деталей : монография / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2015. 222 с.
2. Сысоев С. К., Сысоев А. С. Экструзионное хонингование деталей летательных аппаратов: теория, исследования, практика : монография / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2005. 220 с.
3. Левко В. А. Особенности реологии рабочей среды при абразивно-экструзионной обработке // Вестник СибГАУ. 2005. Вып. 7. С. 96–100.
4. Левко В. А. Абразивно-экструзионная обработка. Современный уровень, проблемы и направления развития // Известия Томского политехнического университета. 2006. Т. 309, № 6. С. 125–129.
5. Левко В. А. Абразивно-экструзионная обработка: современный уровень и теоретические основы процесса : монография / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2007. 228 с.

#### References

1. Levko V. A. *Nauchnye osnovy abrazivno-ekstruzionnoy obrabotki detaley: monografiya* [Scientific bases abrasive flow machining: monograph]. Krasnoyarsk, SibGAU publ., 2015, 222 p.
2. Sysoev S. K., Sysoev A. S. *Ekstruzionnoe khoningovanie detaley letatel'nykh apparatov: teoriya, issledovaniya, praktika: monografiya* [Extrusion honing parts of aircraft: Theory, Research, Practice: monograph]. Krasnoyarsk, SibGAU publ., 2005. 220 p.
3. Levko V. A. [Features rheology working medium at abrasive flow machining]. *Vestnik SibGAU*. 2005, No. 7, P. 96–100. (In Russ.)
4. Levko V. A. [Abrasive flow machining: modern level, problems and development trends]. *Izvestiya Tomskogo politekhnicheskogo universiteta*. 2006. Vol. 309, № 6. P. 125–129. (In Russ.)
5. Levko V. A. *Abrazivno-ekstruzionnaya obrabotka: sovremennyy uroven' i teoreticheskie osnovy protsessy: monografiya* [Abrasive flow machining: modern level and theoretical bases of the process: monograph]. Krasnoyarsk, SibGAU publ., 2007. 228 p.

© Логинов А. Н., Алексеев Р. Р., 2016

УДК.621.96

## ЭЛЕКТРОЭРОЗИОННАЯ РЕЗКА МЕТАЛЛА

А. А. Луканов, Д. В. Павлов, М. В. Кубриков

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: alex-lukan45@yandex.ru

*Рассмотрен способ электроэрозионной обработки металла в промышленных технологиях.*

*Ключевые слова: электроэрозионная обработка, электроэрозионная резка, электроэрозионные станки.*

## ELECTROEROSIVE CUTTING OF METAL

A. A. Lukanov, D. V. Pavlov, M. V. Kubrikov

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: alex-lukan45@yandex.ru

*The author determines a way of electroerosive metal working in industrial technologies.*

*Keywords: Electric erosion machining, electroerosive cutting, electroerosive machines.*

Электроэрозионная обработка – один из способов изменения размеров и форм заготовок из металлов и сплавов. В основном с помощью такой обработки формируют сквозную или глухую перфорацию в теле заготовки.

Причем форма тела может быть буквально любой: от классического круга до сложного многоугольника. Также электроэрозионной обработкой можно ускорить процесс формирования пазов под шпонку, канавок любой формы, фасонных плоскостей и прочих элементов, которые крайне затруднительно (или невозможно) сформировать с помощью традиционной обработки резанием.

Словом, в некоторых обстоятельствах электроэрозионная обработка металлов является единственно возможной и наиболее точной технологией.

Суть электроэрозионного «резания» заключается в использовании разрушительной энергии дугового «пробоя» между катодом и анодом. Проскакивая между электродами, электрическая дуга буквально разъедает кристаллическую решетку обрабатываемой заготовки (отсюда и аналогии с эрозией). При этом частота такого «проскакивания» изменяется в пределах от 5 кГц до 0,5 МГц [1].

Причем процесс электрической «эрозии» полностью контролируется компьютерами, что позволяет гарантировать и высокую производительность, и высокую точность такой обработки, так как сама деталь является одним из электродов. Впрочем, качество и производительность процесса электроэрозионной обработки зависит от частоты и мощности импульсов, подаваемых на пару электродов.

Поэтому в процессе металлообработки задействуют несколько вариантов интересующего нас процесса, а именно:

1. Анодно-механическая разновидность электроэрозии, основанная на дуговом резании с параллельным удалением отходов процесса из рабочей зоны. С помощью данной технологии можно не только резать заготовку, но и шлифовать ее поверхность или затачивать кромки под нужным углом. Данный способ дуговой обработки используется в процессе производства классического металлорежущего инструмента.

2. Электроимпульсная разновидность дуговой эрозии. Это процесс, который характеризуется максимальной производительностью, но не гарантирует высокого качества обработанной поверхности. Поэтому электроимпульсное оборудование используют только для черновой обработки металлов.

3. Электроконтактный способ формирования нового рельефа детали, который реализуется в жидкой среде, что дает технологам дополнительные преимущества, связанные с возможностью контролировать температуру в зоне электроэрозионного разрушения.

4. Электроискровая методика, которая используется в процессе высокоточной эрозийной обработки самых мелких деталей из металлов.

Кроме того, все четыре способа обработки дают еще один положительный результат – они повышают поверхностную твердость обработанной заготовки, не меняя прочие характеристики металла [2].

В процессе электроэрозионной обработки участвуют два электрода – сама деталь и стержень из тугоплавкого материала, не подверженного процессу электрической эрозии. В большинстве случаев тугоплавкие электроды производят из вольфрама, легированного различными присадками, или из технически чистого графита. Впрочем, к работе допускаются и электроды из меди, латуни и даже алюминия.

Схема подключения полярности в паре «заготовка – режущий электрод» может быть прямой и обратной. В первом случае (прямая полярность) на заготовку подается положительный заряд, во втором случае – отрицательный.

Такая избирательность объясняется неравномерностью распределения энергии в паре анод–катод: на меньших частотах плавится анод, а на больших частотах – катод.

Регулируя схему подключения тока и частотные характеристики импульса, можно добиться большей производительности при достаточно высоком качестве обработанной поверхности.

Кроме того, обратная или прямая полярность позволяет сберечь материал «режущего» электрода, снижая себестоимость процесса электроэрозионной обработки [3].

Первые образцы электроэрозионных станков появились в середине 1940-х годов в СССР. Ну, а первый станок с числовым программным управлением создали вначале 60-х в Швейцарии.

Современные станки позволяют решать как массовые, так и мелкосерийные или единичные задачи как эстетического (шлифовка, декорирование и прочее), так и практического (перфорация сквозных и глухих отверстий, формирование пазов, заточка режущего инструмента) характера. Причем и с теми, и с другими целями электроэрозионные станки справляются с одинаковой эффективностью [4].

Себестоимость обработки на подобном оборудовании намного ниже аналогичного показателя, характерного для классических металлорежущих станков.

А качество поверхности иногда просто недостижимо для станков из обычной группы.

Поэтому аппараты электроэрозионной обработки используются для создания высокоточных деталей, применяемых в аэрокосмической отрасли, приборостроении, станкостроении, автомобилестроении и прочих отраслях, испытывающих потребность в подобных изделиях [5].

К сожалению, данная технология обработки металла редко используется в промышленных технологиях, помимо аэрокосмической отрасли, хотя она более точная и выгодная по себестоимости.

#### Библиографические ссылки

1. Левинсон Е. М., Лев В. С. Справочное пособие по электротехнологии. Электроэрозионная обработка металлов. Л. : Лениздат, 1972. 327 с.
2. Гусев В. Н. Анодно-механическая обработка металлов. М.-Л. : Машгиз, 1952.
3. Космачев И. Г. Обработка металлов анодно-механическим способом. М. ; Л. : Машгиз, 1961.

4. Металлорежущие станки : учебник. В 2 т. / В. В. Бушуев, А. В. Еремин, А. А. Какойло, В. М. Макаров Т. 2. М. : Машиностроение, 2011. 586 с.

5. Серебrenицкий П. П. Современные электроэрозионные технологии и оборудование : учеб. пособие. 2-е изд., доп. и перераб. СПб. : Лань, 2013. 352 с.

#### References

1. Levinson E. M., Lev V. S. The Handbook on electrotechnology. Electroerosive processing of metals. L. : Lenizdat, 1972. 327 p.
2. Gusev V. N. Anode machining of metals. M. ; L., Mashgiz, 1952.
3. Kosmachev I. G. Processing of metals anode mechanically. L. : Mashgiz, 1961.
4. Bushuyev V. V., Eremin A. V., Kakoylo A. A., Makarov V. M. Metal-cutting machines: textbook. In two volumes. M. : Mechanical engineering, 2011. Vol. 2. 586 p.
5. Serebrenitsky P. P. Modern electroerosive technologies and equipment: Manual. 2nd prod., additional and reslave. SPb. : Lan publishing house, 2013. 352 p.

© Луканов А. А., Павлов Д. В., Кубриков М. В., 2016

УДК 004.93'1

### СИСТЕМА ТЕХНИЧЕСКОГО ЗРЕНИЯ НА БАЗЕ МАНИПУЛЯТОРА

В. С. Мозговой

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: Kred.999@gmail.com

*Система технического зрения имеет некоторые преимущества перед зрением человека, что является немало важным для технологии и мехатроники в машиностроении. Описаны основные задачи системы технического зрения и методы обработки изображения.*

*Ключевые слова: СТЗ, основные задачи СТЗ, методы обработки изображения.*

### VISION SYSTEM ON THE BASIS MANIPULATOR

V. S. Mozgovoy

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: Kred.999@gmail.com

*Vision system has some advantages over the human eye, which is not important enough for the technology and mechatronics in mechanical engineering. The paper describes basic problem of vision systems and image processing methods.*

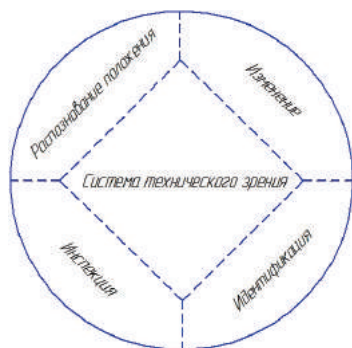
*Keywords: STZ, STZ main tasks and image processing techniques.*

**Введение.** Система технического зрения (СТЗ) – это применение компьютерного зрения для промышленности и производства. Областью интереса машинного зрения являются цифровые устройства вво-

да/вывода и компьютерные сети, предназначенные для контроля производственного оборудования (см. рисунок). Машинное зрение имеет некоторые преимущества перед зрением человека. Соответственно,

актуально развивать это направление науки. За счет возрастания сложности технологии и мехатроники в машиностроении автоматическая обработка и анализ визуальной информации становятся все более актуальными вопросами [1–5].

Данные технологии используются в весьма востребованных областях науки и техники, таких как автоматизация процессов, повышение производительности, повышение качества выпускаемых изделий, контроль производственного оборудования, интеллектуальные робототехнические комплексы, системы управления движущимися аппаратами, биомедицинские исследования и множество других. Робототехнические системы, оснащенные СТЗ, позволяют улучшить экономические показатели промышленного производства за счет качества и скорости автоматизированных операций, непрерывного мониторинга, существенно повышающего надежность и эффективность системы управления.



Основные задачи СТЗ

#### Библиографические ссылки

1. Миронов С. В., Трушкин Ф. А. Система анализа визуальных данных мобильного робототехнического комплекса // Мобильные роботы и мехатронные сис-

темы: матер. науч. шк.-конф. (Москва, 23–24 октября 2006). М. : Изд-во Моск. гос. ун-та, 2006.

2. Бухалто А. Н. [и др.]. Нейрокомпьютеры в системах обработки изображений. Кн. 7 / под общ. ред. Ю. В. Гуляева и А. И. Галушкина. М. : Радиотехника, 2003. 192 с.

3. CIE, Commission Internationale de l'Eclairage Proceedings. Cambridge University Press, 1931.

4. Буянов А. А., Власов А. И., Макеев С. С. Исследование нейросетевых алгоритмов, применяемых для распознавания образов // Молодые ученые – науке, технологиям и профобразованию для устойчивого развития: проблемы и новые решения : 2-я Междунар. конф. СНГ. М., 2000. Ч. 2, 3.

5. Власов А. И. Аппаратная реализация нейровычислительных управляющих систем // Приборы и системы управления. 1999. № 2. С. 61–65.

#### References

1. Mironov S. V., Trushkin F. A. The system of visual data analysis mobile robot // Mobile robots and mechatronic systems: Mater. scientific. shk.-conf. (Moscow, October 23-24, 2006). M. : Univ., 2006

2. Buhalto A. N. [and etc.]. Neurocomputers in image processing systems. Bk. 7 [Under the total. Ed. Y. Gulyaev and A. I. Galushkina]. M. : Radio Engineering, 2003. 192 p.

3. CIE, Commission Internationale de l'Eclairage Proceedings. Cambridge University Press, 1931.

4. Brawlers A. A., Vlasov A. I., Makeev S. S. A study of neural network algorithms used for pattern recognition // Young scientists – science, technology and vocational education for sustainable development: challenges and new solutions: 2nd Int. Conf. CIS. M., 2000. Part 2, 3.

5. Vlasov A. I. Hardware implementation neurovychislitelnyh control systems // Equipment and control systems. 1999. № 2. P. 61–65.

© Мозговой В. С., 2016

УДК 630

## ОСОБЕННОСТИ ТЕХНОЛОГИИ НАСТРОЙКИ И ПРОВЕРКИ ОБЛУЧАТЕЛЯ С ПОМОЩЬЮ ПОЛЯРИЗАТОРА СО ВСТАВКОЙ

О. Н. Обухов, М. С. Половко, Е. В. Дубровина

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва»  
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52  
E-mail: Nexx186@mail.ru

*Рассмотрена технология настройки облучателя, который имеет в своей конструкции поляризатор со специальной вставкой для точной настройки электрических параметров.*

*Ключевые слова: поляризатор со вставкой, схема рабочего места.*

## TECHNOLOGY FEATURES CONFIGURING AND TESTING THE FEED BY POLARIZER WITH AN INSERT

O. N. Obuhov, M. C. Polovko, E. V. Dubrovina

JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems  
52, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation  
E-mail: Nexx186@mail.ru

*The paper demonstrates technology configuration of an irradiator, which has the polarizer with a special insert for accurate settings of electrical parameters in its design.*

*Keywords: polarizer with inset, the scheme of the workplace.*

В настоящее время существует ряд сложностей, возникающих при настройке и измерении электрических параметров рупорных антенн, работающих в СВЧ-диапазоне.

Практика показывает, что результаты испытаний на современном технологическом и измерительном оборудовании дают возможность очень точно определять действительные электрические параметры приборов АФУ, но конструктивные особенности данных приборов не всегда позволяют провести их достаточно точно настройку [1–4].

Рупорные антенны получили распространение в сантиметровом и дециметровом диапазонах длин волн как в качестве самостоятельных антенных устройств, так и в качестве облучателей остроуправленных зеркальных и линзовых антенн с большим размером раскрытия.

Облучатель представляет собой отрезок волновода, поперечные размеры которого плавно увеличиваются к излучающему раскрытию. При расширении только одной пары стенок прямоугольного волновода получаются Е-плоскостной или Н-плоскостной секториальные рупоры. При расширении обеих пар стенок прямоугольного волновода получается пирамидальный рупор. Плавное увеличение диаметра круглого волновода приводит к коническому рупору (рис. 1). В облучателе электромагнитная волна от источника через отрезок питающего волновода поступает к горловине рупора в виде волны с плоским фазовым фронтом.

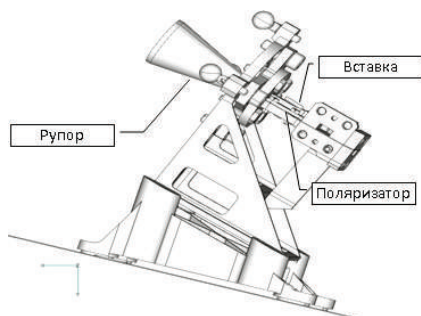


Рис. 1. Облучатель

Для регулировки параметров облучателя разработана технологическая оснастка. Эскиз технологической оснастки представлен на рис. 2.

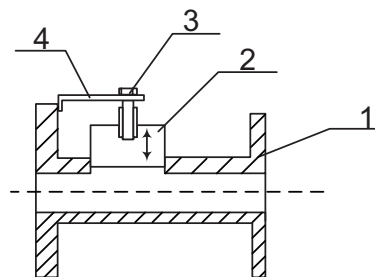


Рис. 2. Оснастка для настройки КЭ облучателя:  
1 – поляризатор; 2 – вставка; 3 – технологический винт для регулировки положения вставки; 4 – технологический кронштейн

Для проведения настройки облучателя необходимо подготовить испытательное оборудование и установить технологическое приспособление для регулировки настроечного элемента поляризатора. Облучатель устанавливается в рабочее место, подготовленное в соответствии с разработанной технологической схемой для измерения КСВН.

На поляризатор облучателя устанавливается технологическое приспособление для регулировки вставки. К облучателю посредством кабеля подстыковывается измерительный прибор для задания или определения характеристик облучателя в процессе проведения настроечных работ (рис. 3).

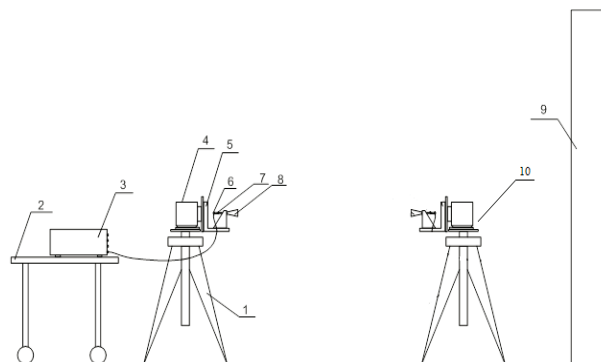


Рис. 3. Схема рабочего места для измерения КСВН облучателей:

1 – тренога типа; 2 – приборный стол; 3 – измерительный прибор; 4 – ОПУ; 5 – переходник; 6 – КВП Maury J237B6; 7 – адаптер; 8 – испытуемый облучатель; 9 – щит из радиопоглощающего материала типа СМП-4; 10 – вспомогательная антенна

На приборе выставляется требуемый диапазон частот. Настройка производится в заданном исходными данными диапазоне частот. Совместить оси ДН вспомогательной и испытуемой антенн (по максимуму сигнала). Настройку проводить для бокового выхода облучателя. Вращая вспомогательную антенну по крену вокруг оси, проходящей через центры вспомогательной и испытуемой антенн, измерить максимальное ( $L1$ ) и минимальное ( $L2$ ) значения уровня сигнала. Вычислить КЭ облучателя. Перемещением вставки с помощью винта добиться минимально возможного значения разницы  $|L2 - L1|$  в диапазоне частот. Зафиксировать винт. Измерить КЭ с прямого выхода облучателя. Значение КЭ должно удовлетворять требованиям для обоих выходов.

После выполнения пайку согласно техническим требованиям сборочного чертежа. Допускается выполнять пайку после демонтажа поляризатора (вместе с оснасткой). Демонтировать технологическую оснастку. Получив в процессе испытаний заданные исходными данными параметры, необходимо зафиксировать настроечный элемент поляризатора для демонстрации технологической оснастки с облучателя.

Фиксация настроечного элемента производится пайкой в соответствии с заданными разработчиком требованиями.

После проведения пайки настроечного элемента необходимо провести контрольные измерения КЭ для подтверждения результатов, демонтировав винт технологического приспособления для регулировки поляризатора.

При необходимости провести подстройку КЭ вращением селектора вокруг оси облучателя. Для этого необходимо:

- вращая вспомогательную антенну, добиться минимального значения сигнала;
- ослабить болты крепления селектора и поляризатора;
- вращением селектора вокруг оси поляризатора добиться максимального значения сигнала;
- затянуть винты и выполнить измерения

В результате проведённой работы была отработана технология по измерению и проверке электрических

параметров облучателей и получены результаты, удовлетворяющие ТУ. Также при отработке технологии настройки антенн с помощью поляризатора со вставкой были выявлены явные преимущества перед конструкцией и технологией настройки электрических параметров антенн со ступенчатым поляризатором, при которой было необходимо проводить настройку путём подгонки высоты ступенек (подрезки) ступенчатого поляризатора, например как на облучателе. Данные преимущества заключаются:

- в удобстве настройки (изменение положения вставки путём ее перемещения с использованием оснастки, что не требует вмешательства в конструкцию прибора, в отличие от приборов со ступенчатым поляризатором);
- точности настройки (шаг хода настроечного винта в поляризаторе со вставкой намного меньше шага подрезки ступенчатого поляризатора);
- существенном уменьшении времени настройки;
- возможности перенастройки.

В свете всех преимуществ конструкции и технологии настройки с помощью поляризатора данная технология все больше находит применение на вновь разрабатываемых изделиях АО «ИСС».

#### Библиографические ссылки

1. Сазонов Д. М. Антенны и устройства СВЧ.
2. Зайцев А. В. Исследования электромагнитных полей во временной области.
3. Иммореев И. Я., Синявин А. Н. Излучение сверхширокополосных сигналов.
4. Нефёдов Е. И. Устройства СВЧ и антенны.

#### References

1. Sazonov D. M. Antennas and microwave device.
2. Zaitsev A. V. Research of electromagnetic fields in the time domain.
3. Immoreev I. I., Sinyavin A. N. Radiation in excess of broadband signals.
4. Nefedov E. I. Microwave device and antenna.

© Обухов О. Н., Половко М. С.,  
Дубровина Е. В., 2016

УДК 621.923.01

## АБРАЗИВНО-ЭКСТРУЗИОННАЯ ОБРАБОТКА АДДИТИВНЫХ МОДЕЛЕЙ

Д. И. Савин, В. А. Левко

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: levko@sibsau.ru

*Рассмотрены проблемы, возникающие при изготовлении деталей из металлов, получаемых с помощью аддитивных технологий. Приведен краткий обзор процесса получения деталей из металла на 3D-принтере. Предложено в качестве метода обработки аддитивных моделей применять абразивно-экструзионную обработку.*

*Ключевые слова: 3D-принтер, аддитивные технологии, финишная обработка, абразивно-экструзионная обработка, ступенчатая поверхность, шероховатость поверхности, литье по выплавляемым моделям.*

## ABRASIVE FLOW MACHINING OF ADDITIVE MODELS

D. I. Savin, V. A. Levko

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: levko@sibsau.ru

*The article features problems arising in the production process parts from metals; it presents a brief overview of the process of producing additive models. The paper describes production process parts from metals on 3D-printer. It proposes a method of processing additive models using abrasive flow processing (abrasive extrusion process).*

*Keywords: 3D-printer, additive technology, finishing, abrasive flow machining, step surface, roughness of surface, investment casting.*

В производстве ракетно-космической техники встречается широкая номенклатура деталей со сложной геометрической формой. Для формообразования заготовок таких деталей применяется литье по выплавляемым или выжигаемым моделям.

Существует проблема изготовления выплавляемых или выжигаемых мастер-моделей. Процесс изготовления моделей является трудоемким и требует высококвалифицированного ручного труда или применения 5-координатного фрезерования.

Одним из направлений решения этой проблемы в современном машиностроении является применение аддитивных технологий. Аддитивные технологии – это производственный процесс добавления, который строит физический прототип компьютерной модели путем присоединения нового слоя к предыдущему слою [1].

К основным видам технологий послойного синтеза, применяемым сейчас в промышленности, можно отнести следующие: стереолитография (SLA – Stereo Lithography Apparatus); технология SLS (Selective Laser Sintering – лазерное спекание порошковых материалов); EBM (Elektron Beam Melting – электронно-лучевое плавление); технология FDM (Fused Deposition Modeling – послойное наложение расплавленной полимерной нити); технология струйного моделирования (Ink Jet Modelling); технология склеивания порошков BPA (Binding Powder by Adhesives); технология LOM (Laminated Object Manufacturing – ламинирование листовых материалов); технология SGC (Solid Ground Curing) – облучение ультрафиолетовой лампой через фотомаску.

Послойное добавление позволяет создавать как мастер-модели для литья, так и непосредственно сложнопрофильные детали. Однако при послойном создании модели возникает так называемый стер-эффект, существенно влияющий на качество поверхностного слоя. Кроме того, при формировании модели в ней возникают как объемные, так и поверхностные остаточные напряжения. Шероховатость поверхности аддитивных моделей из металлических порошков, полученных различными методами, находится в интервале  $Ra = 2\text{--}10$  мкм [1].

В ряде изделий поверхностный слой некоторых элементов деталей должен иметь шероховатость по  $Ra$  менее 2 мкм, а поверхностные остаточные напряжения должны быть сжимающими. На этих поверхно-

стях не допускаются риски или выступы величиной более 1 мкм.

На сегодняшний момент стоит задача определения возможности удаления этого негативного эффекта и разработки технологии обработки деталей, полученных с помощью аддитивных технологий. В связи с этим ряд фирм, специализирующихся на аддитивных технологиях, сочетает эти технологии с традиционными и нетрадиционными методами механической обработки.

Известны исследования успешной финишной обработки абразивным потоком или абразивно-экструзионной обработкой плоских образцов из пластика SL5170, полученных технологией SLA [2]. Эти исследования показали возможность использования технологии абразивно-экструзионной обработки для финишной обработки аддитивных моделей.

Абразивно-экструзионная обработка – это процесс, заключающийся в экструзии вдоль обрабатываемых поверхностей вязкоупругих рабочих сред, наполненных абразивными зёрнами, который позволил существенно расширить технологические возможности обработки труднодоступных поверхностей сложнопрофильных деталей [3]. Известно, что при этом виде обработки могут быть реализованы все виды контактных процессов, от упругой и пластической деформации до микрорезания [4]. Возможна обработка различных материалов, начиная от разного вида пластмасс и заканчивая труднообрабатываемыми поверхностями, например литьевой коркой нержавеющей сталей.

При этом формируется поверхностный слой, характеризующийся сжимающими остаточными напряжениями. Величина шероховатости этого слоя зависит от материала детали и режимов обработки и может быть существенно меньше, чем 2 мкм по  $Ra$ .

Данный анализ показал, что существует возможность применения абразивно-экструзионной обработки в качестве технологии финишной обработки аддитивных моделей из фотополимеров и металлов.

### Библиографические ссылки

1. Аддитивные технологии в машиностроении / М. А. Зленко, А. А. Попович, И. Н. Мутылина. СПб. : СПбГУ, 2013. 221 с.
2. Abrasive Flow Finishing of Stereolithography Prototypes / R. E. Williams, S. Komaragiri, R. Bishu and



V. L. Melton // Rapid Prototyping Journal. Vol. 4, № 2. P. 56–67.

3. Левко В. А. Абразивно-экструзионная обработка: современный уровень и теоретические основы процесса: монография ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2007. 228 с.

4. Левко В. А. Контактные процессы при абразивно-экструзионной обработке // Металлообработка. СПб., 2008. № 2. С. 7–10.

#### References

1. Additivnye tehnologii v mashinostroyeni [Additive technologies in machine building] / M. A. Zlenko, A. A. Popovich, I. N. Mutylyina // Sankt-Peterburg, SPbGU, 2013. 221 p.

2. Abrasive Flow Finishing of Stereolithography Prototypes / R. E. Williams, S. Komaragiri, R. Bishu and V. L. Melton // Rapid Prototyping Journal. Vol. 4, № 2. P. 56–67.

3. Levko V. A. Abrazivno-extruzionnaya obrabotka: sovremennyi yroven i teoreticheskiye osnovy processa: monogr.; [Abrasive flow machining: modern level and theoretical bases of the process] Sib. gos. aerocosmich. un-t. Krasnoyarsk, 2007. 228 p.

4. Levko V. A. Kontaknyye processy pri abrazivno-extruzionnoi obrabotke. Metalloobrabotka. [The Contact processes under abrasive flow machining. Metalworking] Sankt-Peterburg, 2008. № 2. P. 7–10.

© Савин Д. И., Левко В. А., 2016

УДК 621.91.02

### ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ШЕРОХОВАТОСТИ ПОВЕРХНОСТИ ДЕТАЛИ ИЗ ТЕПЛОСТОЙКОЙ СТАЛИ ПОСЛЕ ТОЧЕНИЯ РЕЖУЩИМИ ПЛАСТИНАМИ ИЗ ТВЕРДОГО СПЛАВА

А. Е. Саклакова, Ю. Н. Селина, М. А. Симаков, Ю. А. Филиппов

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: annasaklakova@mail.ru

*Изложены результаты исследования значения максимальной микронеровности поверхности, полученной при токарной обработке на обрабатывающем центре Hardinge Talent, в процессе которой выявлена правильность применения выбора импортных сменных многогранных пластин для получения необходимой шероховатости деталей летательных аппаратов.*

*Ключевые слова: резание, пластина, микронеровность, обрабатывающий центр, инструмент, подача, скорость.*

### EXPERIMENTAL STUDY OF DETAIL SURFACE ROUGHNESS OF HEAT-RESISTANT STEEL AFTER TURNING BY CUTTING INSERTS MADE OF SINTERED CARBIDE

A. E. Saklakova, J. N. Selina, M. A. Simakov, J. A. Filippov

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: annasaklakova@mail.ru

*The research presents the results of the study for the maximum height of profile obtained when turning treatment on turning at Hardinge Talent center, during which the research detects the accuracy of applying imported Ink-inserts to obtain the necessary roughness of aircraft parts.*

*Keywords: cutting, Ink-inserts, Ink-inserts, microroughness, turning center, tool, feed per revolution, cutting speed.*

Машиностроительная отрасль является достаточно сложным комплексом, определяющим научно-технический прогресс.

В настоящее время в Российской Федерации действуют программы и подпрограммы, направленные на создание высококонкурентной промышленности и закрепление ее позиции на мировом рынке [1; 2]. Одной из основных задач данных программ является повышение качества и конкурентоспособности отечественной продукции.

К поверхностям деталей летательных аппаратов предъявляются повышенные требования по состоянию поверхностного слоя, определяющего качество изготовления деталей, надежность и долговечность агрегатов и изделий в целом.

Качество обрабатываемых деталей, прежде всего, зависит от используемого оборудования и применяемых режущих инструментов.

Поэтому одним из решений данной задачи является четкая организация инструментального обеспече-

ния, которая играет значительную роль в сокращении сроков технологической подготовки производства и запуска новых изделий, а также немаловажную роль играет использование новых прогрессивных технологий и видов режущего инструмента.

Однако на сегодняшний день на российских предприятиях простой оборудования по причине металлорежущего инструмента составляют до 40 % от общего числа простоев [3]. Связано это, прежде всего, с появлением высокопроизводительных станков ЧПУ, частота вращения шпинделя у которых достигает 18 000 об/мин, а скорость рабочей подачи может превышать 25 м/мин.

Обработка деталей на таких станках требует использования достаточно точного высокоскоростного режущего инструмента, по производству которого Российская Федерация существенно отстает от ведущих стран. Так, ведущие позиции в мировом экспорте металлорежущего инструмента, по данным Международного торгового центра ЮНКТАД/ ВТО, занимают Германия, Китай, США и Япония, Россия же по данным показателям не входит даже в десятку [4].

На предприятиях Российской Федерации преобладающее количество деталей обрабатывается импортными режущими инструментами, при этом нередко возникает вопрос о правильности их выбора для получения необходимой шероховатости. Основными поставщиками металлорежущего инструмента на сегодняшний день являются фирмы: Pramet Tools, Hoffmann GmbH, AB Sandvik Coromant, Seco Tools, Mitsubishi Materials Corp, Mapal, Iscar Ltd., Karloy Inc. Из множества изготовителей для анализа шероховатости при точении выбрана фирма SECO™, имеющая прецизионную технологию производства режущих инструментов с высокой стойкостью пластин.

С 2008 года группа компаний SECO™ имеет собственную торговую организацию в России, где успешно внедряет и поставляет своим заказчикам режущий инструмент самого высокого качества [5]. Так, при токарной обработке для расчета теоретического значения максимальной микронеровности поверхности  $R_a$  производители режущих пластин SECO™ используют следующую расчетную формулу:

$$R_a = \frac{f^2 \cdot 50}{r_b},$$

где  $f$  – подача, мм/об;  $r_b$  – радиус вершины пластины, мм.

На токарном обрабатывающем центре Hardinge Talent проводилась токарная обработка поверхности  $D = 5,6$  мм и длиной  $L = 15$  мм вала из нержавеющей стали марки 12X18H10T (рис. 1). В качестве режущего инструмента использовалась державка с пластиной фирмы SECO™ DCMT11T302-F1 CP500 (рис. 2), радиус вершины которой равен  $r_b = 0,2$  мм. В ходе обработки применялись следующие режимы резания: скорость подачи  $f = 0,08$  мм/об, скорость резания  $V_p = 13,2$  м/мин.

Теоретическое значение параметра шероховатости, рассчитанное по функций, следующее:

$$R_a = \frac{0,08^2 \cdot 50}{0,2} = 1,6 \text{ мкм.}$$

Экспериментальные измерения по определению значения шероховатости после обработки проводились на профилометре модели 170621 «Калибр», степени точности 2 по ГОСТ 19300–86 и ГОСТ Р ИСО 5725-4–2002 (рис. 3) [6; 7]. Экспериментально полученное значение максимальной микронеровности поверхности составило  $R_a = 1,47$ .

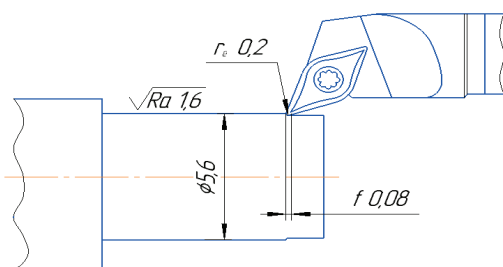


Рис. 1. Схема токарной обработки вала пластиной CP500 DCMT11T302-F1



Рис. 2. Сменная многогранная пластина SECO™ CP500 DCMT11T302-F1

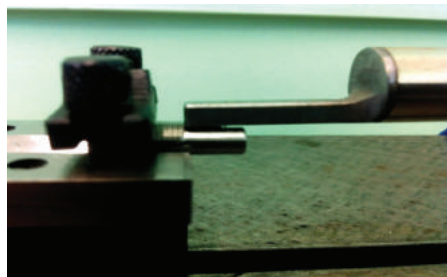


Рис. 3. Замер шероховатости на профилометре модели 170621 ГОСТ 19300–86

Таким образом, в процессе исследования отрабатана гипотеза о незначительном расхождении аналитического результата от измеренного значения параметра шероховатости, которая не превысила 8 %. Это подтверждает правильность выбора и использования режущих сменных многогранных пластин марки F1 CP500 для получения необходимой шероховатости в условиях прецизионности.

#### Библиографические ссылки

1. Об утверждении государственной программы Российской Федерации «Развитие промышленности и повышение ее конкурентоспособности»: постановление Правительства РФ от 15 апреля 2014 г. № 328 [Электронный ресурс]. URL: <http://pravo.gov.ru>.
2. Подпрограмма «Развитие отечественного станкостроения и инструментальной промышленности» на 2011–2016 годы [Электронный ресурс]. URL: <http://pravo.gov.ru>.
3. АВТОВАЗ на рубеже веков. Тольятти: Наука, 2001. 216 с.
4. Металлообработка – 2010. Конференция 2010 г. Внешняя торговля России металлорежущим инструментом в 2008 г. [Электронный ресурс]. URL: <http://www.metobr-expo.ru/ru>.
5. 2015–Токарная обработка Seco Tools: каталог. [Электронный ресурс]. URL: [www.secotools.com](http://www.secotools.com).
6. ГОСТ Р ИСО 5725-4-2002. Точность (правильность и прецизионность) методов и результатов измерений. Введен 01.11.2001. Ч. 4. Основные методы определения правильности стандартного метода измерений.

7. ГОСТ 19300–86. Средства измерений шероховатости поверхности профильным методом. Профилографы-профилометры контактные. Типы и основные параметры. Введен 01.07.1987.

#### References

1. Postanovlenie Pravitel'stva RF ot 15 aprelja 2014 № 328 «Ob utverzhdenii gosudarstvennoj programmy Rossijskoj Federacii "Razvitie promyshlennosti i povyshenie ee konkurentosposobnosti» [Electronic resource]. URL: <http://pravo.gov.ru>.
2. Podprogramma "Razvitie otechestvennogo stankostroenija i instrumental'noj promyshlennosti" na 2011–2016. [Electronic resource]. URL: <http://pravo.gov.ru>.
3. AvtoVAZ at the turn of the century. Togliatti: Nauka, 2001. 216 p.
4. Metalworking – 2010 Conference 2010 Russia's foreign trade of metal cutting tools in 2008. [Electronic resource]. URL: <http://www.metobr-expo.ru/ru>.
5. 2015 Turning Seco Tools-Catalog. [Electronic resource]. URL: [www.secotools.com](http://www.secotools.com).
6. GOST R ISO 5725-4-2002. «Accuracy (trueness and precision) of measurement methods and results. Part 4. Basic methods for the determination of the trueness of a standard measurement method».
7. GOST 19300–86 «Instruments for measurement of surface roughness by the profile method. Contact profilographs and profilometers. Types and main parameters».

© Саклакова А. Е., Селина Ю. Н., Симаков М. А., Филиппов Ю. А., 2016

УДК 608.2

### ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫЕ РАСПРЕДЕЛЕННЫЕ СИСТЕМЫ РАСПОЗНАВАНИЯ ОБРАЗОВ В КОМПЛЕКСАХ МОНИТОРИНГА, ПРОГНОЗА, ДИАГНОСТИКИ, УПРАВЛЕНИЯ И ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ\*

М. В. Сырякин, С. Б. Сунцов, Е. С. Судакова

Национальный исследовательский Томский государственный университет  
Российская Федерация, 634050, г. Томск, просп. Ленина, 36.  
E-mail: [blackrabbit1@mail.ru](mailto:blackrabbit1@mail.ru)

*Описывается создание интеллектуальной распределенной системы распознавания образов (ИРСРО), позволяющей моделировать комплексы распознавания многомерной информации, проектировать, сертифицировать и управлять в реальном времени сложными объектами на основе обучаемых высокоточных помехоустойчивых и быстродействующих алгоритмов обработки, анализа и распознавания многомерной информации.*

*Ключевые слова: многомерная информация, анализ информации, распознавание образов, безопасность, интеллектуальные распределенные системы.*

\*Работа выполнена по программе повышения конкурентно-способности национального исследовательского Томского государственного университета, ВИУ № 8.1.31.2015, грант РФФИ № 16-29-04388/16 от 19.04.2016г.

## INTELLIGENT DISTRIBUTED SYSTEM OF RECOGNITION IN THE COMPLEX OF MONITORING, PROGNOSIS, DIAGNOSIS, MANAGEMENT AND SECURITY

M. V. Syryamkin, S. B. Suntsov, E. S. Sudakova

National Research Tomsk State University  
36, Lenina Av., Tomsk, 634050, Russian Federation  
E-mail: blackrabbit1@mail.ru

*This paper describes the creation of intelligent pattern recognition system that allows to simulate the detection systems of multidimensional information, design, certification and management of real-time complex objects by trained precision and high-speed error-correcting algorithms for processing, analysis and recognition of multi-dimensional data.*

*Keywords: multidimensional information, data analysis, pattern recognition, security, intelligent distributed systems.*

ИРСРО работает следующим образом. С помощью датчиков информации (оптических, телевизионных, радиолокационных, лазерных) воспринимается информация во внешней среде (объектах мониторинга или контроля) и преобразуется преобразователем в тот вид, который необходим для формирователя информативных признаков, осуществляющего сегментацию, сжатие и шифрование информации. Распознаватель анализирует и распознает информацию (объекты анализа), по результатам которой интеллектуальный блок принятия решений осуществляет мониторинг и прогноз состояния внешней среды и принимает оптимальное решение для выполнения поставленной задачи. Дальнейшее управление работой ИРСРО и исполнительными устройствами производится блоком управления. Все вышеперечисленные устройства для своей работы используют эталонную информацию от формирователя эталонной информации и библиотеки модели. Проверку правильности работы подсистем ИРСРО обеспечивают блок самодиагностики и тестовых программ и блок метрологического обеспечения [1; 2].

Одним из основных компонентов интеллектуальной распределенной системы распознавания образов в комплексах мониторинга, прогноза, диагностики, управления и обеспечения безопасности является видеонаблюдение.

Технология распознавания образов в интеллектуальной распределенной системе распознавания образов (ИРСРО) основана на сравнении изображений по принципу RGB (красный, зеленый, голубой), т. е. сравнении оттенков текущего изображения с эталоном. За счет автоматизированного процесса сравнения полностью исключается влияние человеческого фактора, что обеспечивает быстрое действие работы охранной системы и минимизирует возможные ошибки [1].

Разработано алгоритмическое и программное обеспечение системы технического зрения, способной работать в реальном времени с различными типами распознаваемых объектов, такими как автомобильные номера, полупроводниковые кристаллы или отпечатки пальцев. Для увеличения скорости работы алгоритма акцентировано внимание на снижении объема вычислений непосредственно в процессе поиска и распознавания объектов. Для этого предприняты следующие меры:

1. Подготовка изображения. Для эффективного обнаружения и классификации объектов алгоритм предъявляет ряд требований к распознаваемому изображению [2]:

высокая контрастность для возможности применения быстрой пороговой бинаризации;

низкое разрешение. Представляется важным подбор разрешения изображения: достаточный, чтобы передать все детали изображения, и при этом содержащий минимально возможное количество пикселей для высокой скорости работы алгоритма;

как можно более светлый и однородный фон объекта.

2. Подготовка алгоритма к работе. Для повышения скорости работы алгоритма является достаточно важным «вынести за скобки» непосредственно распознавания как можно большую часть вычислений. В связи с этим:

загрузка и классификация изображений образцов объектов выполняется в момент старта алгоритма (или вызовом загрузчика образцов в произвольный момент, но не во время работы самого алгоритма распознавания), что позволяет избежать ненужных и повторных вычислений в процессе работы;

изображения преобразуются из 24- и 32-битных изображений в двумерные массивы целых чисел, работа с которыми значительно быстрее;

бинаризация выполняется в качестве дополнительного этапа в процессе подготовки очередного кадра к выводу на форму;

чтобы избежать излишних вычислений в процессе работы, объект, повернутый под углом, считается подклассом базового объекта, и изображения повернутых объектов хранятся на жестком диске.

3. Бинаризация. В процессе обработки изображения может использоваться пороговая бинаризация – заданный порог. При превышении заданного значения цвет пикселя считается белым, иначе – черным [3].

Классификация реализована на основе логического попиксельного сравнения фрагментов изображения, описанных с помощью SearchData. Используется простейшая нейронная сеть, входами которой являются возможные типы найденных объектов, а на выход подаются тип объекта и значение веса, с которым был классифицирован объект.

## Библиографические ссылки

1. Лунев С. О., Сырямкин В. И., Сырямкин М. В. Интеллектуальная распределенная информационная система обеспечения безопасности территории // Телекоммуникации. 2014. № 12. С. 8–14.
2. Анисимов О. В., Максимова Н. К. и др. Сенсоры следовых концентраций оксидов азота на основе тонких пленок диоксида олова и триоксида вольфрама // Известия вузов. Физика. 2008. № 9/3. С. 186–187.
3. Шидловский С. В. Автоматическое управление. Перестраиваемые структуры в системах с распределенными параметрами. Томск : ТГУ, 2007. 192 с.

## References

1. Lunev S. O., Syryamkin V. I., Syryamkin M. V. // Intelligent distributed information system security area // Telecommunications. 2014. №12. P. 8–14.
2. Anisimov O. V., Maksimova N. K. // Sensors trace concentrations of nitrogen oxides based on thin films of tin dioxide and tungsten trioxide // Proceedings of the universities. Physics. 2008. № 9/3. P. 186–187.
3. Szydowski S. V. Automatic. Tunable structures in systems with distributed parameters. Tomsk : TSU, 2007. 192 p.

© Сырямкин М. В., Сунцов С. Б., Судакова Е. С., 2016

УДК 621.6.09:534.01

## ОРТОГОНАЛЬНАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ ДИСКОВЫХ ПИЛ

К. Ю. Филиппов, Н. Ф. Янковская, Е. В. Раменская

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: lena@kraslan.ru

*Рассмотрена классификация дисковых пил, выполнен анализ окружной силы, построена математическая модель процесса резания. Установлены причинно-следственная связь и параметр для исследования ортогональной устойчивости пилы.*

*Ключевые слова: резание, пила дисковая, ортогональность, модель, усилие, скорость.*

## ORTHOGONAL STABILITY OF THE CIRCULAR SAWS

K. Y. Filippov, N. F. Jankovskaja, E. V. Ramenskaja

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: lena@kraslan.ru

*A classification of circular saw is considered, the circumferential force is analyzed and the mathematical model of the cutting process is created. The causal relationship and the parameter to study the saw orthogonal stability are identified.*

*Keywords: cut, circular saw, orthogonality, model, force, speed.*

В машиностроении, в частности в производстве изделий авиационно-космической техники, активно расширяются прогрессивные технологии сверхскоростной и силовой обработки заготовок на принципах прецизионности и точности. Такие решения коснулись заготовительных и слесарно-сборочных производств, где средства технологического оснащения заметно отстают от оборудования основного производства. Наиболее острое положение наблюдается в операциях прецизионной резки и раскроя стального пруткового и фасонного проката дисковыми пилами.

В машиностроительной промышленности эксплуатируются два класса дисковых пил:

- пилы с зубьями и без них, расположенными на внешней окружности диска;
- с зубьями и без них, размещенными на внутренней окружности кольцевой формы пилы.

Оба класса дисковых пил используются для холодной и горячей резки. Причем пилы без зубьев работают методом расплава металла трением за счет быстровращающегося диска при скоростях более 20 м/с, пилы с биметаллическими зубьями выполнены на основе быстрорежущих сталей с массовой долей вольфрама от 3 до 10 %.

Дисковые (круглые) пилы с зубьями выпускаются по нормативам государственных стандартов [1–3], пилы имеют разнообразные конструкции как по форме, так и по угловым характеристикам зубьев.

В технологическом процессе резки на полотно диска и зубья пилы действуют силы сопротивления резанию, трения и энергия теплового импульса, а также сила молекулярных связей между атомными структурами режущего инструмента и материалом заготовки. Рядом авторов выявлено, что при обработ-

ке титановых сплавов сила молекулярных связей достигает 13 % от суммарной силы. Действия силовых характеристик приводят к ортотропной и продольной деформации как зубьев, так и полотна диска, вызывают так называемое «зарезание» пилы. Следствием этого является ухудшение шероховатости поверхности распила, увеличение значений отклонений от перпендикулярности, параллельности и повторяемости.

Окружное усилие дисковой пилы, как установлено исследованиями [4], возможно анализировать по функции

$$P = p \cdot b \cdot h \cdot V_s / V_r, \quad (1)$$

где  $p$  – давление в контакте пилы с заготовкой,  $p = (40 \dots 60) \cdot k_1 \cdot A$ ;  $A$  – предел прочности на растяжение при заданной температуре резания;  $k_1$  – коэффициент температуры, при  $t > 100$  °С определяется по формуле

$$k_1 = (0,01 \cdot t)^{1/2},$$

$b$  – ширина резания, мм;  $h$  – толщина сечения разрезаемого материала, мм;  $V_s$  – скорость подачи,  $V_s = (0,030 \dots 0,300)$ , м/с;  $V_r$  – скорость резания, м/с.

Полученная математическая модель процесса в форме полиномиальной функции имеет вид

$$P = 0,0078 V_r^2 - 0,9821 V_r + 33,627. \quad (2)$$

С увеличением скорости резания наблюдается снижение удельной работы стружкообразования, подтверждающее гипотезу об изменении удельной нагрузки при росте скоростей резания.

Исследования устойчивости дисковых пил проводили ряд авторов, результаты которых изложены в работах [4–8], последние две выполнены с учетом рекомендаций [9]. Аналогичные процессы протекают при изменении ортогональной устойчивости дисковой пилы в работе. При этом главными причинами вариации деформации являются некорректность выбора и формирования шага и высоты зуба пилы, и как следствие – пространства и объема «пазухи», угловых параметров зуба, в частности по заднему контурному углу.

Для анализа рассмотренных явлений по управлению ортогональной устойчивостью дисковых пил можно использовать конструктивно-технологический параметр  $z = s^2/D$  – соотношение толщины пилы к её делительному диаметру.

Аппроксимированная математическая модель при  $s = 2,5$  мм для  $D = 100 \dots 800$  мм имеет вид

$$z = 0,057818 e^{-0,003D}. \quad (3)$$

При коэффициенте устойчивости  $z < 0,0125$  и коэффициенте диссипативного поглощения  $\xi_v = 0,003$  следует предусматривать увеличение толщины полотна для обеспечения ортогональной устойчивости дисковой пилы.

Выполненные исследования позволяют утверждать:

– биметаллические конструкции зубьев пил с современными многослойными покрытиями могут обеспечить прорыв в технологии раскроя стального проката;

– получено уравнение, связывающее температурный параметр с прочностными характеристиками ма-

териала при технологическом процессе резки стального проката;

– построены локальные математические модели позволяющие исследовать процесс резки;

– для обеспечения точности распила при значении коэффициента ортогональной устойчивости менее 0,0125 требуется увеличение толщины пилы.

#### Библиографические ссылки

1. ГОСТ 4047–82. Пилы дисковые сегментные для металла. Технические условия. М., 1983. 14 с.
2. ГОСТ 980–80 (ИСО 2935-1974) Пилы круглые плоские для распиловки древесины. Технические условия. М., 1999. 25 с.
3. ГОСТ Р 54490–2011 (ЕН 847-1: 2005) Пилы дисковые, оснащенные пластинами из сверхтвердых материалов, для обработки древесных материалов и пластиков. Общие технические условия. М., 2012. 16 с.
4. Машины и агрегаты металлургических заводов. Т. 3. Машины и агрегаты для производства и отделки проката / А. И. Целиков, П. И. Полунин, В. М. Гребеник и др. М. : Металлургия, 1981. 576 с.
5. Якунин Н. К. Подготовка круглых пил к работе. М. : Лесн. пром-сть, 1980. 152 с.
6. Лэ Д. Механика формообразования стружки при ортогональном резании // Теоретические основы инженерных расчетов : труды американского общества инженеров-механиков (ASME). 1984. Т. 106. № 1. С. 10–17.
7. Раменская Е. В., Филиппов Ю. А. Механизм генерирования и распространения вибрации в технологических машинах // Вестник СибГАУ. 2012. Вып.1 (41). С. 132–138.
8. Анализ технического регламента на дисковые пилы для раскроя анизотропных материалов / И. Н. Спицын, К. Ю. Филиппов, А. А. Воробьев, А. Н. Юносов // Решетневские чтения : материалы XVII Междунар. науч. конф. ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2013. Ч. 1. С. 296–297.
9. ГОСТ Р ИСО 5725-2–2002. Точность (правильность и прецизионность) методов и результатов измерений. Ч. 2. Основной метод определения повторяемости и воспроизводимости стандартного метода измерений. М., 2009. 43 с.

#### References

1. GOST 4047–82 Pily diskovye segmentnye dlya metalla. Tekhnicheskie usloviya. M., 1983. 14 p.
2. GOST 980–80 (ISO 2935-1974) Pily kruglye ploskie dlya raspilovki drevesiny. Tekhnicheskie usloviya. M., 1999. 25 p.
3. GOST R 54490–2011 (EN 847-1: 2005) Pily diskovye, osnashchennye plastinami iz sverkhтвердыхkh materialov, dlya obrabotki drevesnykh materialov i plastikov. Obshchie tekhnicheskie usloviya. M., 2012. 16 p.
4. Mashiny i agregaty metallurgicheskikh zavodov. Vol. 3 Mashiny i agregaty dlya proizvodstva i odelki prokata / A. I. Tselikov, P. I. Polunin, V. M. Grebenik i dr. M. : Metallurgiya, 1981. 576s .
5. Yakunin N. K. Podgotovka kruglykh pil k rabote. M. : Lesn. prom-st', 1980. 152 p.

6. Le D. Mekhanika formoobrazovaniya struzhki pri ortogonal'nom rezanii // Teoreticheskie osnovy inzhenernykh raschetov. Trudy amerikanskogo obshchestva inzhenerov-mekhanikov, ASME. 1984. Vol. 106. № 1. P. 10–17.

7. Ramenskaya E. V., Filippov Yu. A. Mekhanizm generirovaniya i rasprostraneniya vibratsii v tekhnologicheskikh mashinakh // Vestnik SibGAU. 2012. Vol. 1 (41). P. 132–138

8. Analiz tekhnicheskogo reglamenta na diskovye pily dlya raskroya anizotropnykh materialov / I. N. Spitsyn,

K. Yu. Filippov, A. A. Vorob'ev, A. N. Yunosov // Reshetnevskie chteniya: materialy XVII Mezhdunar. nauch. konf.; Sib. gos. aerokosmich. un-t. Krasnoyarsk, 2013. Ch. 1. P. 296–297.

9. GOST R ISO 5725-2-2002 Tochnost' (pravil'nost' i pretzionnost') metodov i rezul'tatov izmereniy. Chast' 2. Osnovnoy metod opredeleniya povtoryaemosti i vosproizvodimosti standartnogo metoda izmereniy. M., 2009. 43 p.

© Филиппов К. Ю., Янковская Н. Ф.,  
Раменская Е. В., 2016

УДК 621.373

## МЕТОДИКА МИКРОУРОВНЕВОГО АНАЛИЗА ФИЗИКО-МЕХАНИЧЕСКИХ И ТРИБОЛОГИЧЕСКИХ СВОЙСТВ ПОВЕРХНОСТЕЙ

В. И. Шастин<sup>1,a\*</sup>, В. Б. Кашуба<sup>2,b</sup>, И. С. Ситов<sup>2,d</sup>

<sup>1</sup>Иркутский государственный университет путей сообщения  
Российская Федерация, 664074, г. Иркутск, ул. Чернышевского, 15

<sup>2</sup>Братский государственный университет  
Российская Федерация, 665709, г. Братск, ул. Макаренко, 40  
E-mail: <sup>a</sup>kafedra-td@mail.ru, <sup>b</sup>nauka@brstu.ru, <sup>c</sup>sitov@ya.ru

*Предлагается методика комплексной оценки физико-механических и трибологических свойств гетерогенной системы поверхностного слоя.*

*Ключевые слова: поверхностный слой, микроанализ, износостойкость.*

## METHODOLOGY OF MICRO-LEVEL ANALYSIS OF PHYSICO-MECHANICAL AND TRIBOLOGICAL PROPERTIES OF SURFACES

V. I. Shastin<sup>1,a\*</sup>, V. B. Kashuba<sup>2,b</sup>, I. S. Sitov<sup>2,c</sup>

<sup>1</sup>Irkutsk State Transport University  
15, Chernyshevskogo Street, Irkutsk, 664074, Russian Federation

<sup>2</sup>Bratsk State University  
40, Makarenko Street, Bratsk, 665709, Russian Federation  
E-mail: <sup>a</sup>kafedra-td@mail.ru, <sup>b</sup>nauka@brstu.ru, <sup>c</sup>sitov@ya.ru

*The paper proposes a technique of integrated evaluating physical-mechanical and tribological properties of the heterogeneous system of the surface layer.*

*Keywords: the surface layer, microanalysis, wear resistance.*

**Введение.** Качество поверхностного слоя деталей машин является одним из основополагающих показателей работоспособности и надежности машин. Комплексная оценка состояния поверхности учитывает не только все виды неровностей, но и основные физико-механические свойства, включающие структурный, фазовый, химический составы, остаточные напряжения, микродеформации, микротвердость и др. Для их оценки в поверхностном слое используются достаточно большое количество параметров, что привело к развитию нового научного направления по инженерии поверхностей [1].

**Общие методологические положения.** Долговечность деталей не может быть обеспечена только классом чистоты поверхности. Доказано, что эксплуатационные свойства зависят от несущей способности профиля шероховатости, характеризуемой относи-

тельной длиной опорной линии и ее параметрами. При этом реальный контакт деталей машин происходит далеко не по всей геометрической площади, а по фактической площади контакта, которая может составлять 3...5 % от геометрической. Поэтому в теории износа все большее распространение получают комплексные параметры для оценки качества деталей машин [2].

На стадии проектирования, исходя из функционального назначения детали, задаются такие физико-механические и трибологические свойства поверхности, которые обеспечивали бы требуемую долговечность с минимальными затратами на все последующие этапы работы.

На практике невозможно достичь оптимальных свойств поверхностного слоя без использования эффективных средств контроля и испытания. Такой этап

является, пожалуй основополагающим в смысле обеспечения надежности и работоспособности изделия. Для комплексного контроля существует большое разнообразие методов и средств. Однако большинство из них являются пассивными, констатирующими отдельные показатели физико-механических свойств, например контактную жесткость, прочность, коррозионную стойкость и различные виды износостойкости по отдельности. Их большое разнообразие приводит часто к значительному рассеиванию результатов исследования по одним и тем же поверхностям. Естественно, это свидетельствует о необходимости создания более унифицированных многофакторных методик испытания поверхностных слоев деталей, что является одной из основных задач исследований, рассматриваемых в данной работе.

**Особенности подхода.** Предлагается метод исследования, позволяющий моделировать большинство параметров нагружения и условий работы, которые испытывает и претерпевает поверхностный слой в процессе эксплуатации.

Рассматриваются особенности использования методики микроуровневого анализа физико-механических и трибологических свойств гетерогенного поверхностного слоя. В основе методики лежат процессы, происходящие в жидких средах при возбуждении в них ультразвуковых колебаний высокой интенсивности. Для её реализации разработан и запатентован ряд способов оценки эксплуатационных свойств поверхностного слоя [2–4].

**Заключение.** Наряду с объективной оценкой износостойкости данная методика исследования позволяет выявить корреляционную связь между такими важными свойствами и параметрами исследуемых материалов как структурная неоднородность и твердость в пределах исследуемых монослоев.

В этой связи, предоставляется возможным проведение комплекса исследований, начиная с металлографического анализа и изучения микроструктуры упрочненного слоя, измерения микротвердости слоев с последующим анализом их износостойкости. Предлагается исследования осуществлять на обычных микрошлифах, подвергая их последовательному комплексному анализу. Таким образом, ограничившись и подвергнув исследованию лишь один микрошлиф, можно получить целый ряд важных структурных, физико-механических и трибологических свойств поверхностных слоев материала. Предлагаемая методи-

ка позволяет не только сократить объем подготовительных и экспериментальных работ, но и повысить достоверность, объем и качественный состав исследовательского материала. Испытания можно осуществлять в различных средах, имитируя при этом различные условия смазки, влияние коррозионных сред и т. д.

#### Библиографические ссылки

1. Суслов А. Г., Дальский А. М. Научные основы технологии машиностроения. М. : Машиностроение, 2002. 425 с.
2. Шастин В. И., Коновалов Н. П. Технологическое обеспечение процессов лазерного модифицирования поверхностей конструкционных сплавов : монография. Иркутск : Изд-во ИРНИТУ, 2016. 164 с.
3. Шастин В. И., Горовой А. М. Патент РФ. Способ микроанализа износостойкости твердых материалов / ИВВАИУ. № 2549895 ; заявка № 2007134796 ; приоритет 18 сент. 2007 г.; зарег. 20 марта. 2009 г.
4. Шастин В. И. Патент РФ. Способ определения микротвердости. ФГБОУ ВПО ИргУПС. № 2465569; заявка № 2010137433 ; приоритет 08 сент. 2010. зарег. 27 окт. 2012 г.

#### References

1. Suslov A. G., Dal'skii A. M. Nauchnye osnovy tehnologii mashinostroenija [Scientific fundamentals of mechanical engineering technology]. M. : Mashinostroenie, 2002. 425 p.
2. Shastin V. I., Konovalov N. P. Tehnologicheskoe obespechenie processov lazernogo modifitsirovaniya poverhnostei konstrukcionnyh splavov: monografija [Technological providing of processes of laser surface modification of structural alloys: a monograph]. Irkutsk : Izd-vo IRNITU, 2016. 164 p.
3. Shastin V. I., Gorovoi A. M. Patent R.F. Spособ mikroanaliza iznosostoikosti tverdyh materialov [Method of microanalysis of wear resistance of hard materials] / IVVAIU. № 2549895; zajavka № 2007134796 ; prioritet 18 sent. 2007 g.; zareg. 20 marta. 2009.
4. Shastin V. I. Patent R.F. Spособ opredelenija mikrotrverdosti [Method of determination of microhardness]. FGBOU VPO IrGUPS. № 2465569; zajavka № 2010137433; prioritet 08 sent. 2010. zareg. 27okt. 2012.

© Шастин В. И., Кашуба В. Б.,  
Ситов И. С., 2016

УДК621.365.697.278

## ОСОБЕННОСТИ ЭЛЕКТРОНАГРЕВАТЕЛЕЙ ВОДЫ ПРЯМОГО ДЕЙСТВИЯ

И. Я. Шестаков, А. А. Фадеев, В. И. Шестаков

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: yakovlevish@mail.ru

*В производстве деталей летательных аппаратов используются электрохимические и химические процессы с применением рабочих жидкостей повышенной температуры. Для нагрева жидкостей используют горячую воду, пар, при этом энергозатраты значительны из-за больших объёмов ванн и повышенной теплоёмкости*



воды и водных растворов. Для снижения затрат энергии предлагается электронагреватель прямого действия, обеспечивающий эффективное преобразование электрической энергии в тепловую.

*Ключевые слова:* электроды, вода, электрический ток, нагрев, удельная мощность.

## FEATURES OF WATER HEATERS OF DIRECT FORCE

I. Y. Shestakov, A. A. Fadeev, V. I. Shestakov

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: yakovlevish@mail.ru

*The manufacture of aircraft parts uses electrochemical and chemical processes applying fluids of high temperatures. For heating liquids hot water, steam, the energy consumption are significant due to the large volume of tubs and high heat capacity of water and aqueous solutions. To reduce the cost of energy the authors propose electric direct force to ensure efficient conversion of electrical energy into thermal energy.*

*Keywords:* electrodes, water, electricity, heating, power density.

В производстве деталей ракетно-космической техники применяются электрохимические процессы катодного осаждения и анодного растворения металлов и сплавов, а также химическое фрезерование [1]. В качестве рабочих жидкостей используются водные растворы кислот, солей, щелочей при температуре выше температуры окружающей среды (до 60 °С). Для нагрева ванны с жидкостью требуется значительное количество тепловой энергии, так как для водных растворов характерна значительная теплоёмкость и применяются большие объёмы ванны (1 000 л и более). Для нагрева таких объёмов рабочих жидкостей используются горячая вода, пар и электроводонагреватели косвенного действия. Меньшее распространение получили нагреватели прямого действия из-за недостаточной изученности процессов между электродами в связи со сложностью явлений, протекающих как в объёме воды, так и на поверхности электродов, хотя для их применения не требуется специального оборудования.

В работе [2] отмечено, что эффективность преобразования электрической энергии в тепловую будет зависеть от площади границы раздела фаз (жидкость–воздух). Для исследования этой зависимости разработана установка для прямого нагрева воды и водных растворов переменным электрическим током промышленной частоты с теплоизоляционным слоем.

Начальная температура воды равна комнатной, и температурный напор при проведении опытов не превышал 5 °С, поэтому теплообменом с окружающей средой можно пренебречь. Нагрев воды общим объёмом  $V$  в течение времени  $t$  (от 10 до 20 минут) производился в корпусе, состоящем из диэлектрических стенок и теплоизоляционного материала, где расположены рабочие электроды. Для разделения электродов применяются диэлектрические пластины. Величины напряжения  $U$ , подаваемого на электроды, и тока  $I$  определялись с помощью цифровых мультиметров. Температура измерялась ртутным термометром с ценой деления 0,1 °С в начальный момент и по окончании процесса в трех точках межэлектродного пространства (у дна, в средней части и у поверхности воды), и рассчитывалось среднее значение изменения температуры  $\Delta T_{cp}$ . Объём заливаемой воды в корпус установки изменялся, тем самым изменялось отноше-

ние  $V$  к  $S$ , где  $S$  – площадь границы раздела фаз жидкость–воздух. В качестве материала электродов применялись пары: нержавеющая сталь–титан. Напряжение, подаваемое на электроды, не превышало напряжения разложения воды с целью исключения газообразования на электродах.

Энергетические параметры рассчитывались по известным формулам

После обработки результатов экспериментов были построены графики зависимостей отношения тепловой энергии к электрической от  $V/S$ . Построения осуществлялись с использованием аппроксимирующей линии. Из графиков следует, что при низких значениях удельной мощности (менее 30 Вт/л) отношение тепловой энергии к затраченной электрической больше единицы, тем самым подтверждаются результаты ранее проведённых исследований. С уменьшением отношения объёма нагреваемой воды к площади границы раздела фаз вода–воздух эффективность преобразования электрической энергии в тепловую увеличивается. Это явление можно объяснить тем, что тепловая энергия, выделившаяся в единице объёма воды, пропорциональна квадрату напряжённости электрического поля [3]:  $Q_{\text{тепл}} = E^2 k$ , где  $k$  – удельная электропроводность воды.

В свою очередь напряжённость электрического поля в приповерхностном слое воды, определённая по формуле

$$E = \frac{U}{d},$$

где  $d$  – межэлектродное расстояние, больше расчётного значения [4].

Повышенная эффективность преобразования электрической энергии в тепловую установлена в работах [5; 6]. Однако в первом случае в качестве нагреваемой жидкости используется водный раствор щёлочи, во втором – морской соли.

С увеличением площади «зеркала» воды эффективность преобразования электрической энергии в тепловую возрастает. Использовать вышеописанный способ возможно в разных областях – от бытовых до промышленных нагревателей, в том числе для прямого нагрева электролита в гальванических ваннах, что позволит сократить расходы на электроэнергию.

**Библиографические ссылки**

1. Технология производства жидкостных ракетных двигателей / В. А. Моисеев, В. А. Тарасов, В. А. Колмыков, А. С. Филимонов ; под ред. В. А. Моисеева и В. А. Тарасова. М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2008. 381 с.
2. Фадеев А. А., Шестаков И. Я. О возможном механизме нагрева воды и водных растворов при воздействии переменного электромагнитного поля // Вестник СибГАУ. 2011. № 1(34). С. 76–78.
3. Левич В.Г. Физико-химическая гидродинамика. М:Физматгиз, 1959, 700 с.
4. Шестаков И. Я., Раева О. В. Оценка влияния коагуляции на степень очистки воды от ионов металлов // Вестник СибГАУ. 2013. № 1(47). С. 172–174.
5. Канарёв Ф. М. Вода – новый источник энергии. 2-е изд. перераб и доп. Краснодар : Изд-во Кубан. гос. аграр. ун-та, 2000. С. 77–94.
6. Титаев Б. Ф. Вода как источник энергии // Наука в России. Новосибирск : Видеостудия «Радуга», 1996. 103 с.

**References**

1. Moiseev V. A., Tarasov V. A., Kolmykov V. A., Filimonov A. S. Tekhnologiya proizvodstva zhidkostnykh raketnykh dvigateley [Production of liquid-propellant

rocket engines] / pod red. V. A. Moiseeva. V. A. Tarasova. M. : Izd-vo MGTU im. N. E. Baumana, 2008. 381 p.

2. Fadeev A. A., Shestakov I. J. O vozmozhnom mekhanizme nagreva vody i vodnykh rastvorov pri vozdeystvii peremennogo ehlektromagnitnogo polya [A possible mechanism of heating of water and aqueous solutions when exposed to an alternating electromagnetic field.] // Bulletin SibSAU. № 1 (34). 2011. P.76–78.

3. Levich V. G. Fiziko-himicheskaya gidrodinamika [Physico-chemical hydrodynamics]. M. : Fizmatgiz, 1959. 700 p.

4. Shestakov I. J., Rayeva O. V. Ocenka vliyaniya koagulyacii na stepen' ochistki vody ot ionov metallov [Assessing the impact of the degree of coagulation of water purification from metal ions] // Herald SibSAU. 2013. №1 (47). P. 172–174.

5. Kanarev F. M. Voda – novii istochnik energii. 2-e izdanie dop. I pererab. [Water a new source of energy. 2nd ed. Revised and enlarged]. Krasnodar : Cubanskii agrarnii universitet publ., 2000. P. 77–94.

6. Titaev B. F., Voda kak istochnik ehnergii [Water as a source of energy], Science in Russia. Novosibirsk : Video Studio "Rainbow", 1996. 103 p.

© Шестаков И. Я., Фадеев А. А.,  
Шестаков В. И., 2016

УДК 621.81.004

## МЕТОДИКА ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ СИЛЫ РЕЗАНИЯ ПРИ НАРЕЗАНИИ ВИНТОВОЙ ПОВЕРХНОСТИ ВОГНУТОГО ЭВОЛЬВЕНТНОГО ПРОФИЛЯ НА ГЛОБОИДНОМ ЧЕРВЯКЕ

А. Ю. Яценко, А. В. Сутягин, Л. С. Малько

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: kr\_45\_zel@mail.ru

*Предложена методика проведения экспериментального исследования технологической составляющей силы резания при нарезании глобоидных винтовых поверхностей. Использование предлагаемой методики позволяет получить эмпирическую зависимость для определения технологической составляющей силы резания.*

*Ключевые слова: червячные передачи, глобоидный червяк с линейчатым и вогнутым профилем, технологические составляющие силы резания, ротационное точение, многофакторный эксперимент, технологическое оснащение.*

## METHOD TO DETERMINE THE CUTTING FORCES IN TAPPING SCREW SURFACE CONCAVE INVOLUTE PROFILE ON CONE WORM

A. Yu. Yatsenko, A. V. Sutjagin, L. S. Mal'ko

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: kr\_45\_zel@mail.ru

*The paper proposes technique of the pilot studying the technological component of the cutting force when cutting globoid screw surfaces are used. The proposed method allows to obtain empirical relationship for determining the technological component of the cutting force.*

*Keywords: worm gears, cone worm with ruled and concave profile, the technological components of the cutting forces, rotational turning, multi-factor experiment.*

В настоящее время наибольшее распространение в отечественном машиностроении получили глобоидные червяки с линейчатым профилем винтовой по-

верхности [1]. Передачи с выпукло-вогнутыми профилями сопряженных пар способны обеспечить повышение нагрузочной способности [2] до двух раз,

КПД до 30 % и долговечности в 2–3 раза. В настоящее время передачи с указанным видом профиля витков червяка не находят широкого применения в производстве специальных изделий и промышленности из-за низкой производительности процесса нарезания винтовой поверхности (ВП) и высокой стоимости применяемого технологического оснащения (режущего инструмента и оборудования), а ряд вопросов технологии нарезания ВП требуют дальнейшей теоретической и практической доработки [3].

Одним из эффективных путей решения этой задачи является применение технологии ротационного точения принудительно вращаемым многолезвийным инструментом с эвольвентным профилем [4]. Среди факторов, влияющих на выходные параметры ротационного точения (производительность, точность, шероховатость поверхности), важную роль играют силы резания при обработке винтовой поверхности глобидного червяка.

Измерение составляющих силы резания включает в себя решение вопросов как применения соответствующего технологического оснащения и регистрирующей аппаратуры, так и математического характера, связанных с проведением многофакторного эксперимента, позволяющего получить эмпирическую зависимость.

Учитывая сложность определения сил резания, общую равнодействующую силу  $P$  разложим в трехосной системе координат  $x, y, z$  на составляющие  $P_x, P_y, P_z$ , которые можно измерить. Три указанные составляющие силы резания взаимно перпендикулярны. В связи с этим направление равнодействующей силы определяется как диагональ параллелепипеда

$$P = \sqrt{P_x^2 + P_y^2 + P_z^2}.$$

Соотношение величин составляющих сил  $P_x, P_y, P_z$  не остается постоянным и зависит от геометрических параметров рабочей части режущих элементов многолезвийного инструмента и режимов резания, износа режущего элемента, физико-механических свойств обрабатываемого материала и условий резания. Отношение  $P_y/P_z, P_x/P_z$  возрастает с увеличением износа режущих элементов. Увеличение подачи  $S$  увеличивает отношение  $P_y/P_z$ . Главная составляющая силы резания – сила  $P_z$  – действует во всех случаях, поэтому и будет являться основным объектом изучения.

Для проведения экспериментального исследования было выбрано следующее технологическое оснащение: зубофрезерный станок модели 5К328А, многолезвийный инструмент, специальная динамометрическая установка (рис. 1), являющаяся первичным пре-

образователем. Усилительная и регистрирующая аппаратура представлена на рис. 1.

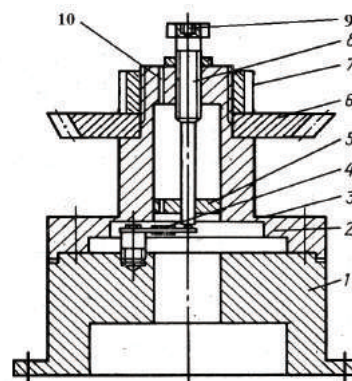


Рис. 1. Динамометрическая установка:

1 – основание; 2 – корпус; 3 – деформируемый упругий элемент корпуса; 4 – балочка с наклеенными тензодатчиками; 5 – центрирующая шайба; 6 – режущий инструмент; 7 – затяжная гайка; 8 – натяжной винт; 9 – место установки токосъемника; 10 – отверстия для вывода проводников от тензодатчиков к токосъемнику

Первичный преобразователь устанавливается на столе зубофрезерного станка 1, на котором центрируют и крепят корпус динамометра 2 (рис. 1). На корпусе гайкой 7 закрепляют многолезвийный инструмент 6. В процессе обработки сила подачи через инструмент деформирует упругий элемент 3 корпуса динамометра. Одновременно сила подачи через натяжной винт 8 и шарик вызывают упругую деформацию балочки 4 с наклеенными на нее тензодатчиками. В корпус динамометра запрессована шайба 5, которая предохраняет винт 8 от смещения в радиальном направлении во время работы. В шайбе 5 и корпусе динамометра 2 просверлены отверстия для вывода проводников от тензодатчиков к токосъемнику. В верхней части натяжного винта предусмотрено резьбовое отверстие 10, в которое устанавливается токосъемник. Первичный преобразователь подключается к измерительному модулю. Аппаратура для измерения технологических составляющих силы резания 2, 3, 4 (рис. 2) является стандартной.

При подготовке к проведению многофакторного эксперимента решаются следующие вопросы: выбор уравнения степенного вида, приведение выбранной зависимости к линейному виду, выбор уровней факторов и их кодирование, построение плана и проведение полного факторного эксперимента, определение коэффициентов модели, проведение анализа полученной модели [5].

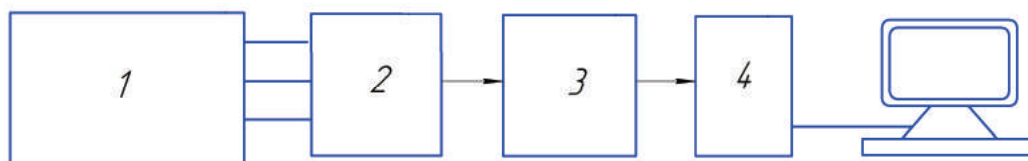


Рис. 2. Блок-схема соединения оборудования и аппаратуры для измерения технологических составляющих силы резания: 1 – первичный преобразователь (динамометрическая установка, рис. 1); 2 – измерительный модуль ZET 7010 Tensometer-485; 3 – преобразователь интерфейсов ZET 7070; 4 – персональный компьютер с программным обеспечением из набора ZETLAB

Таким образом, использование предлагаемой методики измерения технологических составляющих силы резания позволяет получить эмпирическую зависимость для определения силовых характеристик процесса. Силовые характеристики нужны для оценки эффективности применения ротационного точения и для оценки влияния схемы резания на точностные параметры винтовой поверхности.

#### Библиографические ссылки

1. Петров М. С. Червячные глобоидные передачи, М. : МГТУ «МАМИ», 2006. 24 с.
2. Кривенко И. С. Новые типы червячных передач на судах. Л. : Судостроение, 1976. 256 с.
3. Шульц В. В. Геометрическая оптимизация изнашивающихся кинематических пар : автореф. дис. ... д-ра техн. наук. Киев, 1980. 32 с.
4. Трифанов И. В., Малько Л. С., Сутягин А. В. Технология ротационного точения винтовой поверхности деталей машин принудительно вращаемым многолезвийным инструментом : монография / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2013. 116 с.
5. Спиридонов А. А. Планирование эксперимента при исследовании технологических процессов. М. : Машиностроение, 1981. 184 с.

#### References

1. Petrov M. S. *Chervjachnye globoidnye peredachi* [Globoid worm transmission]. Moscow : MG TU «MAMI», 2006. 24 p.
2. Krivenko I. S. *Novye tipy chervjachnyh peredach na sudah* [New types of worm gear on ships]. Leningrad : Sudostroenie, 1976. 256 p.
3. Shul'c V. V. *Geometricheskaja optimizacija iznashivajushihhsja kinematiceskikh par; Avtoref. dis. dokt. tehn. nauk* [Geometric optimization wearing kinematic pairs]. Kiev, 1980. 32 p.
4. Trifanov I. V., Mal'ko L. S., Sutjagin A. V. *Tehnologija rotacionnogo tochenija vintovoj poverhnosti detalej mashin prinuditel'no vrashhaemym mnogolezviynym instrumentom* [The technology of turning the rotary screw machine parts surface forcibly rotated multiblade tool]; Sib. gos. azerokosmich. un-t. Krasnojarsk, 2013. 116 p.
5. Spiridonov A. A. *Planirovanie jeksperimenta pri issledovanii tehnologicheskikh processov* [Planning of an experiment at a research of technological processes]. Moscow : Mashinostroenie, 1981. 184 p.

© Яценко А. Ю., Сутягин А. В.,  
Малько Л. С., 2016



**Секция**

**«НАНОМАТЕРИАЛЫ  
И НАНОТЕХНОЛОГИИ  
В АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ»**

## СТРУКТУРНЫЕ ФАЗОВЫЕ ПРЕВРАЩЕНИЯ ПРИ ТВЕРДОФАЗНОЙ РЕАКЦИИ В ТОНКИХ ПЛЕНКАХ Al/Ag\*

Р. Р. Алтунин<sup>1\*</sup>, Е. Т. Моисеенко<sup>1</sup>, Н. С. Николаева<sup>2</sup>, С. М. Жарков<sup>3</sup>

<sup>1</sup>Сибирский федеральный университет

Российская Федерация, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79

<sup>2</sup>Институт неорганической химии имени А. В. Николаева СО РАН  
Российская Федерация, 630090, г. Новосибирск, просп. им. Лаврентьева, 3

<sup>3</sup>Институт физики имени Л. В. Киренского СО РАН

Российская Федерация, 660036, г. Красноярск, Академгородок, 50/38

\*E-mail: raltunin@gmail.com

*Проведены исследования структурных фазовых превращений в процессе твердофазной реакции в тонких пленках Al/Ag методами in situ просвечивающей электронной микроскопии и дифракции электронов. Установлена температура иницирования твердофазной реакции, определены фазы, формирующиеся в процессе реакции.*

*Ключевые слова: тонкие пленки, твердофазная реакция, интерметаллические соединения, просвечивающая электронная микроскопия, дифракция электронов.*

## STRUCTURAL PHASE TRANSFORMATIONS AT A SOLID STATE REACTION IN Al/Ag THIN FILMS

R. R. Altunin<sup>1\*</sup>, E. T. Moiseenko<sup>1</sup>, N. S. Nikolaeva<sup>2</sup>, S. M. Zharkov<sup>3</sup>

<sup>1</sup>Siberian Federal University

79, Svobodnyi Av., Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation

<sup>2</sup>Nikolaev Institute of Inorganic Chemistry SB RAS

3, Acad. Lavrentyev Av., Novosibirsk, 630090, Russian Federation

<sup>3</sup>Kirensky Institute of Physics SB RAS

50/38, Akademgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russian Federation

\*E-mail: raltunin@gmail.com

*Structural phase transformations at a solid state reaction in Al/Ag thin films are investigated by in situ transmission electron microscopy and electron diffraction. The initiation temperature of the solid state reaction and phases formed during the reaction are determined.*

*Keywords: thin films, solid state reaction, intermetallic compounds, transmission electron microscopy, electron diffraction.*

Тонкие пленки на основе Al/Ag имеют потенциальное практическое применение в микроэлектронных устройствах, используемых, в том числе, в космической отрасли. Сообщается [1] о возможном использовании тонких пленок Al/Ag на полимерных подложках в конструкциях солнечных батарей. Соединения на основе Al/Ag могут применяться в качестве альтернативных металлизующих слоев в электронных микроустройствах, работающих на технологии ULSI (ultra-large-scale integration) [2].

В подавляющем большинстве работ, посвященных твердофазным взаимодействиям в пленках Al/Ag [3–5], исследования фазового состава проведены после нагрева, т. е. *ex situ*, что не позволило исследователям установить температуру иницирования твердофазной реакции и температуры образования интерметаллических соединений. Целью настоящей работы являлось проведение *in situ* исследования твердофазной реакции непосредственно в процессе нагрева пленок

Al/Ag методами просвечивающей электронной микроскопии и дифракции электронов.

Тонкие пленки Al (40 нм)/Ag (20 нм) получены методом электронно-лучевого испарения в высоком вакууме ( $5 \cdot 10^{-5}$  Па). Атомное соотношение алюминия и серебра составляло  $\approx 2:1$ . Электронно-микроскопические исследования пленок Al/Ag в исходном состоянии показали, что пленки состоят из кристаллитов со средним размером  $\approx 15\text{--}25$  нм (рис. 1, а). В связи с тем что параметры кубических гранецентрированных решеток (ГЦК) Al ( $a = 4,049$  Å) и Ag ( $a = 4,086$  Å) отличаются всего на 0,9 %, то методом дифракции электронов практически невозможно различить дифракционные рефлексы, принадлежащие данным фазам. На картине дифракции электронов (рис. 1, б) происходит наложение рефлексов от фаз ГЦК Al и ГЦК Ag, что приводит к незначительному уширению наблюдающихся дифракционных рефлексов поликристаллического типа.

\*Работа выполнена при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (грант № 16-33-00475-мол\_а).

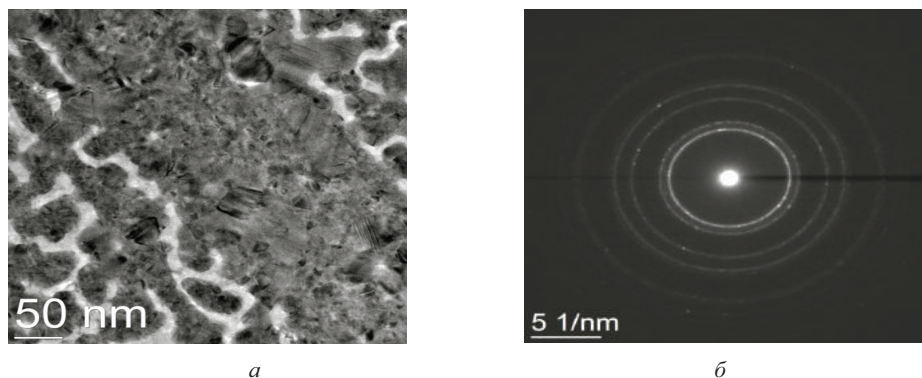


Рис. 1. Электронно-микроскопическое изображение (а) и картина дифракции электронов (б), полученные от пленки Al/Ag в исходном состоянии

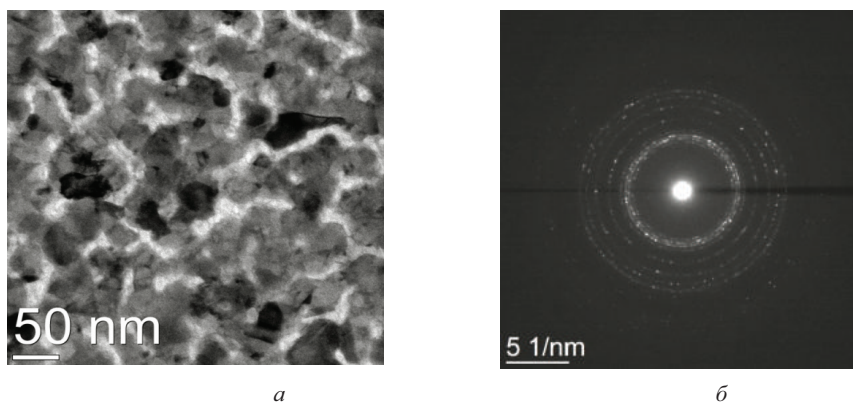


Рис. 2. Электронно-микроскопическое изображение (а) и картина дифракции электронов (б), полученные от пленки Al/Ag после нагрева до 300 °С

Твердофазная реакция между тонкими слоями Al и Ag инициирована путем термического нагрева пленок Al/Ag непосредственно в колонне просвечивающего электронного микроскопа JEOL JEM-2100. С целью получения информации о фазообразовании в процессе реакции проведена серия нагревов пленок Al/Ag от комнатной температуры до 300 °С со скоростью 4 °С/мин. В процессе нагрева производили регистрацию картин дифракции электронов, что позволило установить фазовый состав пленок.

Начало твердофазной реакции между слоями алюминия и серебра регистрируется при температуре ≈100 °С, об этом свидетельствует появление слабых дифракционных рефлексов, принадлежащих интерметаллической фазе Ag<sub>2</sub>Al (P6<sub>3</sub>/mmc, *a* = 2,885 Å, *c* = 4,624 Å). В ходе дальнейшего нагрева вплоть до ≈218 °С наблюдается увеличение интенсивностей дифракционных рефлексов фазы Ag<sub>2</sub>Al, что свидетельствует об увеличении количества данной фазы в объеме пленки. В ходе дальнейшего нагрева значительного увеличения интенсивностей дифракционных рефлексов фазы Ag<sub>2</sub>Al не наблюдали, что свидетельствует о том, что слой серебра полностью прореагировал.

Электронно-микроскопические исследования тонких пленок Al/Ag после нагрева до 300 °С показали, что пленки состоят из кристаллитов со средним размером ≈30–40 нм (рис. 2, а). Картина дифракции электронов (рис. 2, б), полученная после нагрева

пленки до 300 °С содержит дифракционные рефлексы фаз Ag<sub>2</sub>Al и ГЦК алюминия. Непрореагировавший слой алюминия объясняется избытком алюминия в исходных пленках Al/Ag.

В работе [5] методом атомно-силовой томографии показано, что твердофазная реакция начинается с образования небольшой области твердого раствора Al/Ag на границе слоев алюминия и серебра после отжига пленок Al/Ag при температуре 90 °С. После отжига в течение 30 минут при температуре 250 °С наблюдали формирование интерметаллического соединения Ag<sub>2</sub>Al.

В работах [3] и [4] также сообщалось о формировании фазы Ag<sub>2</sub>Al после термического отжига пленок Al/Ag при температурах 130 и 150 °С соответственно. В настоящей работе исследование твердофазной реакции в пленках Al/Ag проведено методом *in situ* дифракции электронов в процессе нагрева непосредственно в колонне просвечивающего электронного микроскопа. Это позволило определить, что интерметаллическая фаза Ag<sub>2</sub>Al формируется на границе раздела алюминий–серебро в процессе твердофазной реакции при ≈100 °С.

#### References

1. Ali M. K. M., Ibrahim K., Mkwai E. M. Ag-Al alloy thin film on plastic substrate by screen printing for solar cell back contact application // *Materials Science in Semiconductor Processing*. 2013. Vol. 16(3). P. 593–597.

2. Wang Y., Alford T. L., Mayer J. W. Kinetics of Ag/Al bilayer self-encapsulation // *Journal of Applied Physics*. 1999. Vol. 86(10). P. 5407–5412.

3. Roy R., Sen S. K. Calorimetric and other studies of intermetallic phase formation in Ag/Al bilayer thin films // *Journal of Materials Science*. 1992. Vol. 27(22). P. 6098–6104.

4. Baglin J. E. E., d'Heurle F. M., Hammer W. N. The interaction process for Ag-Al polycrystalline

thin-film couples // *Journal of Applied Physics*. 1979. Vol. 50(1). P. 266–275.

5. Schleiwies J., Schmitz G. Thin film interreaction of Al/Ag analyzed by tomographic atom probe // *Materials Science and Engineering A*. 2002. Vol. 327(1). P. 94–100.

© Алтунин Р. Р., Моисеенко Е. Т., Николаева Н. С., Жарков С. М., 2016

УДК 539.25

## ОБРАЗОВАНИЕ ПРИМЕСНЫХ ВЫДЕЛЕНИЙ В ЛЕГИРОВАННЫХ МОНОКРИСТАЛЛАХ ZnSe

А. В. Брильков

Сибирский федеральный университет  
Российская Федерация, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79  
E-mail: amozzherin@sfu-kras.ru

*Исследованы особенности дефектообразования в легированных и нелегированных монокристаллах ZnSe. Установлено, что при отжиге в легированных полупроводниках образуются примесные выделения на ростовых дислокациях и дефектах упаковки, при этом происходит перемещение дислокаций. Образование примесных выделений (преципитатов) на ростовых дефектах объясняется миграцией примесей и точечных дефектов на дислокации с формированием пересыщенного твердого раствора, который конденсируется в виде преципитатов, содержащих легирующую примесь.*

*Ключевые слова: селенид цинка, полупроводниковые материалы, просвечивающая электронная микроскопия.*

## PRECIPITATES FORMATION IN ZnSe DOPED SINGLE CRYSTALS

A. V. Brillkov

Siberian Federal University  
79, Svobodnyi Av., Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation  
E-mail: amozzherin@sfu-kras.ru

*The structural defect formation in doped and undoped ZnSe single crystals is studied. It is found that under annealing in doped semiconductors impurity precipitates are formed on the growth dislocations and stacking faults, this is accompanied by the movement of dislocations. The formation of impurity precipitates on growth defects attributed to migration of impurities and point defects to the dislocations to form a supersaturated solid solution, which condenses in the form of precipitates containing dopant.*

*Keywords: zinc selenide, semiconductor materials, transmission electron microscopy.*

Полупроводниковые материалы и приборы широко применяются в космических аппаратах, устройствах электроники, изготовлении солнечных элементов [1]. В процессе выращивания и термообработок в полупроводниковых кристаллах формируются структурные дефекты, размеры и плотность которых зависят от условий обработки и природы материалов [1; 2].

Формирование структурных дефектов в полупроводниках происходит также в процессе выращивания, последующей обработки и легирования [3].

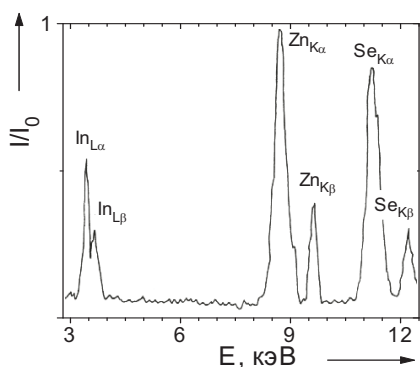
В работе методом просвечивающей электронной микроскопии исследовали полупроводниковые кристаллы ZnSe, выращенные из газовой фазы в запаянной ампуле и легированные In с концентрацией  $8 \cdot 10^{18} \text{ см}^{-3}$ ,  $1,3 \cdot 10^{19} \text{ см}^{-3}$  и  $2,3 \cdot 10^{19} \text{ см}^{-3}$ , соответственно. Часть образцов ZnSe отжигали при 850 °C в течение

трех дней в вакууме, в парах Zn в запаянной кварцевой ампуле.

Установлено, что отжиг кристаллов ZnSe(In) в парах цинка при 850 °C в течение трех дней ведет к образованию колоний преципитатов на дислокациях и дефектах упаковки. Природа преципитатов была установлена с помощью метода энерго-дисперсионного рентгеновского микроанализа. Спектр рентгеновского характеристического излучения, полученный с места локализации отдельных преципитатов в ZnSe(In), приведен на рисунке.

Видно, что имеется пик, связанный с In. Спектры рентгеновского излучения, полученные из соседних областей, не содержащих преципитаты, не имеют пиков, связанных с In. Таким образом, следует считать, что преципитаты обогащены легирующей примесью In в ZnSe(In).





Спектр характеристического рентгеновского излучения с области ZnSe(In), содержащей преципитаты

### Библиографические ссылки

1. Логинов Ю. Ю., Браун П. Д., Дьюроуз К. Закономерности образования структурных дефектов в полупроводниках  $A_2B_6$ . М.: Логос, 2003. 304 с.
2. Loginov Y. Y., Brown P. D., Thompson N. TEM study of the interaction of sub-threshold electron beam induced defects in II-VI compounds // *Physica Status Solidi. A: Applications and Materials Science*. 1991. Vol. 127. P. 75–86.

3. Mullins J. T., Taguchi T., Brown P. D., Loginov Y. Y., Durose K. Growth and optical properties of CdS:(Cd,Zn)S strained layer superlattices // *Japanese Journal of Applied Physics*. 1991. Vol. 30, N 11. P. L1853–L1856.

### References

1. Loginov Y. Y., Brown P. D., Durose K. The structural defect formation in  $A_2B_6$  semiconductors. Moscow: Logos, 2003. 304 p.
2. Loginov Y. Y., Brown P. D., Thompson N. TEM study of the interaction of sub-threshold electron beam induced defects in II-VI compounds // *Physica Status Solidi. A: Applications and Materials Science*. 1991. Vol. 127. P. 75–86.
3. Mullins J. T., Taguchi T., Brown P. D., Loginov Y. Y., Durose K. Growth and optical properties of CdS:(Cd,Zn)S strained layer superlattices // *Japanese Journal of Applied Physics*. 1991. Vol. 30, № 11. P. L1853–L1856.

© Брильков А. В., 2016

УДК 621.396.933.22

## ОПТИЧЕСКАЯ СОСТАВЛЯЮЩАЯ СПУТНИКОВОГО ЛАЗЕРНОГО ДАЛЬНОМЕРА ДЛЯ МНОГОЦВЕТНОЙ ДАЛЬНОМЕТРИИ

В. М. Владимиров, Е. Г. Лапухин\*, Л. В. Границкий

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: lapukhineg@mail.sibsau.ru

*Лазерные спутниковые дальнометры, проводящие локацию спутников лазерными импульсами одновременно на различных длинах волн, позволяют с меньшей погрешностью определять атмосферную поправку на наклонных трассах, вносимую рефракцией атмосферы. Авторами предложена оптическая схема для спутникового лазерного дальнометра, способная работать одновременно в оптическом и ближнем инфракрасном диапазоне длин волн.*

*Ключевые слова: лазерная дальнометрия, атмосферная поправка.*

## OPTICAL COMPONENT FOR MULTI-COLOR RANGING BY A SATELLITE LASER

V. M. Vladimirov, E. G. Lapukhin\*, L. V. Granitskiy

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochoy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: lapukhineg@mail.sibsau.ru

*Atmospheric refraction may be determined if to define a distance to satellite we use two-color laser. The authors present the optical system for multicolor Satellite Laser Ranging for optical and infrared band.*

*Keywords: satellite laser ranging, atmospheric refraction.*

Оптическая составляющая спутниковых лазерных дальнометров должна выполнять следующие задачи [1–3]: а) расширять (коллимировать) лазерный пучок; б) принимать отраженные лазерные импульсы;

в) иметь возможность визуального сопровождения спутника. Для выполнения этих задач возможна реализация оптических систем как отдельными блоками, так и комбинированными.

Для минимизации массово-габаритных размеров разработаны и успешно используются оптические схемы, в которых оптические конструкции (элементы) являются общими для системы коллимации лазерного луча, системы приема отраженного сигнала и системы визуального контроля наведения и сопровождения.

Для определения атмосферной поправки в наклонных трассах целесообразно одновременное использование лазерного излучения с различными длинами волн. Атмосферная поправка определяется дисперсионным методом, основанным на разности оптического пути для лазерного излучения на двух различных длинах волн на измеряемой трассе [4–6].

Для реализации преимущества локации спутников в многоволновом режиме была рассчитана оптическая система расширителя лазерного пучка (рис. 1), которая без дополнительной перефокусировки способна уменьшить расходимость лазерного излучения для оптического и ближнего инфракрасного диапазона длин волн одновременно (435–2 098 нм). Для указанного диапазона данная система является дифракционно ограниченной. При этом в обратном ходе лучей она используется как оптическая система, принимающая эхо-сигнал, и как часть объектива сопровождения цели.

Для визуального сопровождения цели во время локации спутника рассчитаны два варианта объектива (рис. 2), включающие в себя расширитель лазерного пучка. Для данных объективов исправлен хроматизм в диапазоне длин волн 480–644 нм. Поле зрения объективов составляет  $0,3^\circ$ . Пятно рассеяния точечного источника по полю центр/ край составляет 7,5/ 12,0 мкм (рис. 2, а) и 5,5/ 6,7 мкм (рис. 2, б).

Таким образом, предложенная оптическая система лазерного спутникового дальномера включает в себя блок расширителя лазерного пучка, коллимирующий световое излучение для диапазона длин волн от 435 нм до 2 098 нм без дополнительной перефокусировки, который в обратном ходе лучей является питающей оптикой детектора эхо-сигнала и одновременно является частью объектива визуального сопровождения лоцируемой цели.

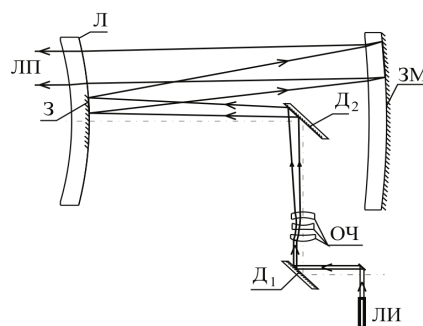


Рис. 1. Оптическая схема расширителя лазерного пучка: ЛИ – лазерный излучатель; ЛП – лазерный пучок; Д1 и Д2 – плоские зеркала, расположенные под углом  $45^\circ$  к оптической оси; Л – корректирующая линза; З – центральная часть линзы Л с отражающим покрытием; ЗМ – зеркало Манжени; ОЧ – окулярная часть

Упрощению и удешевлению процесса изготовления оптических компонентов расширителя способствуют: 1) отсутствие асферических поверхностей; 2) радиусы кривизны для сферических поверхностей, выбранные из списка ГОСТ 1807–75 [7]; 3) оптические стекла линз, выбранные из каталога отечественного производителя.

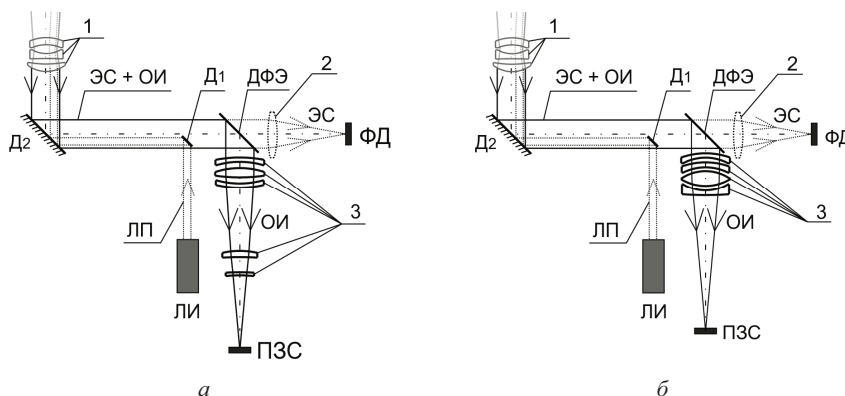


Рис. 2. Объектив камеры сопровождения, два варианта:

а – вариант № 1 с 5-линзовым фокусирующим блоком; б – вариант № 2 с 4-линзовым фокусирующим блоком (1 – окулярный трехлинзовый блок расширителя лазерного пучка (на рис. 1 обозначен ОЧ); 2 – фокусирующая линза для эхо-сигнала (ЭС); 3 – линзы фокусирующего блока оптического излучения (ОИ); ЛИ – лазерный излучатель; ЛП – лазерный пучок; Д1, Д2 – плоские зеркала;ДФЭ – диагональный фильтрующий элемент, прозрачный для ЭС; ФД – фотодетектор; ПЗС – прибор с зарядовой связью

### Библиографические ссылки

1. Козинцев В. И., Белов М. Л., Орлов В. М. Основы импульсной лазерной локации. М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2010. 571 с.
2. Лазерные приборы и методы измерения дальности / В. Б. Бокшанский, Д. А. Бондаренко, М. В. Вязовых и др. М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2012. 92 с.

3. Лазерная дальнометрия / Л. А. Аснис, В. П. Васильев, В. Б. Волконский и др. М. : Радио и связь, 1995. 256 с.

4. Прилепин М. Т. О новом способе вычисления рефракции с использованием дисперсии света. М. : Труды ЦНИИГАИК. 1957. Вып. 114. С. 127.

5. Degnan J. J. "Millimeter Accuracy Satellite Laser Ranging: A Review" // Contributions of Space Geodesy to Geodynamics: Technology, D. E. Smith and D. L.

Turcotte (Eds.), AGU Geodynamics Series. 1993. Vol. 25. P. 133–162.

6. Abshire J. B., Gardner C. S. Atmospheric Refractivity Corrections in Satellite Laser Ranging. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing. 1985. Vol. GE-23, No.4. P. 414–425

7. ГОСТ 1807–75 Радиусы сферических поверхностей оптических деталей. Ряды числовых значений. Введ. 01.01.1977. М. : Изд-во стандартов, 19 с.

#### References

1. Kozintsev V. I., Belov M. L., Orlov V. M. *Osnovy impul'snoy lazernoy lokatsii* [Bases of a laser location]. Moscow : MGTU publ., 2010, 571 p.

2. Bokshanskiy V. B., Bondarenko D. A., Vyazovyykh M. V. et al. *Lazernye pribory i metody izmereniya dal'nosti* [Laser devices and methods of measurement of range]. Moscow : MGTU publ., 2012. 92 p.

3. Asnis L. A., Vasil'ev V. P., Volkonskiy V. B. *Lazernaya dal'nometriya* [Laser distances measurement] Moscow : Radio i svyaz' publ., 1995. 256 p.

4. Prilepin M. T. [About a new method of calculating the refraction using a dispersion of light] // Trudy Tsnigaik. 1957. Vol. 114. P. 127–135 (In Russ.)

5. Degnan J. J. Millimeter Accuracy Satellite Laser Ranging: A Review // Contributions of Space Geodesy to Geodynamics: Technology, D. E. Smith and D. L. Turcotte (Eds.), AGU Geodynamics Series. 1993. Vol. 25. P. 133–162.

6. Abshire J. B., Gardner C. S. Atmospheric Refractivity Corrections in Satellite Laser Ranging // IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing. 1985. Vol. GE-23, № 4. P. 414 – 425.

7. GOST 1807–75. Radiusy sfericheskikh poverkhnostey opticheskikh detaley. Ryady chislovykh znacheniy [State Standard 1807–75 Radiuses of spherical surfaces of optical details. Ranks of numerical values]. Moscow, IPK Standartinform publ., 1989. 19 p.

© Владимирова В. М., Лапухин Е. Г., Границкий Л. В., 2016

УДК 538.915

### О ВОЗМОЖНОСТИ ПОЯВЛЕНИЯ МАГНИТНЫХ СОСТОЯНИЙ В СПЛАВЕ Ni51Ti49

А. К. Дроздова<sup>1\*</sup>, М. Н. Волочаев<sup>2</sup>, Л. И. Квеглис<sup>3</sup>, А. В. Нявро<sup>1</sup>, В. Н. Черепанов<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Национальный исследовательский Томский государственный университет  
Российская Федерация, 634050, г. Томск, просп. Ленина, 36

<sup>2</sup>Институт физики имени Л. В. Киренского СО РАН  
Российская Федерация, 660036, г. Красноярск, Академгородок, 50/38

<sup>3</sup>Сибирский федеральный университет  
Российская Федерация, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79

\*E-mail:anna\_drozdova709@mail.ru

*Приводятся теоретические расчеты плотности электронных состояний и магнитных моментов для кластеров Франка–Каспера сплава Ni51Ti49, позволяющие объяснить причину возникновения ненулевой намагниченности в сплаве при пластической деформации.*

*Ключевые слова: магнитные состояния, мартенситное превращение, кластерная модель, структуры Франка–Каспера, метод рассеянных волн.*

### THE POSSIBILITY OF MAGNETIC STATES OCCURRENCES IN Ni51Ti49 ALLOY

A. K. Drozdova<sup>1\*</sup>, M. N. Volochaev<sup>2</sup>, L. I. Kveglis<sup>3</sup>, A. V. Nyavro<sup>1</sup>, V. N. Cherepanov<sup>1</sup>

<sup>1</sup>National research Tomsk state university  
36, Lenina Av., Tomsk, 634050, Russian Federation

<sup>2</sup>Kirensky Institute of Physics SB RAS  
50/38, Akademgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russian Federation

<sup>3</sup>Siberian Federal University  
79, Svobodnyi Av., Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation

\*E-mail:anna\_drozdova709@mail.ru

*The paper describes the theoretical calculations of the electron states and magnetic moments density for the Frank–Kasper clusters of Ni51Ti49 alloy. These calculations allow to explain the cause of the non-zero magnetization in the alloy during plastic deformation.*

*Keyword: magnetic states, martensite transformation, cluster model, the Frank–Kasper structures, the scattered wave method.*

Сплав Ni–Ti интенсивно исследуется на протяжении последних десятилетий. Эффект памяти формы, обнаруженный в этом сплаве [1], привлек внимание многих исследователей. Уникальные свойства данно-

го сплава позволили использовать его в качестве конструкционного материала для создания приборов и устройств в разных областях науки и техники, в том числе в области машиностроения, авиастроения, при-

боростроения. Особенно важным является использование данного сплава в медицине [2; 3]. Благодаря накопленным знаниям область применения данного материала непрерывно расширяется.

Мартенситные превращения в данном сплаве можно описать на основе разных моделей, но наиболее адекватным, по нашему мнению, является кластерное моделирование [4]. Преимущество кластерной модели, по сравнению с зонной теорией, состоит в том, что она позволяет учитывать возможность перемещения атомов в процессе мартенситного превращения.

Последние исследования, проведенные нами [5], показали, что исследуемый материал может обладать магнитными свойствами. В связи с этим проведение теоретического обоснования возможности появления магнитных состояний в сплаве на основе кластерной модели является актуальной задачей.

В данной работе проведены теоретические расчеты плотности электронных состояний и магнитных моментов для кластеров сплава Ni<sub>51</sub>Ti<sub>49</sub> со структурой Франк–Каспера (ФК-12 и ФК-16), подвергнутого пластической деформации. Расчет электронных состояний проводился методом рассеянных волн (РВ) для электронов с разными проекциями спинов: «вверх» и «вниз». Полученные данные по магнитным моментам свидетельствуют об их возрастании при растяжении образцов. Высокая плотность состояний на уровне Ферми позволяет сделать вывод, что в данном сплаве могут реализоваться магнитные состояния.

#### Библиографические ссылки

1. Физико-механические свойства и структура сверхэластичных пористых сплавов на основе никелида титана / В. Э. Гюнтер, Ю. Ф. Ясенчук, А. А. Клопотов, В. Н. Ходоренко // Письма в ЖТФ. 2000. Т. 26, вып. 1. С. 71–76.
2. Гюнтер В. Э., Домбаев Г. Ц., Сысолятин П. Г. и др. Медицинские материалы и имплантаты с памятью формы. Томск : ТГУ, 1998. 486 с.

3. Функциональные композиционные материалы «биокерамика–никелид титана» для медицины / В. И. Итин, Н. А. Шевченко, Е. Н. Коростелева, А. А. Тухфатуллин, М. З. Миргазизов, В. Э. Гюнтер // Письма в ЖТФ. 1997. Т. 23, № 8. С. 1–6.

4. Kveglis L. I., Volochaev M. N., Dzhes A. V., Noskov F. M. Magnetic properties of plastically deformed nickel-titanium alloy // VI Euro-Asian Symposium "Trends in MAGnetism" (EASTMAG-2016): Abstracts. Krasnoyarsk, Kirensky Institute of Physics, Russian Academy of Sciences, Siberian Branch. P. 421.

5. Квеглис Л. И., Носков Ф. М., Волочаев М. Н., Джес А. В. Мартенситные превращения в никелиде титана через промежуточную фазу с ГЦК-решеткой // Физ. мезомех. 2016. Т. 19, № 2. С. 100–107.

#### References

1. Gunter V. E., Yasenchuk Y. F., Klopotov A. A., Khodorenko V. N. / Physical and mechanical properties and structure of the porous alloy superelastic TiNi // Technical Physics Letters. 2000. Vol 26, № 1. P. 71–76.
2. Gunter V. E., Dombaev G. T., Sysolyatin P. G. et al. Medical Materials and Implants with Shape Memory. Tomsk : TSU, 1998. 486 p.
3. Itin V. I., Shevchenko N. A., Korostelyova E. N., Tuhfatullin A. A., Mirgazizov M. Z., Gunter V. E. Functional composites "bioceramics titanium-nickel alloy" for medicine // Technical Physics Letters. 1997. Vol. 23, № 8. P. 1–6.
4. Kveglis L. I., Volochaev M. N., Dzhes A. V., Noskov F. M. Magnetic properties of plastically deformed nickel-titanium alloy // VI Euro-Asian Symposium "Trends in MAGnetism" (EASTMAG-2016): Abstracts. Krasnoyarsk, Kirensky Institute of Physics. P. 421.
5. Kveglis L. I., Noskov F. M., Volochaev M. N., Dzhes A. V. Martensite transformations in NiTi through an intermediate phase with fcc // Def. mezhom. 2016. Vol. 19, № 2. P. 100–107.

© Дроздова А. К., Волочаев М. Н., Квеглис Л. И., Нявро А. В., Черепанов В. Н., 2016

УДК 54-165.2

### ДИЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА КАТИОН-ЗАМЕЩЕННЫХ СЕЛЕНИДОВ МАРГАНЦА

А. М. Живулько<sup>1,2</sup>, С. С. Аплеснин<sup>2</sup>, М. Н. Ситников<sup>2</sup>, К. И. Янушкевич<sup>1</sup>

<sup>1</sup>ГНПО «Научно-практический центр НАН Беларуси по материаловедению»  
Беларусь, 220072, г. Минск, ул. П. Бровки, 19

<sup>2</sup>Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: alyona\_panasevich@mail.ru

*Синтезированы твердые растворы  $Mn_{1-x}Gd_xSe$  ( $0 \leq x \leq 0,7$ ) с ГЦК элементарной ячейкой типа NaCl пространственной группы  $Fm\bar{3}m$  и антиферромагнитным упорядочением магнитных моментов ионов марганца. Измерена диэлектрическая проницаемость в интервале частот 1–1 000 кГц без магнитного поля и в магнитном поле при температурах  $100 \leq T \leq 500$  К. Обнаружено уменьшение диэлектрической проницаемости в магнитном поле в области низких температур.*

*Ключевые слова:* диэлектрические свойства, магнетность, тангенс угла диэлектрических потерь.

## DIELECTRIC PROPERTIES OF CATION – SUBSTITUTED MANGANESE SELENIDES

A. M. Zhivulko<sup>1,2</sup>, S. S. Aplesnin<sup>2</sup>, M. N. Sitnikov<sup>2</sup>, K. I. Yanushkevich<sup>1</sup><sup>1</sup>Scientific-Practical Materials Research Centre NAS of Belarus

19, P. Brovki Street, Minsk, 220072, Belarus

<sup>2</sup>Reshetnev Siberian State Aerospace University

31, Krasnoyarsky Rabochoy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation

E-mail: alyona\_panasevich@mail.ru

*The researchers synthesize  $Mn_{1-x}Gd_xSe$  ( $0 \leq x \leq 0,7$ ) solid solutions with FCC unit cell lattice of NaCl type, space group  $Fm\bar{3}m$  and with antiferromagnetic ordering of manganese ions magnetic moments. The dielectric permeability in the range of frequencies 1-1000 кГц and in the temperature range of  $100 \leq T \leq 500$  K are measured. The dielectric permeability decreasing in magnetic field is established at low temperatures.*

*Keywords: dielectric properties, magnetocapacitance, dielectric loss angle tangent.*

**Введение.** При изучении температурных зависимостей электрического сопротивления и термоЭДС твердых растворов  $Mn_{1-x}Gd_xSe$  концентраций  $x = 0,05$ ;  $x = 0,1$ ;  $x = 0,15$  и соединения  $GdSe$  установлено, что в интервале температур  $\sim 80-900$  К составы  $Mn_{0,95}Gd_{0,05}Se$ ,  $Mn_{0,9}Gd_{0,1}Se$ ,  $Mn_{0,85}Gd_{0,15}Se$  проявляют свойства полупроводников, обладают проводимостью  $p$ -типа. Электрическая проводимость соединения  $GdSe$  в интервале температур в указанном диапазоне температур является металлической. В твердых растворах  $Mn_{1-x}Gd_xSe$  соединение  $GdSe$  выступает в качестве донорной примеси проводимости  $n$ -типа. Это наглядно проявилось как на температурных зависимостях  $\ln\sigma = f(T)$ , так и на температурных зависимостях коэффициента термоЭДС  $\alpha = f(T)$ . Анализ основных причин, создающих условия для участия  $3d$ -электронов катионов замещения  $Gd^{+2}$  в  $Mn_{1-x}Gd_xSe$  и  $Mn_{1-x}Gd_xS$  в проводимости  $n$ -типа, приведен в работе [1]. Сопоставляя результаты выполненных исследований электрических свойств системы  $Mn_{1-x}Gd_xSe$  с таковыми для  $Mn_{1-x}Gd_xS$  [1], можно сделать вывод о том, что в селениде марганца замещение ионов марганца на гадолиний приводит к меньшим изменениям соответствующих электрических характеристик, чем в сульфиде марганца. В твердых растворах  $Mn_{1-x}Gd_xSe$  имеет место наличие магнитного упорядочения. В связи с этим несомненный интерес представляет изучение изменения емкости и тангенса угла диэлектрических потерь в зависимости от индукции магнитного поля, состава в области температур существования магнитного упорядочения. Все это определило цель настоящей работы: изучение особенностей диэлектрических характеристик составов системы  $Mn_{1-x}Gd_xSe$  в широком диапазоне температур.

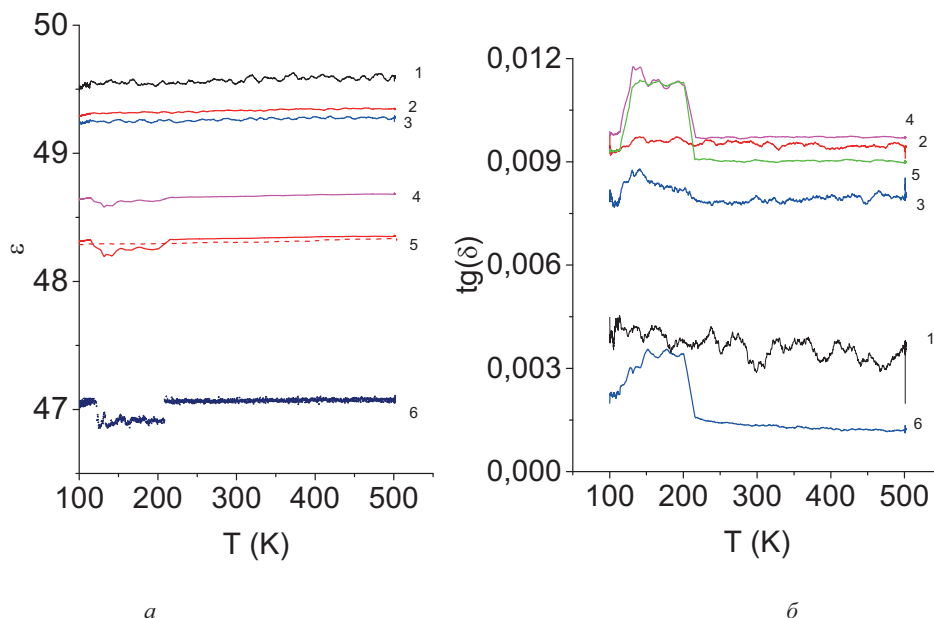
**Условия синтеза и эксперимента.** Образцы твердых растворов  $Mn_{1-x}Gd_xSe$  с шагом по концентрации  $x = 0,1$  синтезированы методом твердофазных реакций. Необходимые количества порошков марганца, селена, гадолиния тщательно перемешивались и загружались в кварцевые ампулы с последующим вакуумированием до  $10^{-2}$  Па. Поскольку селен легкоплавкий и имеет температуру кипения 950 К, выше которой резко возрастает давление паров, то во избежание взрыва ампул использован ступенчатый режим

синтеза. Первые 24 часа спекание шихты происходило при температуре до  $\sim 720$  К. Последующие 70 часов температура ампул выдерживались на уровне  $\sim 970$  К. Далее температура поднималась до 1 370 К, и после двухчасовой выдержки следовала закалка в воде комнатной температуры. Продукты первичного синтеза представляли собой пористые и рыхлые спеки. После тщательного измельчения методом холодного прессования из полученных порошков изготавливались таблетки для отжига. Гомогенизирующий отжиг осуществлен при температуре 1 120 К. Далее температура поднималась до 1 370 К, и после двухчасовой выдержки следовала закалка в воде. При таких условиях синтезированы однородные прочные слитки серовато-серебристого цвета составов системы  $Mn_{1-x}Gd_xSe$ . Результаты рентгеноструктурных исследований в  $Cu K_\alpha$ -излучении показали наличие в интервале концентраций  $0 \leq x \leq 0,7$  твердых растворов с кубической структурой пространственной группы  $S.G.:Fm\bar{3}m$  [2].

Емкость и тангенс угла диэлектрических потерь твердых растворов  $Mn_{1-x}Gd_xSe$  измерены на анализаторе компонентов АМ-3028. Температурные зависимости диэлектрической проницаемости  $\epsilon(T)$ , тангенса диэлектрических потерь синтезированных составов приведены на рисунке в интервале температур 100–500 К в магнитных полях с индукцией  $B = 0$  и  $B = 0,8$  Тесла.

**Результаты эксперимента и обсуждение.** Диэлектрическая проницаемость твердых растворов слабо зависит от частоты и от температуры. Небольшое уменьшение проницаемости в интервале температур 115–214 К найдено на частотах выше 10 кГц в магнитном поле. Диэлектрические потери также возрастают в магнитном поле в этом интервале температур.

Результаты изучения диэлектрических характеристик твердых растворов  $Mn_{1-x}Gd_xSe$  в нулевом магнитном поле и поле с индукцией  $B = 0,8$  Тесла находятся в корреляции с результатами изучения температурных зависимостей электропроводности (в магнитном поле, без поля). Так, электросопротивление уменьшается в магнитном поле ниже температуры 200 К. Диэлектрическая проницаемость не описывается формулой Дебая, и потери не имеют электронного вклада от проводимости  $\text{Im}(\epsilon) = \sigma/\epsilon_0\omega$ .



Зависимость диэлектрической проницаемости (а) и тангенса угла диэлектрических потерь (б) твердого раствора  $Mn_{1-x}Gd_xSe$  для  $x = 0,1$  и частот  $\omega = 1$  кГц (1), 5 кГц (2), 10 кГц (3), 50 кГц (4), 100 кГц (5), 300 кГц (6) в магнитном поле  $H = 8$  кЭ и без поля (пунктир) от температуры

Так, при изменении частоты на два порядка меньшая часть диэлектрической проницаемости уменьшается в пять раз.

Возможной причиной уменьшения проницаемости и сопротивления ниже 200 К является образование нанобластей с деформируемой кубической решеткой и с ферромагнитным порядком ниже 200 К.

Нанобласти обладают локальной поляризацией в результате топологии кластера. В магнитном поле меняется направление магнитного момента и, соответственно, величина локального электрического поля [3–5].

Итак, в твердых растворах  $Mn_{1-x}Gd_xSe$  диэлектрическая проницаемость практически не зависит от частоты. В магнитном поле ниже 200 К наблюдаются уменьшение проницаемости и рост диэлектрических потерь.

#### Библиографические ссылки

1. Кристаллическая структура и электрические свойства  $Gd_xMn_{1-x}S$  и  $Ti_xMn_{1-x}Se$  / А. И. Галяс, О. Ф. Демиденко, Г. И. Маковецкий и др. // ФТТ. 2010. Т. 52, вып. 4. С. 639–642.
2. Card 73-1741, 88-2344, 65-1019, 65-2921 PCPDFWIN. 1998. Vol. 2, JCPDS.
3. Чечерников В. И. Магнитные измерения. М. : Изд-во МГУ, 1969. 387 с.

4. Янушкевич К. И. Методика выполнения измерений намагниченности и магнитной восприимчивости. Минск, 2009. С. 19.

5. Aplesnin S., Panasevich A., Galyas A., Demidenko O., Makovetskii G., Yanushkevich K. I. [Magnetic properties of  $Mn_{1-x}Gd_xSe$  solid solutions]. *The European Conference Physics of Magnetism*, 2014. p. 122.

#### References

1. Galyas A. I., Demidenko O. F., Makovetskiy G. I. [et all]. *Kristallicheskaya struktura i elektricheskiye svoystva  $Gd_xMn_{1-x}S$  i  $Ti_xMn_{1-x}Se$*  [ФТТ]. 2010. Vol. 52. №. 4. P. 639–642. (In Russ.)
2. Card 73-1741, 88-2344, 65-1019, 65-2921 PCPDFWIN, Vol. 2, JCPDS 1998.
3. Chechernikov V. I. *Magnitnyye izmereniya*. MGU Publ. Moskau. 1969. 387 p.
4. Yanushkevich K. I. *Metodika vypolneniya izmereniy namagnichennosti i magnitnoy vospriimchivosti*. Minsk. 2009. 19 p.
5. Aplesnin S., Panasevich A., Galyas A., Demidenko O., Makovetskii G., Yanushkevich K. I. [Magnetic properties of  $Mn_{1-x}Gd_xSe$  solid solutions]. *The European Conference Physics of Magnetism*, 2014. P. 122.

© Живулько А. М., Аплеснин С. С., Ситников М. Н., Янушкевич К. И., 2016

## ПЕРСПЕКТИВЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ НИТРИДА ТИТАНА ДЛЯ ПЛАЗМОННЫХ ВОЛНОВОДОВ

В. И. Закомирный<sup>1,\*</sup>, И. Л. Рассказов<sup>1</sup>, А. Е. Ершов<sup>1,2</sup>, С. В. Карпов<sup>1,3,4</sup>, С. П. Полюттов<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Сибирский федеральный университет

Российская Федерация, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79

<sup>2</sup>Институт вычислительного моделирования СО РАН

Российская Федерация, 660036, г. Красноярск, Академгородок, 50/44

<sup>3</sup>Институт физики имени Л. В. Киренского СО РАН

Российская Федерация, 660036, г. Красноярск, Академгородок, 50/38

<sup>4</sup>Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева

Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

E-mail: \*vi.zakomirnyi@gmail.com

*Исследованы возможности применения нитрида титана (TiN) как альтернативного материала для передачи поверхностных плазмон-поляритонов в упорядоченных структурах из наночастиц. Полученные данные о дисперсионных характеристиках открывают перспективы для использования массивов из TiN наночастиц в качестве элементов оптических интегральных микросхем нового поколения.*

*Ключевые слова: наночастица, нитрид титана, поверхностный плазмон-поляритон, плазмонный волновод.*

## PERSPECTIVES OF USING THE TITANIUM NITRIDE FOR PLASMONIC WAVEGUIDES

V. I. Zakomirnyi<sup>1,\*</sup>, I. L. Rasskazov<sup>1</sup>, A. E. Ershov<sup>1,2</sup>, S. V. Karpov<sup>1,3,4</sup>, S. P. Polyutov<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Siberian Federal University

79, Svobodnyi Av., Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation

<sup>2</sup>Institute of Computational Modeling SB RAS

50/44, Akademgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russian Federation

<sup>3</sup>Kirensky Institute of Physics SB RAS

50/38, Akademgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russian Federation

<sup>4</sup>Reshetnev Siberian State Aerospace University

31, Krasnoyarsky Rabochoy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation

E-mail: \*vi.zakomirnyi@gmail.com

*The paper proposes the possibility of using titanium nitride (TiN) as an alternative material for the transmission of surface plasmon polaritons in ordered structures of nanoparticles. The data on the dispersion characteristics obtained provide an opportunity of utilizing such structures in optical integral circuits of new generation.*

*Keywords: nanoparticles, titanium nitride, surface plasmon-polariton, plasmon waveguide.*

**Введение.** В настоящее время весьма актуальным является исследование оптических свойств периодических структур из наночастиц, обладающих поверхностным плазмонным резонансом [1], в связи с возможностью использования этих объектов в качестве функциональных элементов оптических микросхем нового поколения. Применение таких микросхем является перспективным во многих областях науки и техники, в том числе и в ракетно-космической области.

Наиболее распространенными плазмонными материалами являются благородные металлы, прежде всего серебро (Ag) и золото (Au). В литературе также приводятся результаты поисков альтернативных плазмонных материалов [2]. В настоящее время нитрид титана (TiN) находит всё большее применение в области плазмоники [3]. Это связано с простотой синтеза TiN наночастиц, а также с его высокой термической и химической стабильностью [4]. Так, например, температура плавления нитрида титана в три

раза превышает температуру плавления золота и серебра [4].

Таким образом, исследование оптических свойств различных периодических структур, состоящих из TiN наночастиц, представляет повышенный интерес с точки зрения поиска новых областей применения плазмонных наночастиц, а также развития уже существующих приложений.

**Модель.** Существенная часть теоретических работ, посвященных исследованию волноводных свойств оптических плазмонных волноводов, основана на использовании дипольного приближения [5].

Система дипольных уравнений, описывающая электромагнитное взаимодействие между наночастицами и внешним полем, будет выглядеть следующим образом:

$$\frac{1}{\alpha} \mathbf{d}_n - \sum_{m \neq n}^N \hat{G}_{nm} \mathbf{d}_m = \mathbf{E}_n^{\text{ext}}. \quad (1)$$

Для расчета дисперсионных характеристик оптического плазмонного волновода (ОПВ) воспользуемся методом спектрального разложения, впервые предложенным в работе [6].

Для уравнения (1) в соответствии с теоремой Блоха можно записать  $\mathbf{d}_n = \mathbf{d} \exp(iqn h)$  и  $\mathbf{E}_n^{\text{ext}} = \mathbf{E}^{\text{ext}} \exp(iqn h)$ , где  $q$  – собственный вектор моды Блоха. С учетом вышесказанного уравнение (1) примет следующий вид:

$$\left[ \frac{1}{\alpha} \hat{I} - \sum_{n=-\infty}^{\infty} \hat{G}_{nm} e^{iqnh} \right] \mathbf{d} = \mathbf{E}^{\text{ext}}. \quad (2)$$

Существенным преимуществом метода спектрального разложения является одновременное вычисление как собственных мод ОПВ, так и их добротности.

Таким образом, построение величины  $\text{Im}[\tilde{\alpha}] = F(\omega, q)$  как графика функции двух переменных дает полную картину о дисперсионных характеристиках ОПВ, что, вообще говоря, невозможно при использовании других методов, рассматриваемых в литературе [7].

**Результаты.** Перейдем к дисперсионным свойствам линейных ОПВ. Для этого изобразим значения  $\log[\text{Im}(\tilde{\alpha})]$  как функцию частоты  $\omega$  и собственного волнового вектора  $q$ . При этом чем выше значение  $\log[\text{Im}(\tilde{\alpha})]$ , тем выше добротность собственной моды ОПВ.

В случае ОПВ из сферических наночастиц наиболее эффективно распространяются моды, возбуждаемые на частотах  $\omega \approx 3-3,5$  рад/фсек, как для про-

дольной, так и для поперечной поляризации. При этом если выделить область наилучшей добротности, то она имеет малый наклон, что соответствует крайне медленному распространению ППП.

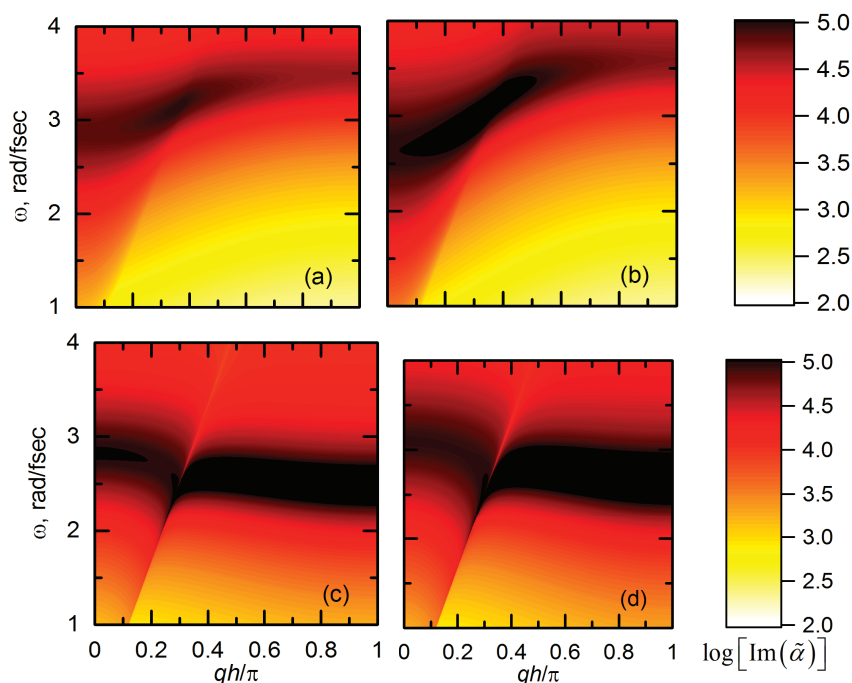
Таким образом, становится очевидным, что ППП в ОПВ из сферических TiN наночастиц будет распространяться не только с малой групповой скоростью, но и с большими потерями на поглощение, что в свою очередь хорошо согласуется с данными, полученными для ОПВ из Ag наносфер [7].

Ранее в работе [7] была продемонстрирована возможность увеличения добротности собственных мод, а также групповой скорости распространения ППП при замене в ОПВ сферических частиц на сфероидальные.

На рисунке изображены дисперсионные характеристики ОПВ, состоящих из вытянутых и сплюснутых TiN сфероидов с соотношением полуосей  $b/a = 0,6$ .

Видно, что в случае продольной поляризации общий вид дисперсионных характеристик слабо отличается от ОПВ из сферических наночастиц, однако добротность мод, расположенных вблизи световой линии  $\omega = q/c$ , существенно возрастает.

В случае же поперечной поляризации (направленной вдоль большей оси сфероидов, коллинеарно оси  $Y$ ), максимальные значения  $\log[\text{Im}(\tilde{\alpha})]$  существенно возрастают. Помимо этого, область наибольших значений  $\log[\text{Im}(\tilde{\alpha})]$  смещается в область частот  $\omega \approx 2-3$  рад/фсек.



Дисперсионные характеристики линейных ОПВ из вытянутых (a, c) и сплюснутых (b, d) TiN сфероидов с соотношением полуосей  $b/a = 0,6$  для различных поляризаций собственных мод: a, b – продольная поляризация (вдоль оси  $X$ ); c, d – поперечная поляризация (вдоль оси  $Y$ ). ОПВ расположены в кварце с  $\epsilon_n = 2,25$



Таким образом, линейные ОПВ из TiN наночастиц с различной степенью несферичности обладают широкой перестраиваемой полосой пропускания, что позволяет данным волноводам функционировать в различных диапазонах длин волн: от видимого ( $\approx 400-750$  нм) до телекоммуникационного ( $\approx 1260-1625$  нм).

Данная особенность в первую очередь открывает возможности использования ОПВ из TiN наночастиц в качестве перспективных совместимых компонентов гибридных КМОП (комплементарная структура металл-оксид-полупроводник) – фотонных микросхем.

**Заключение.** Оптические плазмонные волноводы из TiN наночастиц с различной степенью несферичности являются пригодными для передачи пространственно-модулированного возбуждения в виде поверхностных плазмон-поляритонов. При этом эффективность распространения оптического сигнала в таких волноводах незначительно отличается от цепочек наночастиц из Ag или Au.

Уникальные плазмонно-резонансные свойства TiN наночастиц позволяют перестраивать полосу пропускания оптического плазмонного волновода в широком диапазоне (от видимого диапазона спектра до телекоммуникационных длин волн), что вообще говоря, является недостижимым при использовании классических материалов плазмоники.

## References

1. Stockman M. I. Nanoplasmonics: past, present, and glimpse into the future // *Opt. Express*. 2011. Vol. 19. P. 22029.
2. Boltasseva A., Atwater H. A. Low-loss plasmonic metamaterials // *Science*. 2011. Vol. 331 (6015). P. 290–291.
3. Fully cmos compatible titanium nitride nanoantennas / J. A. Briggs, G. V. Naik, T. A. Petach, B. K. Baum, D. Goldhaber-Gordon, J. A. Dionne. *Appl. Phys. Lett.*, 2016. Vol. 108 (5). 051110.
4. Local heating with lithographically fabricated plasmonic titanium nitride nanoparticles / U. Guler, J. C. Ndukaife, G. V. Naik, A. G. A. Nnanna, A. V. Kildishev, V. M. Shalaev, A. Boltasseva *Nano Letters*. 2013. Vol. 13 (12). P. 6078–6083.
5. Feng-Qi Y., Chun-Ping Z., Guang-Yin Z. Transmission spectrum of a system composed of one-dimensional chains of small metallic spheres, *Phys. Rev. B*. 1990. Vol. 42 (17). P. 11003–11007.
6. Fung K. H., Chan C. T. Plasmonic modes in periodic metal nanoparticle chains: a direct dynamic eigenmode analysis, *Opt. Lett.*, 2007. Vol. 32 (8). P. 973–975.
7. Rasskazov I. L., Karpov S. V., Markel V. A. Waveguiding properties of short linear chains of nonspherical metal nanoparticles, *J. Opt. Soc. Am. B*, 2014. Vol. 31 (12). P. 2981–2989.

© Закомирный В. И., Рассказов И. Л., Ершов А. Е., Карпов С. В., Полюттов С. П., 2016

УДК 543.428

## СПЕКТРОСКОПИЯ ПОТЕРЬ ЭНЕРГИИ ОТРАЖЕННЫХ ЭЛЕКТРОНОВ В СТРУКТУРАХ НА ОСНОВЕ КРЕМНИЯ И ПЕРЕХОДНЫХ МЕТАЛЛОВ

А. Ю. Игуменов<sup>1\*</sup>, А. С. Паршин<sup>1</sup>, Ю. Л. Михлин<sup>2</sup>, О. П. Пчеляков<sup>1,3</sup>, В. С. Жигалов<sup>1,4</sup>

<sup>1</sup>Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

<sup>2</sup>Институт химии и химической технологии СО РАН

Российская Федерация, 660036, г. Красноярск, Академгородок, 50/24

<sup>3</sup>Институт физики полупроводников имени А. В. Ржанова СО РАН  
Российская Федерация, 630090, г. Новосибирск, просп. Академика Лаврентьева, 13

<sup>4</sup>Институт физики имени Л. В. Киренского СО РАН

Российская Федерация, 660036, г. Красноярск, Академгородок, 50/38

\*E-mail: igumenovau@mail.ru

*Структуры на основе кремния и переходных металлов перспективны для создания устройств наноэлектроники, нанофотоники и спинтроники, имеющих значение для развития ракетно-космической отрасли. В данной работе проведено исследование структур на основе Si, Fe, Mn методами спектроскопии характеристических потерь и сечения неупругого рассеяния электронов с применением авторской методики аппроксимации последних Лоренцевоподобными пиками Тоугаарда.*

*Ключевые слова: структуры металл–полупроводник, полупроводники, металлы, силициды железа, спектроскопия сечения неупругого рассеяния электронов, спектроскопия характеристических потерь энергии электронов.*

## REFLECTION OF ELECTRON ENERGY LOSS SPECTROSCOPY IN STRUCTURES BASED ON SILICON AND TRANSITION METALS

A. Yu. Igumenov<sup>1</sup>, A. S. Parshin<sup>1</sup>, Yu. L. Mikhlin<sup>2</sup>, O. P. Pchelyakov<sup>1,3</sup>, V. S. Zhigalov<sup>1,4</sup><sup>1</sup>Reshetnev Siberian State Aerospace University

31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation

<sup>2</sup>Institute of Chemistry and Chemical Technologies SB RAS

50/24, Akademgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russian Federation

<sup>3</sup>Rzhanov Institute of Semiconductor Physics SB RAS

13, Academician Lavrentjev Av., Novosibirsk, 630090, Russian Federation

<sup>4</sup>Kirensky Institute of Physics SB RAS

50/38, Akademgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russian Federation

\*E-mail: igumenovau@mail.ru

*Structures based on silicon and transition metals promise the creation of nanoelectronic, nanophotonics and spintronics devices, relevant to the development of the space industry. In this paper, the investigation of structures based on Si, Fe, Mn is carried out using methods of electron energy loss and inelastic electron scattering cross section with approximating of these spectra with the Lorentzian-type Tougaard peaks is performed.*

*Keywords: metal-semiconductor structures, semiconductors, metals, iron silicides, inelastic electron scattering cross-section, electron energy loss spectroscopy.*

Для успешного создания устройств нанoeлектроники, нанофотоники и спинтроники необходимо соблюдение ряда требований как к методам синтеза структур на основе кремния и переходных металлов, так и к методам их анализа.

Для исследования таких структур наибольшее распространение получили методы электронной спектроскопии, такие как Оже-электронная спектроскопия (ОЭС), рентгеновская фотоэлектронная спектроскопия (РФЭС) и спектроскопия характеристических потерь энергии электронов (СХПЭЭ). Однако в некоторых случаях традиционные методы электронной спектроскопии не дают достоверной информации относительно состава синтезируемых материалов. Ярким примером тому служит система Fe-Si, при синтезе которой образуется ряд силицидов, практически неразличимых на электронных спектрах [1].

В данной работе исследованы элементарные Si, Fe, Mn и силициды составов FeSi<sub>2</sub>, FeSi, Fe<sub>5</sub>Si<sub>3</sub>. Экспериментальные спектры получены на сверхвысоковакуумном фотоэлектронном спектрометре SPECS (Германия) при энергиях первичных электронов 300, 600, 1 200, 1 900, 3 000 эВ.

Проведен детальный анализ спектров ХПЭЭ и сечения неупругого рассеяния электронов этих материалов. Спектры сечения неупругого рассеяния электронов (Кл-спектры [2]) представляют собой произведения средней длины неупругого пробега электронов  $\lambda$  и дифференциального сечения неупругого рассеяния  $K(E_0, E_0 - E)$ , где  $E_0$  и  $E$  – соответственно энергии первичных и отраженных электронов,  $T = E_0 - E$  – потери энергии электронов. Спектры сечения неупругого рассеяния электронов получены из экспериментальных спектров потерь энергии отраженных электронов с помощью программного пакета QUASES™ XS REELS [3] согласно алгоритму [2].

Для всех исследованных материалов энергии пиков в СХПЭЭ практически не зависят от энергии пер-

вичных электронов, в то время как в Кл-спектрах энергия основного максимума увеличивается с ростом энергии первичных электронов. Это объясняется тем, что с увеличением энергии первичных электронов возрастает глубина выхода отраженных электронов и соответственно увеличиваются интенсивности объемноподобных возбуждений и уменьшаются интенсивности поверхностноподобных. Таким образом, спектры сечения неупругого рассеяния электронов более чувствительны к изменению глубины выхода отраженных электронов, и поскольку интенсивность потерь в этих спектрах определяется в абсолютных единицах, они лучше подходят для количественной оценки вкладов различных процессов потерь энергии электронов.

Для исследования тонкой структуры Кл-спектров применен авторский подход разложения их на Лоренцевоподобные трехпараметрические функции Тоугарда [4–8]. По тенденции зависимостей амплитуд подгочных пиков от энергии первичных электронов выявлены объемноподобные и поверхностноподобные возбуждения: при увеличении энергии первичных электронов амплитуды поверхностноподобных пиков монотонно уменьшаются, а объемноподобных – возрастают.

Установлена возможность идентификации силицидов железа FeSi<sub>2</sub>, FeSi, Fe<sub>5</sub>Si<sub>3</sub> по амплитуде подгочного пика, соответствующего потерям энергии на возбуждение объемного плазмона.

## Библиографические ссылки

1. Dependence of core-level XPS spectra on iron silicide phase / N. Ohtsu, M. Oku, K. Satoh, K. Wagatsuma, // Applied Surface Science. 2013. Vol. 264. P. 219–224.
2. Tougaard S. Differential inelastic electron scattering cross sections from experimental reflection electron-energy-loss spectra: Application to background

removal in electron spectroscopy // Phys. Rev. B. 1987. Vol. 35 (13). P. 6570–6577.

3. QUASES – Software packages to characterize surface nano-structures by analysis of electron spectra. [Электронный ресурс]. URL: [http:// www.quases.com](http://www.quases.com) (дата обращения: 01.09.2016).

4. Расчет вероятности генерации поверхностных возбуждений электронами, отраженными от поверхности Si / А. Ю. Игуменов, А. С. Паршин, Ю. Л. Михлин и др. // Вестник СибГАУ. 2014. Т. 56 (4). С. 230–235.

5. Тонкая структура спектров сечения неупругого рассеяния электронов и поверхностный параметр Si / А. С. Паршин, А. Ю. Игуменов, Ю. Л. Михлин и др. // Физика и техника полупроводников. 2015. Т. 49 (4). С. 435–439.

6. Сравнительный анализ спектров характеристических потерь энергии электронов и спектров сечения неупругого рассеяния в Fe / А. С. Паршин, А. Ю. Игуменов, Ю. Л. Михлин и др. // Физика твердого тела. 2016. Т. 58 (5). С. 881–887.

7. Исследование дисилицида железа методами электронной спектроскопии / А. С. Паршин, А. Ю. Игуменов, Ю. Л. Михлин и др. // Журнал технической физики. 2016. Т. 86 (9). С. 136–140.

8. Fine structure of inelastic electron scattering cross-section spectra for Mn / А. S. Parshin, А. Yu. Igumenov et al. // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, 2016. Т. 122. P. 012025, 1–7.

#### References

1. Dependence of core-level XPS spectra on iron silicide phase / N. Ohtsu, M. Oku, K. Satoh, K. Wagatsuma, // Applied Surface Science. 2013. Vol. 264. P. 219–224.

2. Tougaard S. Differential inelastic electron scattering cross sections from experimental reflection electron-energy-loss spectra: Application to background removal in electron spectroscopy // Phys.Rev. B. 1987. Vol. 35 (13). P. 6570–6577.

3. QUASES – Software packages to characterize surface nano-structures by analysis of electron spectra. [Электронный ресурс]. URL: [http:// www.quases.com](http://www.quases.com) (дата обращения: 01.09.2016).

4. Measurement of the surface excitation probability of electrons reflected from si surface / А. Yu. Igumenov, А. S. Parshin, Yu. L. Mikhlin et al. // Vestnik SibGAU, 2014. Vol. 56(4). P. 230–235.

5. On the Fine Structure of Spectra of the Inelastic-Electron-Scattering Cross Section and the Si Surface Parameter / А. S. Parshin, А. Yu. Igumenov, Yu. L. Mikhlin et al. // Semiconductors. 2015. Vol. 49 (4). P. 423–427.

6. Comparative Analysis of the Characteristic Electron Energy-Loss Spectra and Inelastic Scattering Cross-Section Spectra in Fe / А. S. Parshin, А. Yu. Igumenov, Yu. L. Mikhlin et al. // Physics of the Solid State. 2016. Vol. 58 (5). P. 908–914.

7. Electron Spectroscopy of Iron Disilicide / А. S. Parshin, А. Yu. Igumenov, Yu. L. Mikhlin et al. // Technical Physic. 2016. Vol. 61 (9). P. 1418–1422.

8. Fine structure of inelastic electron scattering cross-section spectra for Mn / А. S. Parshin, А. Yu. Igumenov, Yu. L. Mikhlin et al. // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2016. Vol. 122. P. 012025, 1–7.

© Игуменов А. Ю., Паршин А. С., Михлин Ю. Л., Пчеляков О. П., Жигалов В. С., 2016

УДК 669.713.7

### ЗАКОНОМЕРНОСТИ ОБРАЗОВАНИЯ СКОПЛЕНИЙ МЕЖДОУЗЕЛЬНЫХ АТОМОВ И ВАКАНСИЙ В ОБЛУЧЕННОМ CdTe

А. В. Мозжерин<sup>1,2</sup>, Н. Н. Паклин<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

<sup>2</sup>Сибирский федеральный университет  
Российская Федерация, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79  
E-mail: amozzherin@sfu-kras.ru

*Теллурид кадмия (CdTe) перспективный материал для космической техники. Он применяется для создания солнечных батарей, детекторов ионизирующего излучения, фотоприемников. В ближайшей перспективе, при развитии солнечной энергетики в космической технике, он будет крайне необходим ввиду его особенных свойств. Однако при работе в открытом космосе, данный материал склонен к деградации из-за эволюции дефектной сети.*

*Ключевые слова: кадмий теллур, полупроводниковые материалы, облучение электронами.*

**REGULARITIES OF THE INTERSTITIAL ATOMS AND VACANCY CLUSTER FORMATION IN IRRADIATED CdTe**

A. V. Mozzherin<sup>1,2</sup>, N. N. Paklin<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochoy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation

<sup>2</sup>Siberian Federal University  
79, Svobodnyi Av., Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation  
E-mail: amozzherin@sfsu-kras.ru

*Cadmium telluride (CdTe) is a perspective material for space applications. It is used to create solar cells, ionizing radiation detectors, photodetectors. In the short term, the development of solar energy in space technology, it is extremely necessary, in view of its special properties. However, when operating in the open space, the material is prone to degradation due to defective network evolution.*

*Keywords: cadmium telluride, semiconductor materials, electron irradiation.*

При облучении приборов микроэлектроники в космосе в них образуется большое количество точечных дефектов – вакансий и междоузельных атомов, которые в результате диффузии могут образовывать скопления в виде дислокационных петель и пор. Это негативно сказывается на работе приборов и может приводить к деградации работы приборов и устройств. Поэтому моделирование скоплений точечных дефектов при облучении полупроводников и полупроводниковых приборов является актуальным.

Теллурид кадмия – материал чувствительный к подобным воздействиям из-за невысокого значения энергии дефекта упаковки (ЭДУ) ( $\approx 11 \pm 2$  мДж/м<sup>2</sup>). Облучение материала в просвечивающем электронном микроскопе вызывает аналогичную эволюцию дефектов [1; 2], как и космическое излучение. На основании этого нами было проделано моделирование процессов формирования дефектов в CdTe при электронном облучении.

Известно, что в CdTe, так же как и в CdS и CdZnS, образуется большое число структурных дефектов [3]. При облучении электронами в CdTe наблюдаются скопления междоузельных атомов, вакансий и пор, поэтому модель доработана с учетом образования вакансионных скоплений

$$\begin{cases} \frac{dc_I}{dt} = G - Kc_Ic_V - 2K_{1I}c_I^2 - K_{1I} \frac{2\pi r_I}{b} c_Ic_{bl} - K_{SI}c_Ic_S, \\ \frac{dc_V}{dt} = G - Kc_Ic_V - 2K_{1V}c_V^2 - K_{1V} \frac{4\pi r_V^2}{b^2} c_Vc_{bV} - K_{SV}c_Vc_S, \\ \frac{dc_{bl}}{dt} = K_{1I}c_I^2, \\ \frac{dc_{bV}}{dt} = K_{1V}c_V^2, \\ \frac{dr_I}{dt} = K_{1I}c_Ib, \\ \frac{dr_V}{dt} = K_{1V}c_Vb. \end{cases}$$

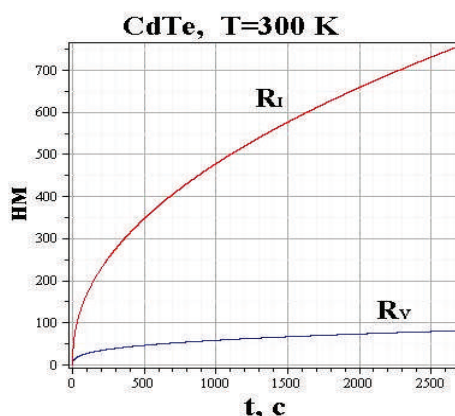
Здесь: генерация пар Френкеля ( $I$  и  $V$ ), со скоростью генерации –  $G = \sigma j$  ( $\sigma$  – поперечное сечение;  $j$  – плотность потока электроном);  $K_i = \nu \exp(-E_i/kT)$  – константа реакции;  $\nu$  – частота колебания атомов;

$k$  – постоянная Больцмана;  $T$  – температура;  $E_i$  – энергия активации процесса;  $c_s$  – концентрация «стоков» на поверхности;  $2\pi r_I/b$  и  $4\pi r_V^2/b^2$  – количество мест присоединения точечных дефектов (ГД) по периметру петли и на поверхности поры соответственно;  $b$  – параметр порядка величины межатомного расстояния (вектор Бюргерса).

Решая полученную систему уравнений (численные значения параметров приводятся в [1]), получаем  $K \sim 10^{-30}$ ,  $K_I \sim 10^{-63}$ ,  $K_V \sim 10^{-72}$ ,  $D_I \sim 4 \cdot 10^{-42}$ ,  $D_V \sim 4 \cdot 10^{-87}$ .

На рисунке показано изменение размеров междоузельных дислокационных петель ( $R_I$ ) и пор ( $R_V$ ) с течением времени облучения электронами.

В работе также обсуждается воздействие температуры образца при воздействии на него электронного пучка и вклад в энергию активации от облучаемых электронов.



Зависимость размеров междоузельных дислокационных петель ( $R_I$ ) и пор ( $R_V$ ) с течением времени облучения электронами

**Библиографические ссылки**

1. Логинов Ю. Ю., Браун П. Д., Дьюроуз К. Закономерности образования структурных дефектов в полупроводниках  $A_2B_6$ . М.: Логос, 2003. 304 с.
2. Loginov Y. Y., Brown P. D., Thompson N. TEM study of the interaction of sub-threshold electron beam induced defects in II-VI compounds // Physica Status

Solidi. A: Applications and Materials Science. 1991. Vol. 127. P. 75–86.

3. Mullins J. T., Taguchi T., Brown P. D., Loginov Y. Y., Durose K. Growth and optical properties of CdS:(Cd,Zn)S strained layer superlattices // Japanese Journal of Applied Physics. 1991. Vol. 30, № 11. P. L1853–L1856.

#### References

1. Loginov Y. Y., Brown P. D., Durose K. The structural defect formation in  $A_2B_6$  semiconductors. Moscow: Logos, 2003. 304 p.

2. Loginov Y. Y., Brown P. D., Thompson N. TEM study of the interaction of sub-threshold electron beam induced defects in II-VI compounds // Physica Status Solidi. A: Applications and Materials Science. 1991. Vol. 127. P. 75–86.

3. Mullins J. T., Taguchi T., Brown P. D., Loginov Y. Y., Durose K. Growth and optical properties of CdS:(Cd,Zn)S strained layer superlattices // Japanese Journal of Applied Physics. 1991. Vol. 30, № 11. P. L1853–L1856.

© Мозжерин А. В., Паклин Н. Н., 2016

УДК 539.25

### ВЛИЯНИЕ ЭНЕРГИИ ДЕФЕКТА УПАКОВКИ НА ОБРАЗОВАНИЕ СТРУКТУРНЫХ ДЕФЕКТОВ В ПОЛУПРОВОДНИКАХ

А. В. Мозжерин

Сибирский федеральный университет  
Российская Федерация, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79  
E-mail: amozzherin@sfu-kras.ru

*Рассмотрены особенности дефектообразования в полупроводниках с различной энергией дефекта упаковки (ЭДУ). Показано, что дефектообразование происходит интенсивнее, и в первую очередь в полупроводниках с низким значением ЭДУ. Приводится анализ критического радиуса дислокационных петель, образующихся в полупроводниках с различным значением ЭДУ. Материалы, имеющие невысокое значение энергии дефекта упаковки, склонны к быстрому росту дефектной сети и деградации материала при работе в неблагоприятных условиях.*

*Ключевые слова: энергия дефекта упаковки, полупроводниковые материалы, просвечивающая электронная микроскопия.*

### INFLUENCE OF THE STACKING FAULT ENERGY ON THE STRUCTURAL DEFECT FORMATION IN SEMICONDUCTORS

A. V. Mozzherin

Siberian Federal University  
79, Svobodnyi Av., Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation  
E-mail: amozzherin@sfu-kras.ru

*The structural defect formation in semiconductors with different values of the stacking fault energy (SFE) is discussed. It is shown, that the defect formation is more intense in the first place in semiconductors with low value SFE. Materials having low stacking fault energy are prone to rapid growth of networks and defective degradation of the material when operating under adverse conditions.*

*Keywords: stacking fault energy, semiconductor materials, transmission electron microscopy*

Полупроводники активно используются в приборах для космического применения. Однако полупроводники с невысоким значением энергии дефекта упаковки (ЭДУ) склонны к быстрой деградации, связанной с быстрым ростом дефектной сети при работе в неблагоприятных условиях [1; 2]. Формирование структурных дефектов в полупроводниках происходит также в процессе выращивания, последующих обработках и легировании [3].

Результаты исследований формирования дефектов в полупроводниках показали, что после отжига образ-

цов в них образуются примесные преципитаты. Все это сопровождается трансформацией ростовых дислокаций и образованием дислокационных петель, что необходимо для снятия упругих напряжений в массиве кристалла.

Установлена зависимость параметров структурных дефектов в полупроводниках от ЭДУ.

Вычислив значение энергии дефекта упаковки, нами были рассчитаны критические радиусы дислокационных петель в полупроводниковых материалах.

Значения ЭДУ и  $r_{crit}$  для ряда полупроводников

Материал	a, nm	Коэффициент Пуассона	Модуль сдвига, GPa	ЭДУ, мДж/м <sup>2</sup>	$r_{crit}$ , nm
Ge	0,566	0,26	31,7	90	~ 3,8
Si	0,543	0,27	42,9	50–60	7,9–10,1
GaAs	0,565	0,31	32,9	55±5	7,8–9,9
ZnTe	0,609	0,36	17,3	16±4	22,5–42,5
CdTe	0,648	0,41	9,2	11±1,9	26,3–41
ZnSe	0,566	0,28	27,5	11,4±1,3	38,4–51
CdS	0,527	0,4	16,1	7,8±1,9	44,9–80,2
ZnS	0,541	0,38	21,7	5–6	110–136

В таблице показана зависимость «критических» радиусов дислокационных петель, образовавшихся в полупроводниках в результате скопления точечных дефектов, в зависимости от величины ЭДУ.

Полученные значения «критического» радиуса дислокационных петель подтверждаются экспериментальными результатами, полученными методами просвечивающей электронной микроскопии. Установлено, что в сульфиде цинка, имеющем самое низкое значение ЭДУ среди полупроводников  $A_2B_6$ , установлены самая высокая плотность и разнообразие структурных дефектов, а размеры дислокационных петель могут достигать значений, на несколько порядков превышающих аналогичные размеры в других материалах. Поэтому использование приборов и устройств на основе сульфида цинка в космической технике осложняется высокой скоростью деградации материала.

#### Библиографические ссылки

1. Логинов Ю. Ю., Браун П. Д., Дьюроуз К. Закономерности образования структурных дефектов в полупроводниках  $A_2B_6$ . М.: Логос, 2003. 304 с.
2. Loginov Y. Y., Brown P. D., Thompson N. TEM study of the interaction of sub-threshold electron beam

induced defects in II-VI compounds // *Physica Status Solidi. A: Applications and Materials Science*. 1991. Vol. 127. P. 75–86.

3. Mullins J. T., Taguchi T., Brown P. D., Loginov Y. Y., Durose K. Growth and optical properties of CdS:(Cd,Zn)S strained layer superlattices // *Japanese Journal of Applied Physics*. 1991. Vol. 30, № 11. P. L1853–L1856.

#### References

1. Loginov Y. Y., Brown P. D., Durose K. The structural defect formation in  $A_2B_6$  semiconductors. Moscow: Logos, 2003. 304 p.
2. Loginov Y. Y., Brown P. D., Thompson N. TEM study of the interaction of sub-threshold electron beam induced defects in II-VI compounds // *Physica Status Solidi. A: Applications and Materials Science*. 1991. Vol. 127. P. 75–86.
3. Mullins J. T., Taguchi T., Brown P. D., Loginov Y. Y., Durose K. Growth and optical properties of CdS:(Cd,Zn)S strained layer superlattices // *Japanese Journal of Applied Physics*. 1991. Vol. 30, № 11. P. L1853–L1856.

© Мозжерин А. В., 2016

УДК 538.911

### ФОРМИРОВАНИЕ АТОМНО-УПОРЯДОЧЕННОЙ СТРУКТУРЫ ТИПА $L1_0$ ПРИ ТВЕРДОФАЗНОЙ РЕАКЦИИ В ТОНКИХ ПЛЕНКАХ $Cu/Au^*$

Е. Т. Моисеенко<sup>1\*</sup>, Р. Р. Алтунин<sup>1</sup>, Н. С. Николаева<sup>2</sup>, С. М. Жарков<sup>3</sup>

<sup>1</sup>Сибирский федеральный университет

Российская Федерация, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79

<sup>2</sup>Институт неорганической химии имени А. В. Николаева СО РАН  
Российская Федерация, 630090, г. Новосибирск, просп. им. Лаврентьева, 3

<sup>3</sup>Институт физики имени Л. В. Киренского СО РАН  
Российская Федерация, 660036, г. Красноярск, Академгородок, 50/38

\*E-mail: e.t.moiseenko@ya.ru

*Исследована температурная зависимость параметра порядка атомно-упорядоченной фазы  $CuAuI$ , сформированной в результате твердофазной реакции, инициированной термическим нагревом, в тонких двухслойных пленках  $Cu/Au$ .*

*Ключевые слова: тонкие пленки, твердофазная реакция, атомное упорядочение, in situ исследования, просвечивающая электронная микроскопия, дифракция электронов.*

\*Работа выполнена при частичной финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (гранты № 14-03-00515-а, 16-32-00225-мол\_а).

## L1<sub>0</sub> ORDERED STRUCTURE FORMATION AT A SOLID STATE REACTION IN Cu/Au THIN FILMS

E. T. Moiseenko<sup>1\*</sup>, R. R. Altunin<sup>1</sup>, N. S. Nikolaeva<sup>2</sup>, S. M. Zharkov<sup>3</sup>

<sup>1</sup>Siberian Federal University

79, Svobodnyi Av., Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation

<sup>2</sup>Nikolaev Institute of Inorganic Chemistry SB RAS,

3, Acad. Lavrentyev Av., Novosibirsk, 630090, Russian Federation

<sup>3</sup>Kirensky Institute of Physics SB RAS

50/38, Akademgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russian Federation

\*E-mail: e.t.moiseenko@ya.ru

*Order parameter temperature dependence on the CuAuI phase formed during the solid state reaction in Cu/Au bilayer thin films are investigated by in situ transmission electron microscopy and electron diffraction. The reaction is initiated by heating the films at a rate of 4-8 °C/min.*

*Keywords: thin films, solid state reaction, atomic ordering, in situ investigations, transmission electron microscopy, electron diffraction.*

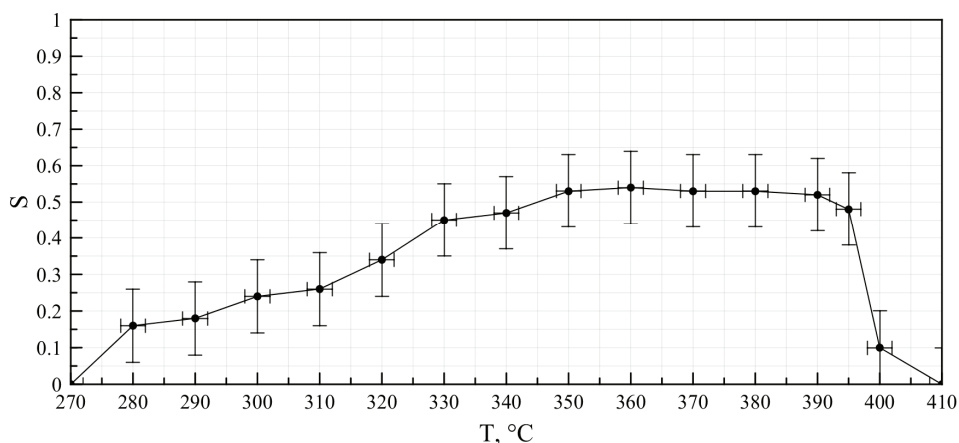
В настоящее время тонкие пленки меди и золота широко применяются для изготовления электрических контактов при создании устройств микроэлектроники, интегральных схем, солнечных батарей, в том числе и в космической отрасли. Изучение процессов твердофазной реакции и атомного упорядочения в тонких двухслойных пленках Cu/Au представляет значительный интерес, так как изменение фазового состава на границе раздела меди и золота в результате твердофазной реакции и атомного упорядочения в пленках Cu/Au приводит к изменению их физических свойств.

В настоящей работе исследована температурная зависимость параметра порядка атомно-упорядоченной фазы CuAuI, сформированной в результате твердофазной реакции в тонких двухслойных пленках Cu/Au. Исследования проведены методами *in situ* просвечивающей электронной микроскопии и дифракции электронов с помощью просвечивающего электронного микроскопа JEOL JEM-2100. Расшифровка картин дифракции электронов проводилась с использованием

базы данных кристаллических структур ICDD PDF 4+ [1].

Тонкие двухслойные пленки Cu/Au получены методом электронно-лучевого испарения в высоком вакууме. Толщины индивидуальных слоев меди и золота составляли 15–30 нм и были подобраны таким образом, чтобы обеспечить атомное соотношение Cu: Au ≈ 1:1. Электронно-микроскопические исследования показали, что в исходном состоянии пленки состояли из кристаллитов размером 10–20 нм, независимо от толщины пленок. Дифракционные рефлексы на картинах дифракции электронов соответствуют кубическим гранцентрированным решеткам (пространственная группа Fm-3m) Cu с параметром  $a = 3.62 \text{ \AA}$  [2] и Au с параметром  $a = 4,08 \text{ \AA}$  (пространственная группа Fm-3m) [3].

Твердофазная реакция в пленках Cu/Au инициирована путем термического нагрева образцов от комнатной температуры до 450 °C со скоростью 4–8 °C/мин непосредственно в колонне просвечивающего электронного микроскопа.



Температурная зависимость параметра порядка S атомно-упорядоченной фазы CuAuI, сформированной в результате твердофазной реакции в пленке Cu/Au

В процессе нагрева при температуре 180 °С на картинах дифракции электронов зафиксировано начало размытия дифракционных рефлексов меди и золота, что свидетельствует о начале твердофазной реакции между слоями [4]. При температуре 245 °С отмечено начало формирования атомно-упорядоченной структуры типа  $L1_0$  (фаза CuAuI, пространственная группа P4/mmm, параметры решетки:  $a = b = 3,97 \text{ \AA}$ ,  $c = 3,68 \text{ \AA}$ ) [5].

На основании анализа изменения интенсивностей сверхструктурных рефлексов на электронограммах, полученных от образцов в процессе нагрева, проведены оценки параметра порядка атомно-упорядоченной фазы CuAuI. Для расчета параметра порядка использованы соотношения интенсивностей дифракционных рефлексов от атомных плоскостей {001} и {002} атомно-упорядоченной фазы CuAuI. В результате получены температурные зависимости параметра порядка атомно-упорядоченной фазы CuAuI для различных скоростей нагрева. На рисунке представлена температурная зависимость параметра порядка для скорости нагрева 8 °С/мин в температурном диапазоне 280–400 °С.

На графике (см. рисунок) наблюдается рост параметра порядка до температуры 350 °С, обусловленный формированием атомно-упорядоченной структуры типа  $L1_0$  за счет взаимодиффузии меди и золота. В температурном диапазоне 350–390 °С параметр порядка практически не меняется. Полученное значение параметра порядка в диапазоне 350–390 °С составило  $0,54 \pm 0,10$ . При этом максимальное расчетное значение параметра порядка для данного атомного соотношения (Cu:Au = 48:52 ат. %) составляет 0,96. Низкое значение параметра порядка, полученное в настоящем эксперименте, объясняется, с одной стороны, недостатком времени для формирования атомно-упорядоченной фазы CuAuI, с другой – большим числом дефектов решетки, в т. ч. границ зерен. Размер кристаллитов при температуре 350 °С составлял 30–40 нм. Значения параметра порядка, близкие к максимальным, были достигнуты в работе [6] на пленках Cu–Au толщиной 55–200 нм, отожженных из атомно-неупорядоченного состояния при температуре 350 °С в течение одного часа.

Размер кристаллитов после отжига составлял 160–400 нм. При температуре 390 °С, соответствующей верхней границе температурного диапазона существования фазы  $L1_0$  CuAu [7], параметр порядка резко снижается, достигая нуля при 410 °С, что свидетельствует о переходе в атомно-неупорядоченный твердый раствор. Установлено, что характер температурной зависимости параметра порядка атомно-упорядоченной фазы CuAuI не зависит от скорости нагрева в диапазоне 4–8 °С/мин. Однако снижение скорости нагрева приводит к росту значения параметра порядка, что объясняется увеличением времени для формирования атомно-упорядоченной фазы CuAuI.

При скорости нагрева 4 °С/мин параметр порядка атомно-упорядоченной фазы CuAuI достигает значения  $0,65 \pm 0,10$  при 350 °С.

С целью исследования влияния времени формирования атомно-упорядоченной фазы CuAuI на параметр порядка тонкие двухслойные пленки Cu/Au были нагреты до 450 °С для формирования атомно-неупорядоченного твердого раствора, после чего проведен отжиг образцов в течение одного часа при 375 °С. В процессе отжига отмечено увеличение размера кристаллитов с 50–70 до 70–100 нм. Значение параметра порядка в образцах после отжига достигает  $0,78 \pm 0,10$ . Высокие значения параметра порядка, полученные в результате отжига, обусловлены увеличением времени для формирования атомно-упорядоченной фазы CuAuI и уменьшением числа дефектов решетки в результате увеличения размера кристаллитов.

Таким образом, анализ температурных зависимостей параметра порядка атомно-упорядоченной фазы CuAuI, сформированной в результате твердофазной реакции в тонких двухслойных пленках Cu/Au, показал, что скорость нагрева в диапазоне 4–8 °С/мин не влияет на характер температурной зависимости.

При этом уменьшение скорости нагрева, либо увеличение времени отжига при фиксированной температуре приводит к росту достигаемых значений параметра порядка атомно-упорядоченной фазы CuAuI.

## References

1. *Powder Diffraction File (PDF 4+, 2014)*, Inorganic Phases, International Center for Diffraction Data, Swarthmore, PA, USA
2. *Powder Diffraction File (PDF 4+)*, 2014, card #00-0040836.
3. *Powder Diffraction File (PDF 4+)*, 2014, card #00-004-0784.
4. Zharkov S. M., Moiseenko E. T., Altunin R. R., Zeer G. M. *In situ* transmission electron microscopy and electron diffraction investigation of solid-state reactions and atomic ordering in Cu/Au bilayer nanofilms // *Journal of Siberian Federal University. Chemistry*. 2013. Vol. 3. P. 230-240
5. *Powder Diffraction File (PDF 4+)*, 2014, card #03-065-2798.
6. Zhang W., Brongersma S. H., Richard O., Brijns B., Palmans R., Froyen L., Maex K. Microstructure and resistivity characterization of CuAuI superlattice formed in Cu/Au thin films // *Journal of Vacuum Science and Technology B*. 2004. Vol. 22 (6). P. 2715–2717.
7. Okamoto H., Chakrabarti D. J., Laughlin D. E., Massalski T. B. The Au-Cu (gold-copper) system. *Bulletin of Alloy Phase Diagrams*. 1987. Vol. 8 (5). P. 454–474.

© Моисеенко Е. Т., Алтунин Р. Р., Николаева Н. С., Жарков С. М., 2016



УДК: 537.525.5

## СТРУКТУРО- И ФАЗООБРАЗОВАНИЕ ПЛАЗМЕННО НАПЫЛЕННЫХ КВАЗИКРИСТАЛЛИЧЕСКИХ ПОКРЫТИЙ

А. В. Ушаков<sup>1,2</sup>, И. В. Карпов<sup>1,2</sup>, А. А. Лепешев<sup>2,3</sup>, Е. А. Дорожкина<sup>1</sup>, О. Н. Карпова<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

<sup>2</sup>Сибирский федеральный университет  
Российская Федерация, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79

<sup>3</sup>Красноярский научный центр Сибирского отделения Российской академии наук  
Российская Федерация, 660036, г. Красноярск, Академгородок, 50

\*E-mail: sfu-unesco@mail.ru

*Приведены результаты исследования квазикристаллических покрытий – перспективных материалов для применения в аэрокосмической отрасли, полученных при различных тепловых режимах напыления. Показано, что покрытия  $Al_{63}Cu_{25}Fe_{12}$  представляют комплексные многофазные образования с неоднородностями, проявляющиеся как на микронном, так и на наномасштабах структурной иерархии.*

*Ключевые слова: квазикристаллы, плазменное напыление, покрытия, рентгенография, электронная микроскопия.*

## THE STRUCTURAL AND PHASE FORMATION OF PLASMA-SPRAYED QUASICRYSTALLINE COATINGS

A. V. Ushakov<sup>1,2</sup>, I. V. Karpov<sup>1,2</sup>, A. A. Lepeshev<sup>2,3</sup>, E. A. Dorozhkina<sup>1</sup>, O. N. Karpova<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation

<sup>2</sup>Siberian Federal University  
79, Svobodnyi Av., Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation

<sup>3</sup>Krasnoyarsk Scientific Center, Siberian Branch, Russian Academy of Sciences  
50, Akademgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russian Federation

\*E-mail: sfu-unesco@mail.ru

*The work represents the results of studying quasi-crystalline coatings as promising materials for the aerospace industry applications, produced by means of different thermal sputtering conditions. It shows that the coatings of  $Al_{63}Cu_{25}Fe_{12}$  are complex multiphase products with inhomogeneous structure, manifested both on the micro- and nano-scale structural hierarchy levels.*

*Keywords: quasicrystals, plasma spraying, coatings, X-ray, electron microscopy.*

Сплавы системы Al-Cu-Fe с квазикристаллической структурой отличаются высокими значениями твердости (7–10 GPa) и модуля упругости (120–200 GPa), относительно низкими коэффициентом трения (по алмазу 0,07–0,10; по стали 0,19–0,22) и поверхностной энергией (28–30 мДж/м<sup>2</sup>), высокой коррозионной стойкостью и др. [1]. Это позволяет рассматривать их в качестве нового класса материалов, перспективных для использования в виде функциональных покрытий в космическом машино- и ракетостроении.

В данной работе приведены результаты исследования квазикристаллических покрытий, полученных при различных тепловых режимах напыления. Исходные для напыления квазикристаллические порошки были получены в плазме дугового разряда низкого давления [2–5]. Напыление покрытий проводилось на медные кольца качающимся плазматроном.

Фрагменты рентгенограмм квазикристаллических покрытий, полученных при различных тепловых режимах напыления, представлены на рис. 1.

Видно, что основные пики интенсивности лежат в диапазоне углов 42–46 deg, а структура покрытий гетерогенна и состоит из смеси двух фаз: икосаэдрической  $\Psi$  и кубической  $\beta$ .

Влияние температуры подложки на соотношение фаз ( $\Psi$  и  $\beta$ ) в напыленных квазикристаллических покрытиях очевидно, и на рентгенограммах проявляется в различных интенсивностях дифракционных пиков.

Для определения процентного содержания икосаэдрической фазы в исследуемых образцах была использована методика, установленная в работе [6]. На основании расчетных данных построен график зависимости процентного содержания икосаэдрической фазы в покрытиях от температурных режимов напыления (рис. 1). Видно, что начиная с температуры подложки  $T \sim 400$  °С доля икосаэдрической фазы в покрытиях увеличивается, достигая максимума вблизи  $T \sim 650$  °С, после чего уменьшается до 47 % при  $T \sim 900$  °С.

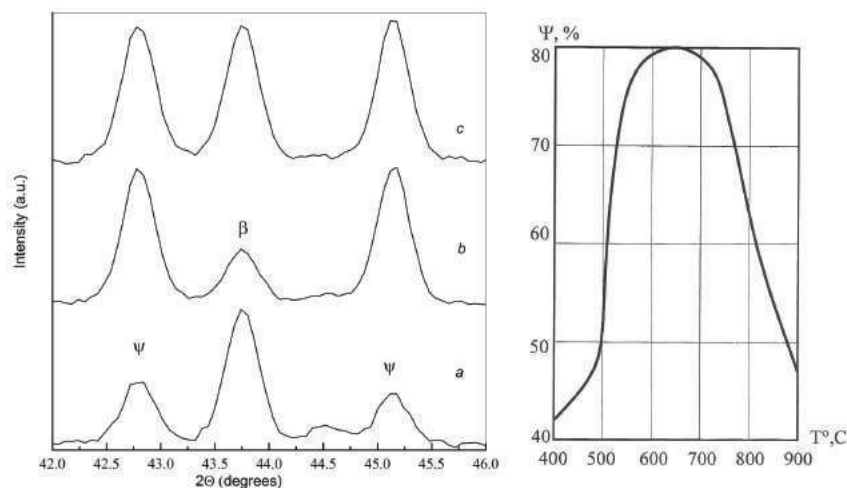


Рис. 1. Рентгенограммы квазикристаллических покрытий при различных температурах подложки (слева):  $a - T = 500$  °C;  $b - T = 650$  °C;  $c - T = 830$  °C. Зависимость количественного содержания  $\Psi$ -фазы в покрытии от температуры подложки (справа)

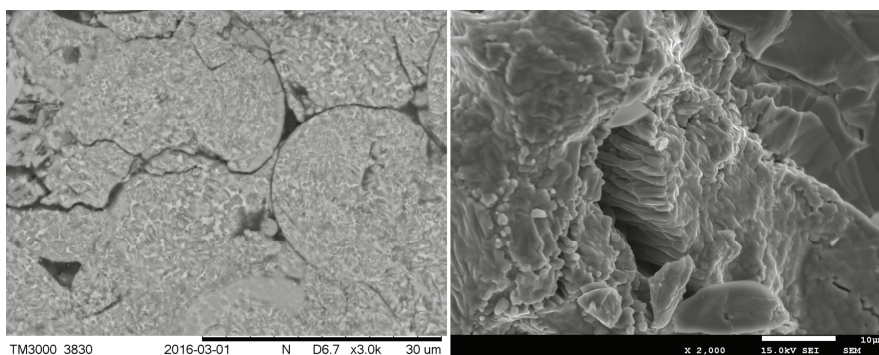


Рис. 2. Морфологическая картина напыленных квазикристаллических сплавов Al-Cu-Fe

В связи с этим оптимальной для получения покрытий с максимальным содержанием квазикристаллической фазы (до 80 %) представляется температурная область 600–700 °C.

Морфологическая картина напыленных квазикристаллических сплавов Al-Cu-Fe весьма разнообразна и во многом определяется условиями напыления, наличием и соотношением сформированных фаз. Характерные для плазменно-напыленных покрытий неоднородности: слои, поры, межчастичные границы и пр. дополняются областями фазового расслоения сплава  $Al_{63}Cu_{25}Fe_{12}$  (рис. 2).

Формирование таких многофазных областей происходит уже на стадии получения исходных порошков и проявляется в виде выступов квазикристаллической фазы пластинчатой конфигурации на поверхности частиц. Подобная картина в случае фазового расслоения наблюдается и в напыленных квазикристаллических покрытиях сплава Al-Cu-Fe.

#### Библиографические ссылки

1. Sordélet D. J., Dubois J. M. Quasicrystals Perspectives and Potential Applications // *MRS Bulletin*. 1997. Vol. 22, № 11. P. 34–39.
2. Метод получения нанодисперсных материалов в плазме импульсного дугового разряда низкого давления

/ И. В. Карпов, А. В. Ушаков, Л. Ю. Федоров и др. // *Журнал технической физики*. 2014. № 84 (4). С. 93–97.

3. Физико-механические и трибологические свойства квазикристаллических покрытий Al-Cu-Fe, полученных плазменным напылением / А. А. Лепешев, Е. А. Рожкова, И. В. Карпов и др. // *Физика твердого тела*. 2013. № 55 (12). С. 2406–2411.

4. Модификация фазового состава и структуры квазикристаллического сплава Al-Cu-Fe при плазменном напылении / А. А. Лепешев, О. А. Баюков, Е. А. Рожкова и др. // *Физика твердого тела*. 2015. № 57 (2). С. 243–247.

5. Lepeshev A. A., Karpov I. V., Ushakov A. V., Fedorov L. Yu., Shaikhadinov A. A. Synthesis of Nanosized Titanium Oxide and Nitride Through Vacuum Arc Plasma Expansion Technique // *International Journal of Nanoscience*. 2016. Vol. 15, № 1–2. P. 1550027.

6. Ebalard S., Spaepen F. Approximants to the icosahedral and decagonal phases in the Al-Cu-Cr system // *Journal of Materials Research*, 1991. Vol. 6. P. 1641–1649.

#### References

1. Sordélet D. J., Dubois J. M. Quasicrystals Perspectives and Potential Applications. *MRS Bulletin*. 1997. Vol. 22, № 11. P. 34–39.

2. Karpov I. V., Ushakov A. V., Fedorov L. Yu., Lepeshev A. A. Method for Producing Nanomaterials in the Plasma of a Low Pressure Pulsed Arc Discharge // *Technical Physics*. 2014. Vol. 84, № 4. P. 559–563.

3. Lepeshev A. A., Rozhkova E. A., Karpov I. V., Ushakov A. V., Fedorov L. Yu. Physical, Mechanical, and Tribological Properties of Quasicrystalline Al–Cu–Fe Coatings Prepared by Plasma Spraying // *Physics of the Solid State*, 2013. Vol. 55, № 12. P. 2531–2536.

4. Lepeshev A. A., Bayukov O. A., Rozhkova E. A., Karpov I. V., Ushakov A. V., Fedorov L. Yu. Modification of the Phase State and Structure of the Al–Cu–Fe Quasi-Crystalline Alloy during Plasma Deposition

// *Physics of the Solid State*. 2015. Vol. 57, № 2. P. 255–259.

5. Lepeshev A. A., Karpov I. V., Ushakov A. V., Fedorov L. Yu., Shaikhadinov A. A. Synthesis of Nanosized Titanium Oxide and Nitride Through Vacuum Arc Plasma Expansion Technique // *International Journal of Nanoscience*. 2016. Vol. 15, № 1–2. P. 1550027.

6. Ebalard S., Spaepen F. Approximants to the icosahedral and decagonal phases in the Al–Cu–Cr system // *Journal of Materials Research*. 1991. Vol. 6. P. 1641–1649.

© Ушаков А. В., Карпов И. В., Лепешев А. А., Дорожкина Е. А., Карпова О. Н., 2016

УДК 539.21(06)

### КОМПОЗИЦИОННЫЙ МАТЕРИАЛ НА ОСНОВЕ СВЕРХВЫСОКОМОЛЕКУЛЯРНОГО ПОЛИЭТИЛЕНА И НАНОЧАСТИЦ $\text{CuO}$ \*

Л. Ю. Федоров<sup>1\*</sup>, А. В. Ушаков<sup>1,2</sup>, И. В. Карпов<sup>1,2</sup>, А. А. Лепешев<sup>2,3</sup>

<sup>1</sup>Сибирский федеральный университет

Российская Федерация, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79

<sup>2</sup>Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

<sup>3</sup>Красноярский научный центр Сибирского отделения Российской академии наук  
Российская Федерация, 660036, г. Красноярск, Академгородок, 50

\*E-mail: 1401-87@mail.ru

*Рассматриваются результаты электронно-микроскопических исследований материала, полученного при модифицировании сверхвысокомолекулярного полиэтилена наночастицами  $\text{CuO}$  в плазмохимическом реакторе низкого давления. Описаны предпосылки его применения в узлах КА.*

*Ключевые слова: плазмохимические реакции, нанонаполнитель, оксид меди, СВМПЭ.*

### COMPOSITE MATERIAL BASED ON UHMW-POLYETHYLENE AND NANOPARTICLES $\text{CuO}$

L. Yu. Fedorov<sup>1\*</sup>, A. V. Ushakov<sup>1,2</sup>, I. V. Karpov<sup>1,2</sup>, A. A. Lepeshev<sup>2,3</sup>

<sup>1</sup>Siberian Federal University

79, Svobodnyi Av., Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation

<sup>2</sup>Reshetnev Siberian State Aerospace University

31, Krasnoyarsky Rabochoy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation

<sup>3</sup>Krasnoyarsk Scientific Center, Siberian Branch, Russian Academy of Sciences  
50, Akademgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russian Federation

\*E-mail: 1401-87@mail.ru

*The work represents the results of electron-microscopic studies of the material, produced by means of modifying ultrahigh molecular weight polyethylene with  $\text{CuO}$  nanoparticles in a plasma-chemical reactor of low pressure. It describes the opportunities of its application for spacecraft units.*

*Keywords: plasma-chemical reactions, nanofillers, copper oxide, UHMWPE.*

В широком ряду композиционных материалов [1], применяемых в конструкциях космических аппаратов (КА) в числе прочих, возможно использование композитов на основе полимерных матриц, допированных нанодисперсными частицами. Важным аспектом при создании и использовании таких материалов является

хорошо управляемый и контролируемый процесс формирования композиции.

Необходимо достижение предельного уровня гомогенизации и адгезии матрицы с наполнителем в композите, потенциально реализуемое при *in situ* модифицировании.

\* Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 16-33-00137 мол\_а.

В данной работе приведены результаты электронно-микроскопических исследований полимерных порошков сверхвысокомолекулярного полиэтилена с осажденными на них нанодисперсными частицами, полученных вакуумно-дуговым расплавлением и диспергированием металлического медного катода. В работах [2–5] представлено подробное описание технологии.

Синтез наночастиц CuO проводился посредством плазмохимических реакций паровой фазы меди с кислородом в объеме вакуумной камеры. Длительность процесса осаждения наночастиц составляла 30 мин, давление в камере 60 Па с соотношением плазмообразующего и реакционного газа Ar/O<sub>2</sub> = 80/20, при непрерывном вращении чаши из нержавеющей стали, в которой располагался полимерный порошок (СВМПЭ Ticona GUR-413). Полимер был распределен монослоем. После завершения цикла нанесения наночастиц и выдержки в камере в течение 15 минут следовала выгрузка полимерного порошка, перемешивание его вне чаши, повторное расположение в камере и полное повторение цикла нанесения CuO.

Схематичное представление процедуры показано на рис. 1.

На рис. 2 представлена сравнительная СЭМ-микрофотография чистого СВМПЭ (слева) и полимера с нанесенными на поверхность наночастицами оксида меди (справа).

Видно, во-первых, что структура полимерного порошка не претерпевает видимых изменений вследствие проводимой обработки. Отсутствуют оплавленные или поврежденные от воздействия низкотемпературной плазмы микрогранулы.

Во-вторых, можно отметить характерное распределение нанодисперсных частиц по поверхности полимерных микрогранул. Они распределены «островками» равномерно по всей поверхности, оставляя «открытыми» участки полимера. Это должно способствовать более полному спеканию в дальнейшем, поскольку известно [6], что при превышении некоторого порогового значения концентрации неорганического наполнителя заметно снижаются физико-механические свойства композита.

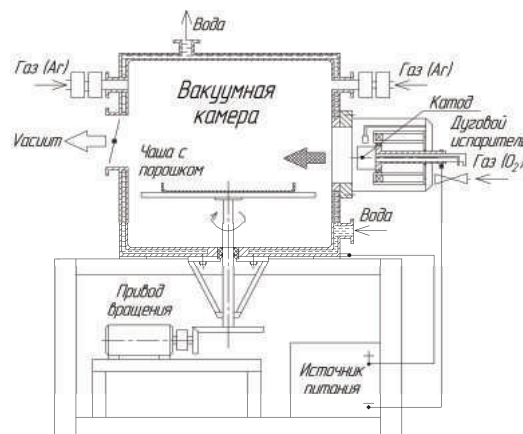


Рис. 1. Схема технологической установки

Также можно сделать предположение, что при дальнейшем увеличении времени нанесения нанодисперсных частиц, а следовательно, концентрации наполнителя в композите, осажаться CuO в большей степени будет на эти «островки».

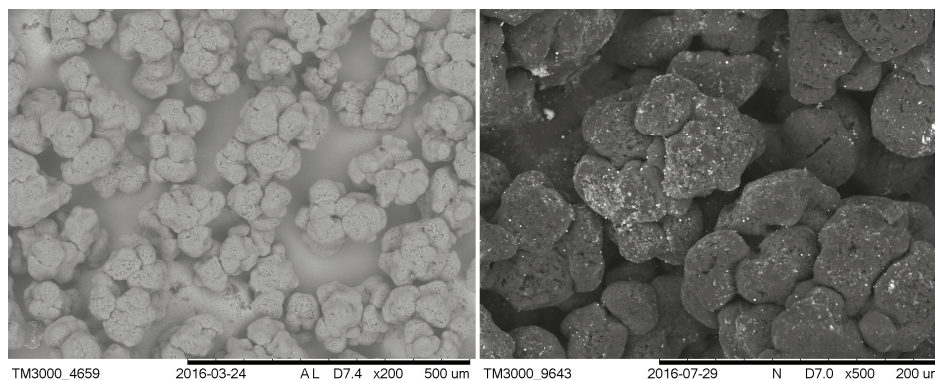


Рис. 2. СЭМ-микрофотография чистого СВМПЭ (слева) и СВМПЭ + CuO (справа)

### Библиографические ссылки

1. Космическое материаловедение. Введение в научные основы космической технологии / под ред. Б. Фойербахера, Г. Хамахера, Р. Й. Наумана. М. : Мир, 1989. 478 с.
2. Нанокomпозиционный материал на основе сверхвысокомолекулярного полиэтилена и электродугового нанопорошка диоксида титана / А. В. Ушаков, Карпов И. В., Федоров Л. Ю. и др. // Химическая технология. 2014. № 9. С. 518–522.
3. Устройство для осаждения наночастиц на полимерные порошковые материалы / И. В. Карпов, А. В. Уша-

ков, Л. Ю. Федоров и др. // Заводская лаборатория. Диагностика материалов. 2014. № 80 (4). С. 47–50.

4. Механические и трибологические свойства комплексно-модифицированного материала на основе СВМПЭ и CuO / А. В. Ушаков, И. В. Карпов, Л. Ю. Федоров и др. // Трение и износ. 2014. № 35 (1). С. 12–17.

5. Теплофизические свойства нанокomпозиционного материала на основе сверхвысокомолекулярного полиэтилена и нанопорошка TiO<sub>2</sub> плазмохимического синтеза / Л. Ю. Федоров, А. В. Ушаков, И. В. Карпов и др. // Материаловедение. 2013. № 1. С. 40–42.

6. Senatov F. S., Baranov A. A., Muratov D. S., Gorshenkov M. V., Kaloshkin S. D., Tcherdyntsev V. V. Microstructure and Properties of Composite Materials Based on UHMWPE After Mechanical Activation // *J. of Alloys and Compounds*. 2014. Vol. 615, no S1. P. S573–S577.

#### References

1. B. Fojerbaher, G. Hamaher, R.J. Nauman *Kosmicheskoe materialovedenie. Vvedenie v nauchnye osnovy kosmicheskoy tehnologii* [Space Materials. An introduction to the scientific basis of space technology]. Moscow.Mir publ., 1989. 478 p.

2. Ushakov A. V., Karpov I. V., Fedorov L. Yu., Lepeshev A. A., Shaikhadinov A. A., Demin V. G. Nanocomposite Material Based on Ultra-High-Molecular-Weight Polyethylene and Titanium Dioxide Electroarc Nanopowder. *Theoretical Foundations of Chemical Engineering*. 2015. Vol. 49, № 5. P. 743–111.

3. Karpov I. V., Ushakov A. V., Fedorov L. Yu., Lepeshev A. A. [The Device for depositing nanoparticles on polymer powder materials]. *Zavodskaja laboratorija*.

*Diagnostika materialov*. 2014. № 80 (4). P. 47–50. (In Russ.)

4. Ushakov A. V., Karpov I. V., Fedorov L. Yu., Lepeshev A. A. Mechanical and Tribological Properties of Complex-Modified Material Based On Ultra High Molecular Weight Polyethylene. *Journal of Friction and Wear*. 2014, Vol. 35, № 1. P. 7–11.

5. Fedorov L. Yu., Ushakov A. V., Karpov I. V., Lepeshev A. A. [Thermophysical properties of nanocomposite material based on UHMWPE and TiO<sub>2</sub> nanopowder]. *Materialovedenie*. 2013. № 1. P. 40–42. (In Russ.)

6. Senatov F. S., Baranov A. A., Muratov D. S., Gorshenkov M. V., Kaloshkin S. D., Tcherdyntsev V. V. Microstructure and Properties of Composite Materials Based on UHMWPE After Mechanical Activation. *J. of Alloys and Compounds*. 2014. Vol. 615, № S1. P. S573–S577.

© Федоров Л. Ю., Ушаков А. В., Карпов И. В., Лепешев А. А., 2016

УДК 539.21:537.86

### ТЕРМОЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА В КАТИОН-ЗАМЕЩЕННЫХ СОЕДИНЕНИЯХ $Re_xMn_{1-x}S$ (Re = Gd, Sm)

А. М. Харьков

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: khark.anton@mail.ru

*Представлены результаты исследования транспортных свойств катион-замещенных сульфидов  $Re_xMn_{1-x}S$  (Re = Gd, Sm) с ГЦК решеткой типа NaCl в области температур 77–1 200 К. Общей закономерностью температурных зависимостей коэффициента термоЭДС как для системы с гадолинием, так и для системы с самарием является проявление отрицательного значения термоЭДС во всем диапазоне температур с ростом X.*

*Ключевые слова:* сульфиды редкоземельных элементов, проводимость, переход металл-диэлектрик, термоЭДС.

### THERMOELECTRIC PROPERTIES IN THE CATION-SUBSTITUTED COMPOUNDS $Re_xMn_{1-x}S$ (Re = Gd, Sm)

A. M. Kharkov

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
E-mail: khark.anton@mail.ru

*This paper presents the results of a study of the transport properties of cation-substituted sulfides  $Re_xMn_{1-x}S$  (Re = Gd, Sm) with FCC NaCl type in the temperature range 77–1200 K. The temperature dependence on Seebeck coefficient for systems with gadolinium and with samarium reveals the negative values of thermoelectric power in all range of temperatures with increasing concentration X.*

*Keywords:* sulfides of rare-earth elements, conductivity, transition metal-insulator, thermoelectric power.

Твердые растворы сульфидов  $Re_xMn_{1-x}S$  (Re = Gd, Sm) выращены в кварцевом реакторе из расплава с использованием метода, описание которого приведено в работе [1]. Исследование температурных зависи-

мости термоЭДС сульфидов твердых растворов с содержанием редкоземельных элементов  $0 \leq X \leq 0,3$  проведено в интервале температур 80–1 200 К в магнитных полях до 10 кЭ.

Концентрационный переход металл–диэлектрик сопровождается уменьшением величины удельного электросопротивления на 12 порядков [2] и коэффициента термоЭДС ( $\alpha$ ) на два порядка (рис. 1). Переход от примесной к собственной проводимости в образце  $X = 0,01$  сопровождается уменьшением коэффициента термоЭДС. Кривая зависимости  $\alpha = f(T)$  в интервале температур  $670 \text{ K} \leq T \leq 900 \text{ K}$  находится в отрицательной области значений коэффициента термоЭДС (рис. 1).

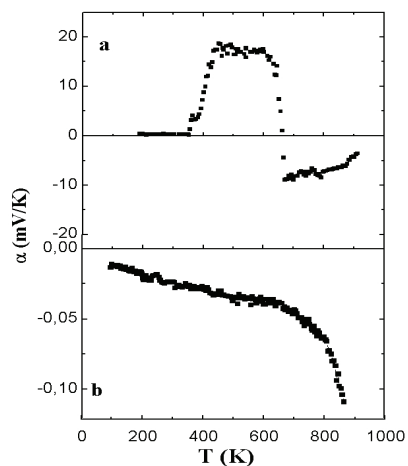


Рис. 1. Температурные зависимости коэффициента термоЭДС кристаллов  $\text{Gd}_x\text{Mn}_{1-x}\text{S}$  для составов с  $X = 0,01$  (a);  $X = 0,1$  (b)

Смена знака коэффициента термоЭДС на отрицательный свидетельствует о смене типа носителей заряда от  $p$ - к  $n$ -типу в указанной области температур. Таким образом, катионное замещение в твердых растворах  $\text{Gd}_x\text{Mn}_{1-x}\text{S}$  ( $0,01 \leq X \leq 0,3$ ) приводит к смене дырочного типа проводимости ( $\alpha > 0$ ), свойствам моносульфида марганца, на электронный ( $\alpha < 0$ ) [3].

Уменьшение величины  $\alpha$  с увеличением содержания гадолиния в решетке  $\text{MnS}$  указывает на то, что Gd действует как донорная примесь. Увеличение количества электронов, связанное с ростом концентрации внедренных в решетку катионов гадолиния, приводит к состоянию сильнолегированного полупроводника, и проводимость в таких веществах полностью определяется электронами [4].

Концентрационный переход металл–диэлектрик наблюдается в антиферромагнитных катион-замещенных сульфидах, допированных редкоземельными элементами с переменной валентностью  $\text{Sm}_x\text{Mn}_{1-x}\text{S}$  ( $0,01 \leq X \leq 0,25$ ) [5].

На рис. 2 представлены температурные зависимости коэффициента термоЭДС  $\alpha(T)$  для состава  $X = 0,25$  в области температур 77–1 000 К. Общей закономерностью зависимостей  $\alpha(T)$  как для системы с гадолинием, так и для системы с самарием является проявление перехода от электропроводности дырочного типа к электронному с увеличением концентрации ионов гадолиния и самария. Зависимость  $\alpha(T)$  образца  $\text{Sm}_{0,25}\text{Mn}_{0,75}\text{S}$  демонстрирует только электронный тип проводимости во всем температурном

диапазоне измерения. Коэффициент термоЭДС во всей области температур имеет отрицательное значение ( $\alpha < 0$ ).

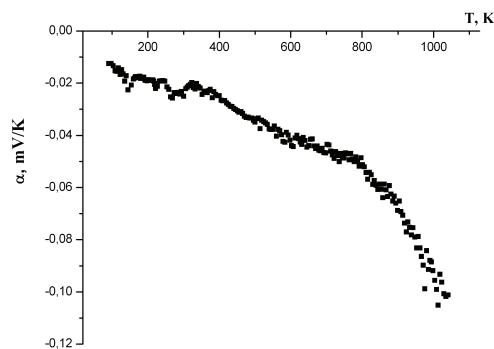


Рис. 2. Температурная зависимость коэффициента термоЭДС для образца  $\text{Sm}_{0,25}\text{Mn}_{0,75}\text{S}$

### Библиографические ссылки

1. Магнитные и электрические свойства катион-замещенных сульфидов  $\text{Me}_x\text{Mn}_{1-x}\text{S}$  ( $\text{Me} = \text{Co}, \text{Gd}$ ) / С. С. Аплеснин, Л. И. Рябинкина, О. Б. Романова и др. // ФТТ. 2009. Т. 51. С. 661–664.
2. Magnetic properties and the metal-insulator transition in  $\text{Gd}_x\text{Mn}_{1-x}\text{S}$  solid solutions / О. В. Романова, Л. И. Рябинкина, V. V. Sokolov et al. // Solid State Comm., 2010. Vol. 150. P. 602–604.
3. Аплеснин С. С., Ситников М. Н. Магнитотранспортные эффекты в парамагнитном состоянии в  $\text{Gd}_x\text{Mn}_{1-x}\text{S}$  // ЖЭТФ. 2014. Т. 100. С. 104–110.
4. Metal insulator transition and magnetic properties disordered systems of solid solutions  $\text{Me}_x\text{Mn}_{1-x}\text{S}$  / G. A. Petrakovskii, G. V. Loseva, L. I. Ryabinkina, S. S. Aplesnin // JMMM. 1995. Т. 140. С. 147–148.
5. Metal-semiconductor transition in  $\text{Sm}_x\text{Mn}_{1-x}\text{S}$  solid solutions / S. S. Aplesnin, О. В. Романова, А. М. Kharkov, et al. // Phys. Status Solidi B. 2012. Vol. 249. P. 812–817.

### References

1. Aplesnin S. S., Ryabinkina L. I., Romanova O. B. et al. [Magnetic and electric properties of the cation-substituted sulfides  $\text{Me}_x\text{Mn}_{1-x}\text{S}$  ( $\text{Me} = \text{Co}, \text{Gd}$ )]. *FTT*, 2009. Vol. 51. P. 661–664. (In Russ.)
2. Romanova O. B., Ryabinkina L. I., Sokolov V. V., et al. Magnetic properties and the metal-insulator transition in  $\text{Gd}_x\text{Mn}_{1-x}\text{S}$  solid solutions. *Solid State Comm.* 2010. Vol. 150. P. 602–604.
3. Aplesnin S. S., Sitnikov M. N. [Magnetotransport effects in the ferromagnetic state in  $\text{Gd}_x\text{Mn}_{1-x}\text{S}$ ]. *ZhETF*, 2014. Vol. 100. P. 104–110. (In Russ.)
4. Petrakovskii G. A., Loseva G. V., Ryabinkina L. I., Aplesnin S. S. Metal insulator transition and magnetic properties disordered systems of solid solutions  $\text{Me}_x\text{Mn}_{1-x}\text{S}$ . *JMMM*. 1995. Vol. 140. P. 147–148.
5. Aplesnin S. S., Romanova O. B., Kharkov A. M., et al. Metal-semiconductor transition in  $\text{Sm}_x\text{Mn}_{1-x}\text{S}$  solid solutions. *Phys. Status Solidi B*. 2012. Vol. 249. P. 812–817.

© Харьков А. М., 2016

ОБРАЗОВАНИЕ СТРУКТУРНЫХ ДЕФЕКТОВ В ПОЛУПРОВОДНИКАХ  $A_2B_6$ 

В. В. Храпунова, С. В. Ефремова

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
 Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
 E-mail: waleriahrapunova@sibsau.ru

*Исследованы закономерности образования структурных дефектов в полупроводниках  $A_2B_6$ . Установлено, что при отжиге в легированных кристаллах образуются примесные выделения на ростовых дислокациях и дефектах упаковки. Образование примесных выделений (преципитатов) на ростовых дефектах объясняется миграцией примесей и точечных дефектов на дислокации.*

*Ключевые слова: структурные дефекты, дислокации, преципитаты, полупроводники.*

STRUCTURAL DEFECT FORMATION IN  $A_2B_6$  SEMICONDUCTORS

V. V. Hrapunova, S. V. Efremova

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
 31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
 E-mail: waleriahrapunova@sibsau.ru

*The structural defects formation in  $A_2B_6$  semiconductors is studied. It is found that annealing in doped crystals lead to form impurity precipitations on the growth dislocations and stacking faults. The formation of impurity precipitates on growth dislocations is due to migration defects of impurities and point defects on a dislocation.*

*Keywords: structural defects, dislocations, precipitates, semiconductors*

Полупроводники  $A_2B_6$  широко применяются в приборах ночного видения, микроэлектроники, солнечной энергетики, которые широко используются, в том числе на космических аппаратах. В процессе выращивания и термообработок в полупроводниках образуются структурные дефекты, размеры и плотность которых зависят от условий обработки и природы материалов [1; 2]. Например, при облучении электронами кристаллов CdTe в них происходит образование структурных дефектов в виде скоплений вакансий и междоузельных атомов [3]. С целью улучшения качества получаемых полупроводниковых кристаллов важным является контроль типа и плотности дефектов при различных технологических режимах и установление механизмов их формирования.

Методом просвечивающей электронной микроскопии (ПЭМ) исследовали полупроводниковые кристаллы CdTe, ZnS и ZnSe, выращенные из газовой фазы и легированные Ga с концентрацией  $8 \cdot 10^{18} \text{ см}^{-3}$  и  $1,3 \cdot 10^{19} \text{ см}^{-3}$ .

Часть образцов CdTe отжигали в запаянной кварцевой ампуле в атмосфере паров Cd при  $650 \text{ }^\circ\text{C}$  в течение трех дней.

В ходе исследований установлено, что в кристаллах без отжига имеются ростовые дислокации и дефекты упаковки. В кристаллах CdTe, легированных Ga, обнаружены примесные выделения на дислокациях после термоотжига. В образцах CdTe(Ga), отожженных в парах кадмия, наблюдается большое число примесных выделений (преципитатов), которые декорируют ростовые дислокации и дефекты упаков-

ки. Небольшие преципитаты имеют форму, близкую к сферической, в то время как более крупные имеют четко выраженную шестигранную огранку. Локальная плотность преципитатов составляет  $3 \cdot 10^8 \text{ см}^{-2}$ , а их размеры изменяются в пределах от 30 до 200 нм. Электронно-зондовый микроанализ области, содержащей преципитаты, показал наличие легирующей примеси в преципитатах.

Формирование примесных преципитатов на дислокациях можно объяснить тем, что в процессе отжига в атмосфере Cd для CdTe легирующая примесь, первоначально локализованная в позициях катиона, вытесняется атомами кадмия из узловых позиций в междоузельные, что обуславливает миграцию Ga на дислокации и дефекты упаковки, где происходит распад пересыщенного твердого раствора с формированием преципитатов.

Такая же закономерность обнаружена для ZnS и ZnSe, отожженных в парах Zn, что также объясняется вытеснением легирующей примеси атомами цинка с последующей диффузией примеси на дислокации и образованием примесных преципитатов.

Таким образом, установлено, что при отжиге легированных полупроводников  $A_2B_6$  в них образуются примесные выделения на ростовых дислокациях и дефектах упаковки и происходит перемещение дислокаций. Образование примесных выделений объясняется миграцией примесей и точечных дефектов на дислокации с формированием пересыщенного твердого раствора, который конденсируется в виде преципитатов, содержащих легирующую примесь.

### Библиографические ссылки

1. Логинов Ю. Ю., Браун П. Д., Дьюроуз К. Закономерности образования структурных дефектов в полупроводниках  $A_2B_6$ . М. : Логос, 2003. 304 с.
2. Mullins J. T., Taguchi T., Brown P. D., Loginov Y. Y., Durose K. Growth and optical properties of CdS:(Cd,Zn)S strained layer superlattices // Japanese Journal of Applied Physics. 1991. Vol. 30, № 11. P. L1853–L1856.
3. Loginov Y. Y., Brown P. D., Thompson N. TEM study of the interaction of sub-threshold electron beam induced defects in II-VI compounds // Physica Status Solidi. A: Applications and Materials Science. 1991. Vol. 127. P. 75–86.

### References

1. Loginov Y. Y., Brown P. D., Durose K. The structural defect formation in  $A_2B_6$  semiconductors. Moscow: Logos, 2003. 304 p.
2. Mullins J. T., Taguchi T., Brown P. D., Loginov Y. Y., Durose K. Growth and optical properties of CdS:(Cd,Zn)S strained layer superlattices // Japanese Journal of Applied Physics. 1991. Vol. 30, № 11. P. L1853–L1856.
3. Loginov Y. Y., Brown P. D., Thompson N. TEM study of the interaction of sub-threshold electron beam induced defects in II-VI compounds // Physica Status Solidi. A: Applications and Materials Science. 1991. Vol. 127. P. 75–86.

© Храпунова В. В., Ефремова С. В., 2016





**Секция**

**«МАЛЫЕ КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ:  
ПРОИЗВОДСТВО, ЭКСПЛУАТАЦИЯ  
И УПРАВЛЕНИЕ»**

## МОДЕРНИЗАЦИЯ ОРБИТАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКИ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ ПЕРСОНАЛЬНОЙ СПУТНИКОВОЙ СВЯЗИ «ГОНЕЦ-ДИМ»

М. В. Валов<sup>1</sup>, В. В. Головков<sup>1\*</sup>, И. С. Тарлецкий<sup>1</sup>, А. А. Есипенко<sup>1</sup>, И. И. Зимин<sup>1</sup>

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва»  
Российская Федерация, 662972, г. Железнодорожный Красноярского края, ул. Ленина, 52  
E-mail: \*golovkov.vladimir@gmail.com

*Предложены варианты модернизации орбитальной группировки системы «Гонец-ДИМ» с перспективными малыми космическими аппаратами «Гонец-М1». Проанализированы различные конфигурации возможных средств выведения.*

*Ключевые слова: персональная спутниковая связь, низкая круговая орбита, малые космические аппараты, средства выведения космических аппаратов, межспутниковая линия связи.*

## MODERNIZING SMALL SATELLITE CONSTELLATION OF MULTIFUNCTIONAL PERSONAL COMMUNICATION SYSTEM «GONETS-DIM»

M. V. Valov<sup>1</sup>, V. V. Golovkov<sup>1\*</sup>, I. S. Tarleckiy<sup>1</sup>, A. A. Esipenko<sup>1</sup>, I. I. Zimin<sup>1</sup>

JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems  
52, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation  
E-mail: \*golovkov.vladimir@gmail.com

*This research demonstrates the upgrade options of constellation "Gonets-DIM" system with promising small spacecraft "Gonets-M1". It analyses various configurations of possible launch vehicles.*

*Keywords: personal satellite communications, low circular orbit, small spacecraft, launch vehicles spacecraft, inter-satellite link.*

**Введение.** В 2015 году в АО «ИСС» был разработан и защищён эскизный проект, в котором рассматривалась возможность модернизации многофункциональной системы персональной спутниковой связи «Гонец-ДИМ» за счёт развёртывания орбитальной группировки из перспективных КА «Гонец-М1» [1].

Система служит для предоставления следующих услуг связи на территории Российской Федерации:

- обмен сообщениями между абонентами системы;
- обмен сообщениями с абонентами внешних сетей;
- сбор данных мониторинга состояния объектов [2].

На сегодняшний день АО «ИСС» ведутся дальнейшие работы в данном направлении. Прорабатываются возможные варианты модернизации состава и

параметров орбитальной группировки (ОГ), ведутся проработки перспективного облика МКА «Гонец-М1». На борт МКА планируется установить новую антенно-фидерную систему и бортовой ретрансляционный комплекс, что позволит повысить скорость передачи данных и общую пропускную способность системы [3].

**Построение орбитальной группировки.** В качестве базового варианта построения ОГ принят вариант из 24 космических аппаратов (КА) в 4-х орбитальных плоскостях, по 6 КА в каждой орбитальной плоскости с высотой орбиты 1 500 км и наклоном 82,5 град [4]. Покрытие Земли для ОГ показано на рис. 1.

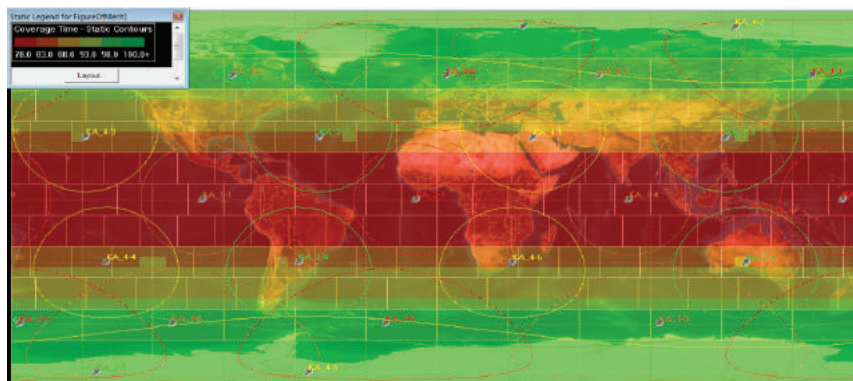


Рис. 1. Среднее время обслуживания (% в сутки) для орбитальной группировки из 24 КА (4 плоскости по 6 КА в каждой)

**Облик КА «Гонец-М1».** Основой орбитальной группировки многофункциональной системы персональной спутниковой связи «Гонец-Д1М» является модернизированный малый космический аппарат «Гонец-М1». МКА разрабатывается на базе перспективной унифицированной космической платформы малого класса разработки АО «ИСС». Космическая платформа обеспечивает создание на ее базе малых космических аппаратов различного целевого назначения со стартовой массой до 500 кг. Бортовые системы платформы построены на приборах и оборудовании, произведенных в Российской Федерации [5].

МКА «Гонец-М1» в рабочем и стартовом положении показан на рис. 2.

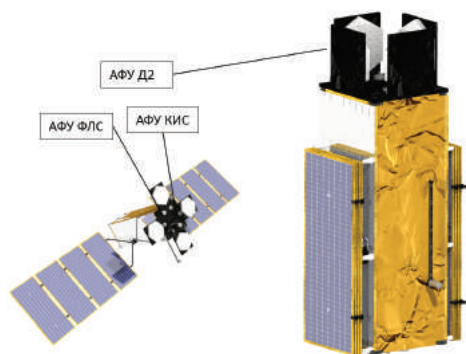


Рис. 2. Перспективный МКА «Гонец-М1»

**Анализ средств выведения для модернизированного МКА «Гонец-М1».** Малый космический аппарат может выводиться на орбиту функционирования как одиночным запуском (в том числе и попутным), так и групповым запуском в составе блока до шести МКА. Варианты размещения блока МКА в ЗПГ ракеты-носителя (РН) «Союз-2» этапов 1а, 1б и 1в, а также РН «Ангара-1.2» показаны на рис. 3.

#### Библиографические ссылки

1. Жаров А. Н. Многофункциональная система персональной спутниковой связи «Гонец-Д1М»: состояние и перспективы развития // Спутниковая связь и вещание. Специальный выпуск. 2014. С. 72–78.

2. Кузовников А. В., Тестоедов Н. А., Агуреев В. А. Проблемы развития низкоорбитальной многофункциональной системы персональной спутниковой связи «Гонец-Д1М» // Вестник СибГАУ. 2013. № 6. С. 158–163.

3. Принципы построения зарубежных спутниковых систем персональной подвижной связи : учеб. пособие / А. М. Андреев, Л. П. Богинский, М. В. Гришин и др. СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2008. 345 с.

4. Сивирин П. Я., Кузовников А. В., Головков В. В. Повышение эффективности систем персональной спутниковой связи // Радиотехника. 2013. № 6. С. 108–113.

5. Чеботарев В. Е., Косенко В. Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения : учеб. пособие / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2011. 488 с.

#### References

1. Zharov A. N. *Mnogofunktsional'naya sistema personal'noy sputnikovoy svyazi "Gonets-D1M": sostoyaniye i perspektivy razvitiya* // Spetsial'nyy vypusk "Sputnikovaya svyaz' i veshchaniye". 2014. P. 72–78

2. Kuzovnikov A. V., Testoedov N. A., Agureev V. A. *Problemy razvitiya nizkoorbital'noy mnogofunktsional'noy sistemy personal'noy sputnikovoy svyazi «Gonets-D1M»* // Vestnik Sibirskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta im. akademika M. F. Reshetneva 2013. № 6. P. 158–163.

3. Printsipy postroeniya zarubezhnykh sputnikovykh sistem personal'noy podvizhnoy svyazi: ucheb. Posobie / A. M. Andreev, L. P. Boginskiy, M. V. Grishin i dr. SPb.: VKA imeni A. F. Mozhayskogo, 2008. 345 s.

4. Sivirin P. Ya., Kuzovnikov A. V., Golovkov V. V. *Povysheniye effektivnosti sistem personal'noy sputnikovoy svyazi* // Radiotekhnika. 2013. № 6. P. 108–113.

5. Chebotarev V. E., Kosenko V. E. *Osnovy proektirovaniya kosmicheskikh apparatov informatsionnogo obespecheniya: ucheb. Posobie* / Sib. gos. aerokosmich. un-t.-Krasnoyarsk, 2011. 488 p.

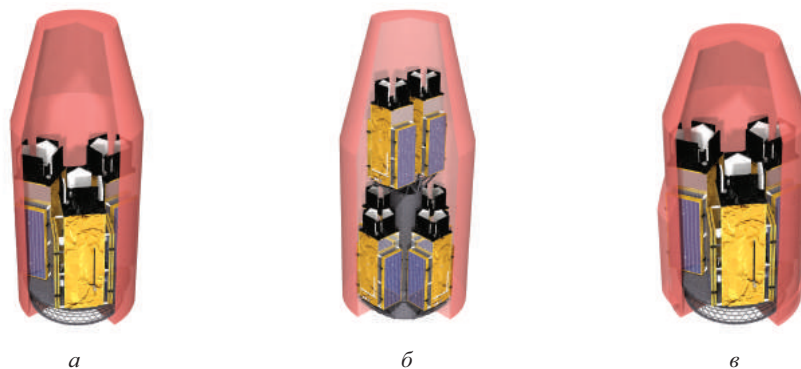


Рис. 3. Варианты размещения блока МКА в ЗПГ различных РН:  
а – блок из 3 МКА в ЗПГ РН «Ангара-1.2»; б – блок из 6 МКА в ЗПГ РН «Союз-2» этапа 1а, и 1б;  
в – блок из 3 МКА в ЗПГ РН «Союз-2» этапа 1в

УДК 629.78

## О РЕЗУЛЬТАТАХ ПРОВЕДЕНИЯ АНАЛИЗА НАДЕЖНОСТИ МЕХАНИЧЕСКИХ УСТРОЙСТВ РАСКРЫТИЯ ПАНЕЛЕЙ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ МКА НТ-100

И. А. Горн<sup>1</sup>, Н. Ю. Иванцов<sup>1</sup>, В. В. Скрябин<sup>1</sup>, Ю. П. Похабов<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

<sup>2</sup>ОАО «НПО ПМ МКБ»  
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 55а  
E-mail: gorn.ivan24@gmail.com, pokhabov\_yury@mail.ru

*Рассматриваются результаты анализа надежности механических устройств раскрытия панелей солнечных батарей (замков зачековки, шарнирных узлов и подкосов) малого космического аппарата НТ-100 с применением методов конструкторско-технологического анализа надежности. Показана эффективность проведения такого анализа при создании малых космических аппаратов для коммерческой реализации в сжатые сроки.*

*Ключевые слова: надежность, конструкторско-технологически анализ надежности, малые космические аппараты.*

## THE RESULTS OF THE RELIABILITY ANALYSIS OF SOLAR PANELFOLDING DEVICES FOR SMALL SPACECRAFT NT-100

I. A. Gorn<sup>1</sup>, N. Y. Ivantsov<sup>1</sup>, V. V. Skryabin<sup>1</sup>, Y. P. Pokhabov<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Reshetnev Siberian State Aerospace University  
31, Krasnoyarsky Rabochoy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation

<sup>2</sup>JSC "NPO PM Small Design Bureau"  
55a, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation  
E-mail: gorn.ivan24@gmail.com, pokhabov\_yury@mail.ru

*This paper reviews the results of reliability analysis of mechanical folding devices (such as holding locks, articulated joints and struts) of solar panels for NT-100 small spacecraft using the methods of design and technology reliability analysis. This work shows the efficiency of such analysis during the development of small spacecrafts for commercial purposes in short time.*

*Keywords: reliability, design and technology reliability analysis, small spacecrafts*

Увеличение энергопотребления малых космических аппаратов (МКА) приводит к необходимости размещать фотоэлектрические преобразователи солнечных батарей (СБ) на раскрывающихся панелях. На активном участке полёта такие панели компактно уложены и закреплены вдоль корпуса МКА, а после отделения от шасси ракеты должны быть с гарантией раскрыты в рабочее положение.

Механические устройства раскрытия (МУР) панелей СБ включают замки зачековки, шарнирные узлы и самораскрывающиеся подкосы. Замки зачековки удерживают панели от раскрытия в стартовом положении и защищают их от разрушения при полётных нагрузках, а также осуществляют освобождение панелей для раскрытия по команде из бортового комплекса управления. Шарнирные узлы обеспечивают поворот панелей на заданный угол раскрытия за счет энергии пружин. Подкосы повышают жесткость панелей и обеспечивают безлюфтовость шарниров в рабочем положении.

Нераскрытие панелей СБ способно привести к частичной или полной потере функций МКА еще до начала его работы, а потому требует повышенного

внимания к вопросам обеспечения надежности МУР на всех этапах жизненного цикла. Особое внимание требуется уделять надежности на этапе разработки проектной и рабочей конструкторской документации (КД), поскольку ошибки конструирования могут привести к существенному удорожанию МКА на стадиях производства и эксплуатации.

Поскольку разработка и создание МКА осуществляется на коммерческой основе, то естественный дефицит денежных средств требует проведения оптимизации объемов наземной экспериментальной отработки. В этих условиях резко возрастает роль качества проведения анализов и расчетно-экспериментальных работ, включая виртуальные эксперименты с симулярами для прогнозирования поведения реальных конструкций в заданных условиях.

Для анализа МУР панелей СБ МКА НТ-100 был использован метод конструкторско-технологического обеспечения (КТАН) [1–3]. Сами анализы проводились студентами СибГАУ на основании меморандума, подписантами которого выступили СибГАУ, АО «ИСС», ОАО «НПО ПМ МКБ» и ООО «НПЦ «МКА».

КТАН позволяет производить параметризацию (оцифровку) конструкции, т. е. преобразовывать графические изображения и требования чертежей в вектор-столбец параметров, характеризующих работоспособное состояние МУР. Для оцифровки используются: функциональный анализ, анализ худшего случая и метод парирования причин отказов, в результате применения которых выявляются свойства критических элементов (КЭ) конструкций МУР, способные исключить возникновение причин отказов в заданных условиях и режимах эксплуатации. Выявленные свойства количественно определяются показателями и параметрами, определяющими работоспособность КЭ. Их число для любой конструкции всегда конечно, и для МУР НТ-100 оно оказалось равным 15. Таким образом, надежность МУР оценивалась по 15 параметрам и показателям, включающим прочность, функционирование, тепловые эффекты, конструктивные факторы [4–5].

Полученный вектор-столбец параметров фактически является списком параметров чек-листа, подлежащих расчетно-экспериментальному обоснованию и служащих основой формирования требований КД, выполнение которых обеспечивает безусловное исполнение функций МУР. Обоснование параметров и показателей производится путем проведения тех или иных расчетов, подтверждающих заданную стабильность изменения их значений.

Требования в КД устанавливаются так, чтобы значения параметров и показателей в заданных условиях и режимах эксплуатации находились в требуемом диапазоне.

Результаты анализа надежности МУР МКА НТ-100 выявили недостаточный объем проведенных расчетов на динамику, прочность, надежность и размерные цепи, что с учетом коммерческого осуществления проекта является недопустимым.

КТАН показал, что без проведения процедуры оцифровки проектирование МУР приводит к необоснованному числу конструкторских ошибок, вызванных ускоренным выполнением конструкторских работ (фактически нарушением требований ГОСТ 2.103), игнорированием правил конструирования, «замысленностью» взгляда конструктора и проч. В числе грубых нарушений правил конструирования МУР были выявлены: отсутствие разделительных сред между сжатыми деталями из титанового сплава, подлежащих разъединению в вакууме, отсутствие толкателей для начального страгивания поворотных конструкций, невыполнение требований по запасам движущих моментов приводов и т. д.

В результате проведения КТАН выявлено, что заданные требования по безотказности МУР на уровне 0,9995 не выполнены. Для выполнения заданного требования надёжности были даны конкретные рекомендации конструкторам по проведению дополнительных расчетов и экспериментов для подтверждения параметров работоспособности конструкции, установлению требования в КД к надежности, устранению

ошибок, выявленных в результате анализа, и разработке технологической документации.

Выполнение рекомендаций позволит не только выполнить заданное требование к надежности МУР, но и устранить недостатки и ошибки конструирования еще до начала производственной стадии создания МКА, что согласно правилу десятикратных затрат позволит существенно сэкономить денежные средства на исправление конструкторских недоработок, сократив при этом непроизводительные временные издержки.

#### Библиографические ссылки

1. Похабов Ю. П. Обеспечение надежности крупногабаритных трансформируемых механических систем // Решетневские чтения : материалы XVIII Междунар. науч. конф. (11–14 ноября 2014, г. Красноярск) : в 3 ч. / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2014. Ч. 1. С. 95–97.
2. Похабов Ю. П., Ушаков И. А. О безаварийности функционирования уникальных высокоответственных систем // Методы менеджмента качества. 2014. № 11. С. 50–56.
3. Похабов Ю. П. О методе конструкторско-технологического анализа надежности // Решетневские чтения : материалы XIX Междунар. науч. конф. (10–14 ноября 2015, г. Красноярск) : в 2 ч. / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2015. Ч. 1. С. 126–128.
4. Похабов Ю. П. О философском аспекте надежности на примерах уникальных высокоответственных систем // Надежность. 2015. № 3. С. 16–27.
5. Похабов Ю. П., Ушаков И. А. О безаварийности функционирования уникальных высокоответственных систем // Методы менеджмента качества. 2014. № 11. С. 50–56.

#### References

1. Pokhobov Y. P. [Reliable large transformable mechanical systems] // *Materialy XVIII Mezhdunar. nauch. konf. "Reshetnevskie chteniya"* [Materials XVIII Intern. Scientific. Conf "Reshetnev reading"]. Krasnoyarsk, 2014. Vol. 1. P. 95–97. (In Russ.)
2. Pokhobov Y. P., Ushakov I. A. [About reliability of unique mission-critical system] // *Methody menedzhmenta kachestva*. 2014. № 11. P. 50–56. (In Russ.)
3. Pokhobov Y. P. [The method of design-technological analysis of reliability] // *Materialy XIX Mezhdunar. nauch. konf. "Reshetnevskie chteniya"* [Materials XVIII Intern. Scientific. Conf "Reshetnev reading"]. Krasnoyarsk, 2015. Vol. 1. P. 126–128. (In Russ.)
4. Pokhobov Y. P. About the philosophical aspect of reliability exemplified by unique mission-critical systems. *Dependability*. 2015. № 3. P. 16–27.
5. Pokhobov Y. P., Ushakov I. A. [About reliability of unique mission-critical system] // *Methody menedzhmenta kachestva*. 2014. № 11. P. 50–56. (In Russ.)

© Горн И. А., Иванцов Н. Ю., Скрыбин В. В., Похабов Ю. П., 2016

**КОНЦЕПЦИЯ СТУДЕНЧЕСКОЙ ПИКОСПУТНИКОВОЙ ПЛАТФОРМЫ SIBQUBE**

Д. М. Зуев, А. П. Кравчуновский, К. А. Лапаев, С. А. Скоробогатов, А. С. Костюков

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
 Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
 E-mail: ZuevDmitriy93@yandex.ru

*Представлено описание концепции разрабатываемой служебной платформы студенческого космического аппарата SibQube класса PocketQube. Представлены цели, ведущие факторы разработки, задачи текущего этапа разработки.*

*Ключевые слова: космический аппарат, PocketQube, пикоспутник, спутниковая платформа, SibQube.*

**CONCEPT OF "SIBQUBE" STUDENT SATELLITE BUS**

D. M. Zuev, A. P. Kravchunovsky, K. A. Lapaev, S. A. Skorobogatov, A. S. Kostukov

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
 31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
 E-mail: ZuevDmitriy93@yandex.ru

*This paper describes a concept of developed student picosatellite platform "SibCube" of PocketQube class. Goals, leading development factors, significant task of current phase of development are presented here.*

*Keywords: spacecraft, PocketQube, picosatellite, satellite platform, SibQube.*

В настоящее время популярной тенденцией развития космической техники является миниатюризация космических аппаратов (КА) с целью снижения стоимости разработки и запуска. Одним из преимуществ данной тенденции является значительное упрощение доступа в космос и в перспективе обеспечение широкого доступа в космос для всех желающих.

Одним из популярных форматов миниатюрных КА является класс CubeSat – наноспутников с размерами 10×10×10 см и массой 1,3 кг [1]. Дальнейшая миниатюризация КА привела к появлению стандарта КА PocketQube – пикоспутников массой менее 1 кг. Базовая единица КА PocketQube имеет размер 5×5×5 см и массу не более 180 г (1р) [2; 3]. Размеры плат радиоэлектронных модулей, межплатные коннекторы и разводка их выводов регламентируются стандартом PQ60 [4].

На состояние сентября 2016 года в мире было запущено всего 4 КА такого класса: \$50Sat (1,5р), T-LogoQube (2,5р), QubeScout-S1, WREN [5]

На данный момент в СибГАУ им. М. Ф. Решетнева разрабатывается платформа-конструктор данного класса под названием «SibQube». Целью разработки является создание платформы-конструктора для образовательных и научных целей с низкой стоимостью. Основными потребителями будут являться научные организации, университеты, школы и организации дополнительного образования.

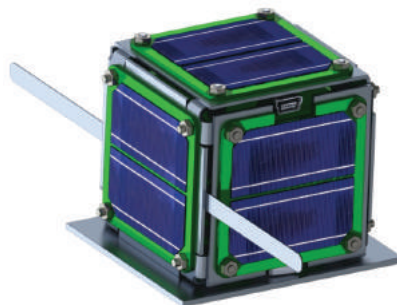
Платформа может быть применима для следующих задач:

- образовательных программ для студентов и школьников.
- выполнения технологических экспериментов;

– построения группировок КА для изучения параметров верхней атмосферы.

В данный момент стоит задача разработки минимально функционального продукта – служебной платформы – и проведение технологической демонстрации на орбите ее работоспособности. Внешний вид КА SibQube представлен на рисунке. Первый КА на данной платформе будет включать в себя следующие системы:

- конструкции корпуса;
- механизм чеховки антенн;
- бортовой комплекс управления;
- система электропитания;
- радиомодуль;
- набор сенсоров.



Внешний вид КА SibQube

Данный КА в процессе опытной эксплуатации на орбите должен будет передавать служебную информацию о состоянии своих систем и заранее записанные сообщения, например гимн СибГАУ.

**Время жизни КА PocketQube 1p до сгорания в плотных слоях атмосферы**

Высота, км	200	280	300	350	400	500	600
Время жизни, сут.	1	13	20	39	117	560	2365

Платформа будет иметь внутреннюю модульно-стэковую компоновку, также платформа может быть масштабирована до больших размеров: 2p (10×5×5 см, 360 г), 2,5p (12.5×5×5 см, 450 г), 3p (15×5×5 см, 520 г).

Важным фактором разработки является обеспечение низкой стоимости платформы и высокого уровня энергосбережения. Направленность на энергосбережение объясняется низкими энергетическими возможностями таких КА вследствие малой площади солнечных батарей (СБ). Например, при КПД СБ 20 % и формате КА 1p мгновенная мощность, снимаемая с СБ, составляет порядка 0,5–0,6 Вт.

Планируемый интервал высот орбиты составляет от 280 до 600 км. Согласно ГОСТ 25645.101–83 [6] была проведена оценка времени жизни до схождения с орбиты для КА PocketQube 1p. Результаты представлены в таблице.

В работе описана концепция студенческой спутниковой платформы SibQube. Представлены цели разработки платформы, задачи текущего этапа работы над первым КА на базе платформы, ведущие факторы разработки. Приведен предполагаемый состав оборудования, дана оценка времени жизни до сгорания в плотных слоях атмосферы.

#### Библиографические ссылки

1. CubeSat Design Specification Rev. 13. California State Polytechnic University [Электронный ресурс]. URL: [http://cubesat.org/images/developers/cds\\_rev13\\_final2.pdf](http://cubesat.org/images/developers/cds_rev13_final2.pdf) (дата обращения 02.09.2015).
2. The PocketQub Standard [Электронный ресурс]. URL: <http://pocketqub.org/standard/> (дата обращения: 5.2.2015).
3. Deepak R. A., Twiggs R. J. Thinking out of the box: Space science beyond the CubeSat // Journal of Small Satellites. 2012. Vol. 1. No. 1. P. 3–7.

4. PQ60 Standard Document Rev. 1.1. [Электронный ресурс]. URL: [http://www.pq60.info/documents/PQ60StandardRev1\\_1.pdf](http://www.pq60.info/documents/PQ60StandardRev1_1.pdf) (дата обращения 01.09.2016).

5. PocketQube. Gunter's Space Page. [Электронный ресурс]. URL: [http://space.skyrocket.de/doc\\_sat/pocketqub.htm](http://space.skyrocket.de/doc_sat/pocketqub.htm) (дата обращения 01.09.2016).

6. ГОСТ 25645.101–83. Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для проектных баллистических расчетов искусственных спутников Земли. М., 1984. 168 с.

#### References

1. CubeSat Design Specification Rev. 13. Available at: [http://cubesat.org/images/developers/cds\\_rev13\\_final2.pdf](http://cubesat.org/images/developers/cds_rev13_final2.pdf) (accessed 02.09.2015).
2. The PocketQub Standard. Available at: <http://pocketqub.org/standard/> (accessed 5.2.2015).
3. Deepak R. A., Twiggs R. J. Thinking out of the box: Space science beyond the CubeSat. Journal of Small Satellites. 2012. Vol. 1, № 1. P. 3–7.
4. PQ60 Standard Document Rev. 1.1. Available at: [http://www.pq60.info/documents/PQ60StandardRev1\\_1.pdf](http://www.pq60.info/documents/PQ60StandardRev1_1.pdf) (accessed 01.09.2016).
5. PocketQube. Gunter's Space Page. Available at: [http://space.skyrocket.de/doc\\_sat/pocketqub.htm](http://space.skyrocket.de/doc_sat/pocketqub.htm) (accessed 01.09.2016).
6. GOST 25645.101–83. Atmosfera Zemli verkhnyaya. Model' plotnosti dlya proektnykh ballisticheskikh raschetov iskusstvennykh sputnikov Zemli. [State Standard 25645Earth upper atmosphere. Density model for ballistic calculation design of satellites]. Moscow, 1984. 168 p.

© Зуев Д. М., Кравчуновский А. П., Лапаев К. А., Скоробогатов С. А., Костюков А. С., 2016

УДК 629.783

### РАЗРАБОТКА ПРОТОТИПА КОРПУСА СТУДЕНЧЕСКОГО ПИКОСПУТНИКА КЛАССА POCKETQUBE

А. П. Кравчуновский, М. Н. Драганюк

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: anton.kravchunovsky@yandex.ru

*Представлены результаты эскизного проектирования студенческого космического аппарата (КА) класса PocketQube. Спроектирован и изготовлен прототип корпуса КА и проведен прочностный анализ конструкции корпуса.*

*Ключевые слова: космический аппарат, PocketQube, корпус, пикоспутник.*

DEVELOPING PROTOTYPE STRUCTURE OF POCKETQUBE CLASS STUDENT PICOSATELLITE

A. P. Kravchunovsky, M. N. Draganyuk

Reshetnev Siberian State Aerospace University  
 31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
 E-mail: anton.kravchunovsky@yandex.ru

We present results of the schematic design phase of the PocketQube student spacecraft. We design and produce a prototype of spacecraft structure and realize a strength analysis of the structure.

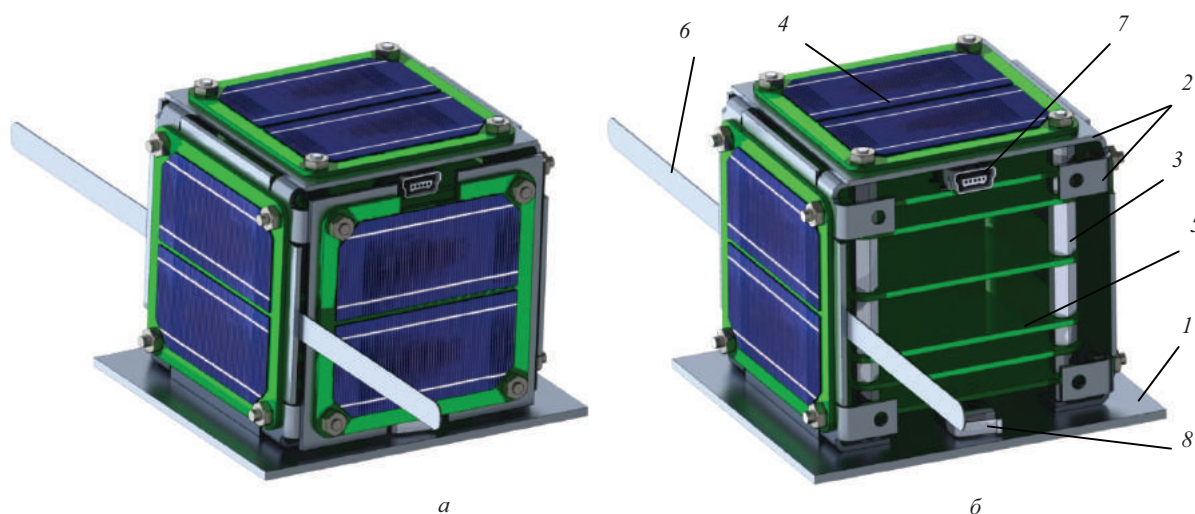
Keywords: spacecraft, PocketQube, structure, picosatellite.

**Введение.** С каждым годом все большую популярность получают космические аппараты (КА) стандарта PocketQube, принадлежащие к классу пикоспутников (до 1 кг). Такие ИСЗ уже имеют свой стандарт, который регламентирует внешние габариты КА: 50×50×50 мм и массу 125 г, что соответствует формату 1Q [1].

Платформа является масштабируемой. Стандарт предусматривает различные компоновки от 1Q до 8Q. Последняя соответствует размерам КА класса CubeSAT формата 1U [2]. Целью разрабатываемого аппарата является исследование малоизученных верхних слоев атмосферы и ближнего космоса,

а также использование в образовательных целях. Внешний облик прототипа корпуса КА представлен на рисунке, а.

Корпус представляет собой сборную алюминиевую конструкцию. Конструкционная целостность достигается за счет винтового соединения. В качестве материала был выбран сплав Д16, так как имеет подходящие механические свойства. В конструкции корпуса используются гнутые детали из листового металла из-за их низкой стоимости производства и особенностей сборки (рисунок, б) [3]. Основой корпуса служит стандартизированная алюминиевая пластина Base plate.



Внешний облик космического аппарата PocketQub (а); конструкция корпуса (б):  
 1 – Base plate; 2 – стенки корпуса; 3 – межплатные стойки; 4 – фотоэлемент; 5 – плата радиоэлектронного модуля;  
 6 – антенна; 7 – сервисный разъем; 8 – микропереключатель

Таблица 1

Моды собственных частот КА

№	1	2	3	4	5	6	7	8	9
Частота, Гц	865,8	867,2	874,1	879,3	880,9	1435,3	1436,6	1438,3	1441,4
№	10	11	12	13	14	15	16	17	18
Частота, Гц	1 445,2	1 454,8	1 456,2	1 456,5	1 459,1	1 467,8	1 485,2	1 488,1	1 552,5

Таблица 2

Результаты динамического анализа случайных воздействий

Масштаб	1 σ	2 σ	3 σ
Вероятность возникновения, %	68,269	95,45	99,73
Эквивалентное напряжение, МПа	2,637	5,275	7,912



Пластина удерживает КА в пусковом контейнере, а также обеспечивает возможность перемещения КА по направляющим в контейнере при выведении аппарата из контейнера. Микропереключатели обеспечивают переход КА из спящего в активный режим при выходе аппарата из контейнера.

Электронно-технический модуль принципиально представляет собой совокупность печатных плат, разделенных межплатными стойками. КА предполагается оборудовать набором сервисных информационных и электрических интерфейсов для обеспечения возможности внесения поправок в структуру программного обеспечения аппарата.

Разрабатываемый КА будет оснащен радиотехническим модулем, в состав аппаратуры которого будут входить антенна, ресивер и трансмиттер. На настоящем этапе проектирования КА PocketQub выбрана антенна типа симметричный вибратор.

Антенна такого типа имеет оптимальную диаграмму направленности для передачи данных, поскольку отсутствует (или ограничена) возможность использования активной системы ориентации аппарата. Описанная конструкция полученного прототипа имеет массу 97 г.

Расчет для проверки прочности и устойчивости конструкции проводился в конечно-элементном пакете Ansys, с использованием модулей Ansys Workbench, Ansys Design Modeller и Ansys Mechanical [4].

Граничные условия для анализа соответствуют данным по выведению на орбиту ракеты-носителя (РН) «Днепр» [5].

Были проведены: статический анализ на воздействие линейных перегрузок до 20g; модальный анализ на собственные частоты; динамический анализ случайных воздействий [6]. Результаты модального анализа представлены в табл. 1.

На основе модального анализа был проведен анализ на случайные воздействия. В расчет была введена спектральная плотность виброускорений в зависимости от частоты, эквивалентная вибрационным нагрузкам при полете РН «Днепр». Результаты представлены в табл. 2.

По результатам проведенных анализов установлено, что конструкция не имеет собственных частот на низких частотах (резонанс возможен при частотах выше 850 Гц). Максимальные напряжения, возникшие в результате воздействия перегрузок и случайных вибраций, не превышают 10 МПа, что значительно меньше предела текучести материалов (в среднем около 100–200 МПа для алюминиевых сплавов). Все это способствует высокому коэффициенту запаса прочности разработанной конструкции.

## Библиографические ссылки

1. The PocketQub Standard [Электронный ресурс]. URL: <http://pocketqub.org/standard/> (дата обращения: 5.2.2015).
2. SIBCUBE – проект студенческого космического аппарата СибГАУ класса CUBESAT / Д. М. Зуев, А. Г. Пятков, П. В. Мовчан и др. // Вестник СибГАУ. 2014. № 4 (56). С. 160–166.
3. Формообразование гнутых профилей: теория и практика : сб. науч. трудов / под науч. ред. В. И. Филимонова. Ульяновск : УлГТУ, 2011. С. 118–166.
4. Бруйка В. А., Фокин В. Г., Солдусова Е. А., Глазунова Н. А. Инженерный анализ в ANSYS Workbench : учеб. пособие. Самара : Самарский гос. тех. ун-т, 2010. 271 с.
5. Dnepr User's Guide [Электронный ресурс]. URL: [http://www.kosmotras.en/docs\\_mkk/](http://www.kosmotras.en/docs_mkk/) (дата обращения: 14.8.2016).
6. Елисеев К. В., Зиновьева Т. В. Вычислительный практикум в современных САЕ-системах : учеб. пособие. СПб. : Изд-во Политехн. ун-та, 2008. С. 68–72.

## References

1. The PocketQub Standard. Available at: <http://pocketqub.org/standard/> (accessed 5.2.2015).
2. Zuev D. M., Pyatkov A. G., Movchan P. V., Smirnov D. V., Kostyukov A. V. [“SIBCUBE” CUBESAT satellite project of sibsau student] // *Vestnik SibGAU*. 2014. № 4. P. 160–166 (In Russ).
3. *Formoobrazovanie gnutykh profiley: teoriya i praktika : sbornik nauchnykh трудов / pod nauch. red. d-ra tekh. nauk, professora V. I. Filimonova* [Shaping of bent profiles: theory and practice: the collection of sci. works / under the scientific edition of the Dr. Sci. Tech., professor V. I. Filimonov]. Ulyanovsk : UIGTU, 2011. P. 118–166. (In Russ.)
4. Bruyaka V. A., Fokin V. G., Soldusova E. A., Glazunova N. A. *Inzhenernyy analiz v ANSYS Workbench: uchebnoe posobie* [The engineering analysis in ANSYS Workbench: training manual]. Samara: Samarskiy gos. tekhn. un-t, 2010. 271 p.
5. Dnepr User's Guide. Available at: [http://www.kosmotras.en/docs\\_mkk/](http://www.kosmotras.en/docs_mkk/) (accessed 14.8.2016).
6. Eliseev K. V., Zinov'eva T. V. *Vychislitel'nyy praktikum v sovremennykh CAE-sistemakh: Ucheb. Posobie* [Computing practical work in modern CAE systems: training manual]. SPb.: Izd-vo Politekhn. un-ta, 2008. P. 68–72. (In Russ.)





**Материалы IV Научно-практической конференции**

**«ВЫЗОВЫ И ДОЛГОСРОЧНЫЕ  
ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ  
ИНФОРМАЦИОННЫХ  
КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ»**

## ПЕРСПЕКТИВНЫЕ ТЕХНОЛОГИИ НЕРАЗРУШАЮЩЕГО КОНТРОЛЯ ДЛЯ ПРЕДПРИЯТИЙ ОБОРОННО-ПРОМЫШЛЕННОГО КОМПЛЕКСА

В. Н. Бориков, В. М. Зыков, В. П. Вавилов, В. А. Смолянский, Д. А. Седнев

Национальный исследовательский Томский политехнический университет  
Российская Федерация, 634050, г. Томск, просп. Ленина, 30  
E-mail: borikov@tpu.ru

*Представлены перспективные технологии неdestructивного контроля. Институт неразрушающего контроля имеет универсальные комплексы и системы для осуществления неинвазивного контроля изделий ракетно-космической техники.*

*Ключевые слова: радиационная электризация, криоэкран, синтетическое фокусирование, фазированная решетка, томографическое изображение, бетатрон, томограф.*

## NON-DESTRUCTIVE TESTING NEXT-GENERATION TECHNOLOGIES FOR RUSSIA MILITARY INDUSTRIAL SECTOR COMPANIES

V. N. Borikov, V. M. Zykov, V. P. Vavilov, V. A. Smolyansky, D. A. Sedniv

National Research Tomsk Polytechnic University  
30, Lenina Av., Tomsk, 634050, Russian Federation  
E-mail: borikov@tpu.ru

*The paper describes emerging technologies of non-destructive inspection. Institute of Non-Destructive Testing has universal complexes and systems for non-invasive control of aerospace products.*

*Keywords: radiation electrification, krioecscreen, synthetical focusing, phased array, tomographic image, betatron, scanner.*

Использование неразрушающего контроля и технической диагностики приобретает все большее значение, особенно при производстве и эксплуатации дорогостоящих и наукоемких объектов, к которым относятся изделия ракетно-космической техники (РКТ). Вполне очевидно, что недостаточность контроля или его недостоверность могут приводить к значительным экономическим потерям, а в ряде случаев – к серьезным авариям и экологическим катастрофам. Институт неразрушающего контроля Томского политехнического университета обладает существенными наработками для осуществления диагностики изделий РКТ различными методами контроля.

*Испытания элементов и подсистем космического аппарата на радиационную электризацию*

Для проведения наземных испытаний элементов и подсистем космического аппарата (КА) на устойчивость к факторам радиационной электризации под действием электронной компоненты геомагнитной плазмы разработан испытательный стенд «Прогноз-2», который обеспечивает:

- проведение исследования параметров радиационной электризации образцов в условиях воздействия факторов космического пространства (вакуум, электронное излучение с имитацией условий на геостационарной орбите, низкая температура, солнечное излучение);

- измерение помеховых сигналов в цепях управления испытуемых подсистем КА (таких как система

коррекции КА), вызванных электростатическими разрядами;

- отработку методов и средств защиты от воздействия факторов радиационной электризации.

Общий вид испытательного стенда «Прогноз-2» показан на рис. 1.

При испытаниях на радиационную электризацию подсистем КА, например подсистемы ориентации, предполагается, что часть подсистемы ориентации в виде стационарного плазменного двигателя (СПД), располагается внутри вакуумной камеры и подвергается воздействию электронного излучения, в то время как входящая в состав бортовой аппаратуры другая часть системы ориентации, в виде электронной системы питания и управления СПД, находится вне вакуумной камеры, причём обе части соединены штатным кабелем. Это позволяет корректно определить параметры разрядных токов, инжектируемых в систему питания и управления СПД, например, через анодную и катодную цепи двигателя СПД, и на этой основе правильно выбрать параметры защитного фильтра для системы питания и управления.

*Ультразвуковая томография.* На данный момент ТПУ обладает существенными наработками в решении для осуществления контроля композитных материалов. Ультразвуковой контроль производится в эхоимпульсном режиме двумя методами:

- эхо-импульсный метод фокусированными одноэлементными преобразователями;

– эхо-импульсный метод фазированными антенными решётками с синтетической фокусировкой в объекте контроля (принцип «Digital Focus Array»).

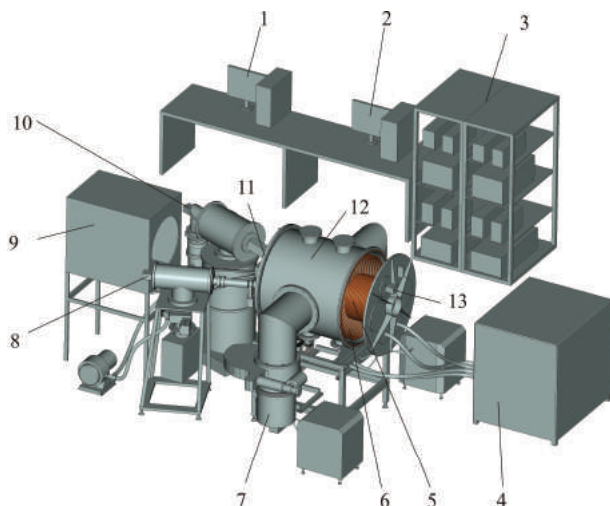


Рис. 1. Испытательный стенд «Прогноз-2»:

1, 2 – управляющая и регистрирующая ЭВМ; 3 – стойки с измерительным и управляющим оборудованием; 4 – холодильная установка; 5 – криоплита с криоэкраном; 6 – криобушшка; 7 – крионасос; 8 – электронная пушка 70 кэВ; 9 – имитатор Солнца; 10 – электронная пушка 300 кэВ; 11 – скоростная видеокамера; 12 – вакуумная камера; 13 – вакуумметр

Аппаратное обеспечение системы контроля позволяет подключать одновременно до 16 одноэлементных преобразователей, а также линейные фазированные решётки с количеством элементов до 128. При каждой операции контроля или в каждой позиции контроля возбуждается один элемент преобразователя фазированной решётки, в то время как все элементы группы (виртуальный преобразователь) принимают ультразвуковые эхо-сигналы. Таким образом, при каждой операции контроля охватывается часть контрольного объёма. Информация из всех позиций контроля переносится на каждый объёмный элемент, с учётом времени перемещения ультразвука. В результате возникает томографическое изображение контролируемого участка. Благодаря применению параллельных компьютерных структур во время процесса

сканирования выполняется реконструкция и отображение снимка результата.

При этом результаты контроля отличаются значительно улучшенной способностью обнаружения дефектов, по сравнению с обычными методами контроля, поскольку синтетическое фокусирование в каждой точке контрольного объёма приводит к повышенной чувствительности контроля и улучшенному разрешению.

*Активный тепловой контроль ксеноновых топливных баков методом активного теплового контроля.* Композитные ксеноновые топливные баки спутников представляют собой сосуд из лайнера, выполненного из титана и обмотанного силовой композитной оболочкой из углепластика. Возможными дефектами баков являются трещины лайнера, расслоения между углепластиком и титаном, а также недопустимые неоднородности теплофизических характеристик композита. Трещины, возникшие в процессе изготовления бака, ведут к утечкам продукта и являются абсолютно недопустимыми, в то время как расслоения и неоднородности композита могут приводить к появлению трещин в процессе механических испытаний.

Активный тепловой контроль основан на анализе динамики температурных полей в объекте контроля при их стимуляции различной физической природы [1]. Классический тепловой контроль предусматривает нагрев бака оптическим излучением или горячим воздухом. Предварительные эксперименты показали принципиальную возможность стимуляции баков с помощью теплого воздуха, подаваемого внутрь бака; при этом анализируют динамику температуры на внешней поверхности бака, в результате чего возможно построение карт теплофизических свойств конструкции.

Новым способом теплового контроля является стимуляция объекта ультразвуковыми колебаниями значительной мощности. Такая стимуляция приводит к аномальному тепловыделению в трещинах за счет внутреннего трения, причем основной материал остается «холодным». Данный способ весьма привлекателен для выявления «слипнутых», то есть весьма малых, трещин, однако требует решения проблемы разрушающего ввода ультразвука.

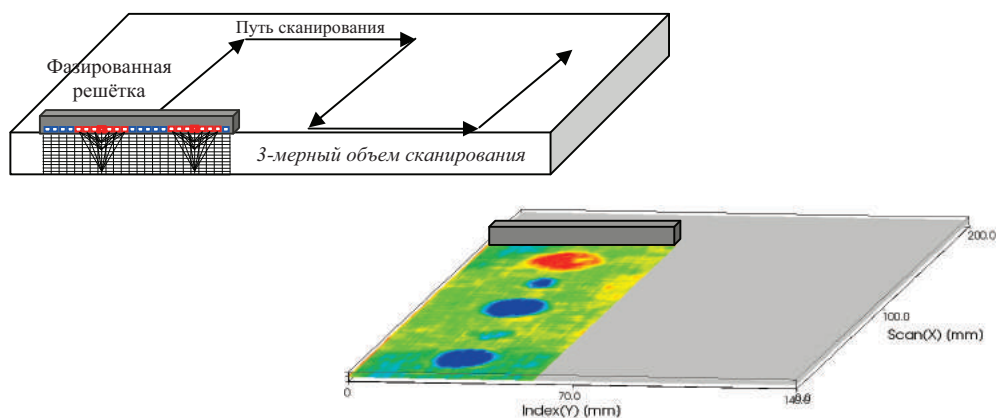


Рис. 2. Схематичное изображение принципа контроля

*Рентгеновская томография.* Из известных к настоящему времени способов промышленной томографии наибольшее распространение нашла рентгеновская, поскольку рентгеновские лучи хорошо проникают через различные конструкционные материалы. Для томографов нового поколения требуется создание источников излучения с более высокой импульсной мощностью. Такое излучение может быть получено с использованием индукционных ускорителей электронов – бетатронов.

Томограф, разработанный в ТПУ (рис. 3) на базе бетатрона, позволяет определять дефекты в различных материалах: от металлов до полимеров.

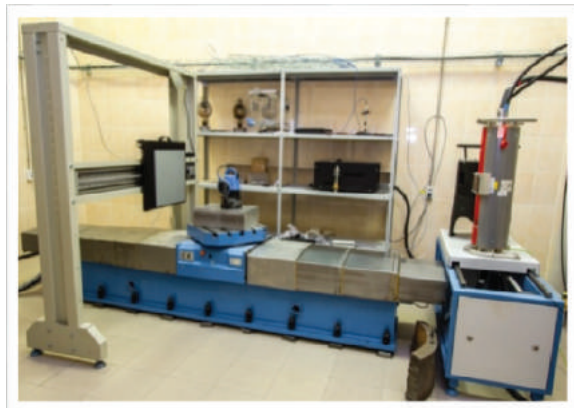


Рис. 3. Томограф крупногабаритных объектов

Основные технические характеристики томографа крупногабаритных объектов:

пространственное разрешение томограммы, мкм, 100  
Диаметр объекта, мм, 1 000  
Масса объекта, кг, 1 000  
Габариты рабочей области, мм, 2 000×2 740×2 320  
Источник бетатрон МИБ9(ТПУ)

Энергия электронов, МэВ, до 9  
Фокусное пятно, мм, 1×0,3  
Детектор панель (PerkinElmer) XRD1622  
размер детектора, мм, 400×400  
разрешение детектора, мкм, 200  
Детектор линейка X-Scan iHE2-410 (Detection Technology)

С помощью томографического комплекса [2] можно получать высококачественные визуализированные данные с высоким разрешением, возможно определять, локализовать и измерять дефекты с высокой точностью (0,01 мм) в режиме реального времени с выводом результатов на монитор.

Данный томограф является наиболее дешевым и малогабаритным по сравнению с аналогами за счет применения оборудования отечественного производства.

#### Библиографические ссылки

1. Тепловые методы контроля [Электронный ресурс]. URL: <http://portal.tpu.ru/departments/institut/ink/Files/Lab34/Avia.pdf> (дата обращения: 23.09.2016).
2. Рентгеновский томограф больших объектов [Электронный ресурс]. URL: [http://portal.tpu.ru/departments/laboratory/rknl/products/big\\_tomo](http://portal.tpu.ru/departments/laboratory/rknl/products/big_tomo) (дата обращения: 23.09.2016).

#### References

1. Electronic textbook Heat control methods: <http://portal.tpu.ru/departments/institut/ink/Files/Lab34/Avia.pdf> (accessed: 23.09.2016).
2. Electronic textbook X-ray tomography of large objects: [http://portal.tpu.ru/departments/laboratory/rknl/products/big\\_tomo](http://portal.tpu.ru/departments/laboratory/rknl/products/big_tomo) (accessed: 23.09.2016).

© Бориков В. Н., Зыков В. М., Вавилов В. П., Смолянский В. А., Седнев Д. А., 2016

УДК 681.5

## УСТРОЙСТВО АСИНХРОННОГО ПРИВОДА СИЛОВЫХ ГИРОСТАБИЛИЗАТОРОВ

С. П. Ботуз, С. В. Кузнецов, А. С. Стреж

Краснознаменский завод полупроводниковых приборов «Арсенал»  
Российская Федерация, 143090, г. Краснознаменск, Московская область, ул. Связистов, 9  
E-mail: str\_s@mail.ru

*Рассматриваются принципы управления асинхронными двигателями силовых гиросtabilизаторов с изменяемым кинетическим моментом, применяемых, в частности, в системах ориентации искусственных спутников Земли, обеспечивая высокую стабильность скольжения, скорости и момента асинхронного двигателя силовых гиросtabilизаторов.*

*Ключевые слова:* гиросtabilизатор, двигатель-генератор, момент, система ориентации, скорость программно-задающего воздействия.

## DEVICE OF ASYNCHRONOUS DRIVE POWER GYROSTABILIZERS

S. P. Botuz, S. V. Kuznetsov, A. S. Strezh

JSC "Arsenal" KrZPP

9, Svyazistov Street, Krasnoznamensk, Moscow region, 143090, Russian Federation

E-mail: str\_s@mail.ru

*The paper discusses the principles of control of asynchronous motors of power gyrostabilizers with a variable kinetic moment applied in the system of orientation of artificial Earth satellites, providing high stability of the slip, the speed and torque of the induction motor power gyrostabilizers.*

*Keywords: Gyrostabilizer, motor-generator, torque, system of attitude control, speed software and reference variable.*

Работа относится к области управления асинхронными двигателями силовых гиросtabilизаторов с изменяемым кинетическим моментом, применяемых, в частности, в системах ориентации искусственных спутников Земли. В таких гиросtabilизаторах двигатель-маховик (источник кинетического момента) разгоняется до номинальной скорости (первичный разгон), а затем по командам системы управления разгоняется или тормозится относительно номинальной скорости. При этом диапазон изменения скорости составляет  $\pm(10-40)$  % от номинальной.

Таким образом, в рассматриваемом классе силовых гиросtabilизаторов необходимо выполнять следующие операции управления двигателем:

1. Первичный разгон до номинальной скорости.

2. Стабилизация скорости вращения на основе разгона и рекуперативного торможения двигателя в ограниченных пределах изменения скорости относительно номинальной, а именно:  $\pm(10-40)$  % от номинальной.

Вторая операция осуществляется с нормированным моментом двигателя. Для осуществления разгона, торможения, стабилизации скорости вращения и момента двигателя осуществляют регулирование частоты или напряжения таким образом, чтобы задать определенные величины абсолютного скольжения, потока возбуждения машины и тока, потребляемого от источника питания. Известны устройства для разгона и торможения асинхронных двигателей с маховичной нагрузкой, в частности гироскопов. Такие устройства можно подразделить на две группы. К первой группе относятся устройства, в которых изменение частоты задается программно [1]. Темп изменения частоты может задаваться параметрически [Л6] или корректироваться в функции абсолютного скольжения.

В системах второй группы [2] частота напряжения питания двигателя образуется как алгебраическая сумма частоты вращения ротора (частота выходного напряжения тахогенератора) и частоты абсолютного скольжения. Разновидностью этого способа является способ деления частоты тахогенератора [3]. Недостатком устройств обеих групп является сложность, обусловленная необходимостью применения задающего генератора с программно изменяемой частотой в устройствах первой группы и наличием блока суммирования частот в устройствах второй группы. Если

суммирование частот осуществляется с помощью промежуточного преобразования частоты в напряжение, то в этом случае не удастся получить достаточно высокую стабильность абсолютного скольжения, а следовательно, момента двигателя [4]. В случае непосредственного суммирования частот для устранения девиации частоты питания двигателя необходимо существенно повышать частоту тахогенератора и уменьшать девиацию частоты с помощью делителя частоты с большим коэффициентом деления. Применение устройства [5] также требует делителя частоты.

Стабилизация скорости вращения маховика на участках разгона и торможения двигателя достигается за счет того, что согласно предлагаемому способу на участках разгона и торможения асинхронного двигателя маховика силовых гиросtabilизаторов во время первичного разгона маховика до номинальной скорости и стабилизации скорости вращения на основе разгона и рекуперативного торможения двигателя в ограниченных пределах изменения скорости относительно номинальной, а именно,  $\pm(10-40)$  % от номинальной, дополнительно осуществляют измерение и нормирование величины сигналов (мгновенных значений) напряжений на выходе усилителей датчика скорости вращения и программно-задающего блока  $U_1(t)$  и  $U_2(t)$ , при этом непрерывно корректируют величину зоны гистерезиса функционального релейного усилителя с памятью на основе следующих соотношений:  $|a_1| = (k_2/k_1)U_1(t)$  и  $-a_1 = -(k_2/k_1)U_2(t)$ , где  $k_1$  и  $k_2$  – коэффициенты усиления соответствующих усилителей сигналов датчика скорости вращения и программно-задающего блока, а на выходе функционального релейного усилителя с памятью формируют сигнал, который может быть описан следующей зависимостью [6]:

$$U_{psi} = \begin{cases} \text{sign } E(t), & \text{при } E(t) \geq a_1 \text{ для всех } t > 0; \\ U_{psi(i-1)}, & \text{при } E(t) \in (-a_1, a_1) \text{ для всех } t > 0; \end{cases}$$

$$\text{где } \text{sign } E(t) = \begin{cases} +1, & \text{при } |E(t)| > 0; \\ 0, & \text{при } |E(t)| = 0; \\ -1, & \text{при } |E(t)| < 0; \end{cases}$$

$E(t)$  – сигнал ошибки,  $E(t) = (U_1(t) - U_2(t)) K_1(t)$ ,  $K_2(t)$  – коэффициент усиления;  $U_1(t)$  и  $U_2(t)$  – нормированные величины измеренных значений (мгновен-

ных) напряжений на выходе усилителей датчика скорости вращения и программно-задающего блока;  $2 \cdot a_1$  – величина зоны гистерезиса функционального релейного усилителя;  $|a_1| = (k_2/k_1)U_1(t)$  и  $-a_1 = -(k_2/k_1)U_2(t)$ , при этом  $k_1$  и  $k_2$  – коэффициенты усиления соответствующих усилителей датчика скорости вращения и программно-задающего блока.

Как видно из приведенных соотношений, для случая, когда  $dE(t)/dt = 0$ , за счет запоминания предшествующего состояния выходной величины релейного элемента  $U_{p(i-1)}$ , для всех  $E(t) \in (-a_1, a_1)$ ,

где  $|2a_1| \leq \&T_p$  – величина требуемой (заданной) точности обработки программно-задающего воздействия (ПЗВ), устраняется возможность потери информации о сигнале ошибки до момента входа в зону нечувствительности или гистерезиса функционального релейного усилителя, что поясняет эффект повышения точности обработки ПЗВ в режиме обработки малых изменений  $E(t)$  без необходимости вычислять производную от изменения сигнала ошибки. При этом угол проводимости тиристоров в каждой фазе будет функционально связан с текущими значениями основных показателей качества обработки программно-задающих воздействий. Степень функциональных связей можно раздельно установить для каждого канала управления как перед включением в работу системы, так и непосредственно во время обработки, например, каждой «ступеньки» программно-задающих воздействий. Вышеописанные возможности во многих практически важных случаях программного управления электроприводами силовых гиросtabilизаторов, с точки зрения упрощения процесса настройки и оптимизации режимов регулирования (например, плавности переходных процессов при пуске за счет уменьшения интенсивности электромагнитных процессов), выгодно отличают систему от известных технических решений. При этом выходное напряжение питания инвертора (подаваемое на обмотки двигателя) стабилизируется. Этим однозначно задается величина потока возбуждения машины, а следовательно, и величина развиваемого ею момента. Таким образом, уменьшается второй из вышеназванных недостатков: нестабильность момента двигателя при изменении напряжения питания, температуры окружающей среды. Здесь следует отметить, что остается нестабильность момента, вызываемая изменением параметров двигателя при нагреве или изменении окружающей температуры. Однако эта нестабильность находится в интервале (3–5 %), так, например, диапазон изменения окружающей температуры гиросtabilизаторов искусственных спутников Земли, размещаемых в гермоконтейнере обычно находится в интервале (0–40 °C), а собственный перегрев асинхронного двигателя мал из-за слабого использования его активных частей.

Основные преимущества данного подхода к реализации предлагаемого способа сводятся к следующим [7]:

– обеспечение режима рекуперативного торможения регулируемого привода и генераторного режима работы асинхронных двигателей силовых гиросtabil-

лизаторов при отсутствии переключений в силовой цепи преобразователя и в цепях управления;

– отсутствие циркуляции уравнивающих токов между управляемым выпрямителем и зависимым инвертором;

– преобразователь частоты обладает лучшим быстроедействием при переводе нагрузки из одного режима в другой вследствие непрерывности работы вентильных групп и постоянства направления токов в индуктивностях сглаживающих фильтров;

– промежуточные цепи постоянного тока в данной схеме более уравновешены, чем в других известных схемах, что позволяет уменьшить емкость сглаживающих фильтров, соответственно и массу всей системы стабилизации;

– при выполнении оконечного инвертора с наиболее простым коммутирующим звеном из конденсаторов, малой индуктивности и отсекающих диодов в схеме инвертора не образуются послекоммутационные короткозамкнутые контуры, в которых в известных схемах циркулирует начальный ток индуктивности.

Таким образом, уменьшается нестабильность скорости и момента двигателя при изменении напряжения питания, температуры окружающей среды. Здесь следует отметить, что остается нестабильность момента, вызываемая изменением параметров двигателя при нагреве или изменении окружающей температуры. Однако эта нестабильность находится в интервале (3–5 %), так, например, диапазон изменения окружающей температуры гиросtabilизаторов искусственных спутников Земли, размещаемых в гермоконтейнере, обычно находится в интервале (0–40 °C), а собственный перегрев асинхронного двигателя мал из-за слабого использования его активных частей.

#### Библиографические ссылки

1. Петров Б. Н. Избранные труды. Управление авиационными и космическими аппаратами. Т. 2. М.: Наука, 1983. С. 303–305.
2. Military Technology. Бонн (DE), Monch Publishing Group. 1994. Т. 17, № 7. С. 20, 21.
3. Ракетная техника и космонавтика: журнал. М.: Мир, 1980. Т. 18, № 2, февраль. С. 128–138.
4. RU 2044274 C1 (Производственное объединение «Корпус») 20.09.1995 G01C25/00 Стенд для контроля прецизионного гироскопического датчика угловой скорости / Калихман Д. М., Калихман Л. Я., Улыбин В. И. (Россия). Зарегистрир. в Гос. реестре изобр. 20.09.1995. Б.И. 1995.
5. Пат. 2383863 Рос. Федерация: С1, МПК3 H02P 23/08 (2006.01). Система стабилизации скорости вращения силовых гиросtabilизаторов / Стреж С. В., Вороной А. Т. № 2008134188/09; заявл. 21.08.2008; опубл. 27.03.2010, Бюл. № 9.
6. Пат. 2385531 Рос. Федерация: С1, МПК H02P 23/08 (2006.01). Способ стабилизации скорости вращения силовых гиросtabilизаторов / Стреж С. В., Вороной А. Т. № 2008134189/09; заявл. 21.08.2008; опубл. 27.03.2010, Бюл. № 9.
7. Пат. 2381451 Рос. Федерация: С1, МПК H02P 23/08 (2006.01). Адаптивная система управления



гиростабилизатором / Стреж С. В., Вороной А. Т. № 2008134194/09 ; заявл. 21.08.2008 ; опубл. 27.03.2010, Бюл. № 9.

### References

1. Petrov B. N. *Izbrannye trudy. Upravlenie aviatsionnymi i kosmicheskimi apparatami*. [Manage aircraft and spacecraft]. Vol. 2. Moscow, Nauka, 1983. P. 303–305 (In Russ.)
2. Military Technology. Бонн (DE), Monch Publishing Group, 1994. Vol. 17, № 7. P. 20, 21.
3. *Zhurnal "Raketnaya tekhnika i kosmonavtika"*. ["Rocketry and Astronautics" Magazine]. Moscow : Mir, 1980. Vol. 18, №2 (February). P. 128–138.
4. Kalikhman D. M., Kalikhman L. Y., Ulybin V. I. *Stend dlya kontrolya pretsizionnogo giroskopicheskogo*

*datchika uglovoy skorosti*. [Stand for control precision gyro angular velocity sensor]. Patent RF, no. 2044274, 1995.

5. Strezh S. V, Voronoy A. T. *Sistema stabilizatsii skorosti vrashcheniya silovykh girostabilizatorov*. [System to stabilise powered gyrostabiliser spin rate]. Patent RF, no. 2383863, 2010.

6. Strezh S. V, Voronoy A. T. *Sposob stabilizatsii skorosti vrashcheniya silovykh giro stabilizatorov*. [Method for stabilization of power gyrostabiliser rotation speed]. Patent RF, № 2385531, 2010.

7. Strezh S. V, Voronoy A. T. *Adaptivnaya sistema upravleniya girostabilizatorom*. [Gyrostabiliser adaptive control system]. Patent RF, № 2381451, 2010.

© Ботуз С. П., Кузнецов С. В., Стреж А. С., 2016

УДК 629.7

## ПЕРСПЕКТИВНЫЕ РАЗРАБОТКИ ВГТУ В ОБЛАСТИ ТРАНСПОРТНЫХ И КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ

И. Г. Дроздов\*, Д. П. Шматов, А. М. Кудрин

Воронежский государственный технический университет  
Российская Федерация, 394026, г. Воронеж, просп Московский, 14  
E-mail: drozdov\_ig@mail.ru\*

*Представлены наиболее перспективные разработки, а также полученные ранее результаты проводимых исследований в области ракетно-космической техники и технологии, выполняемые ВГТУ в сотрудничестве с предприятиями оборонно-промышленного комплекса Воронежской области.*

*Ключевые слова: оборонно-промышленный комплекс (ОПК), перспективные разработки, лаборатории, научно-образовательный центр.*

## PROSPECTIVE DEVELOPING VEHICLE AND SPACE SYSTEMS BY THE VORONEZH STATE ENGINEERING UNIVERSITY

I. G. Drozdov\*, D. P. Shmatov, A. M. Kudrin

Voronezh State Technical University  
14, Moskovsky Av., Voronezh, 394026, Russian Federation  
E-mail: drozdov\_ig@mail.ru\*

*The article presents the most promising projects, as well as previous results of the research in the field of space engineering and technology carried out by the Voronezh State Technical University in cooperation with the enterprises of the military-industrial complex of the Voronezh region.*

*Keywords: military-industrial complex, long-term development, laboratories, research and educational center.*

В Воронежском государственном техническом университете (ВГТУ), который теперь имеет статус опорного университета и охватывает Центрально-Черноземный регион, активно проводятся научные исследования, и в первую очередь их тематика обусловлена тесным взаимодействием с предприятиями ОПК (КБХА, ВМЗ, РИФ, Турбонасос, ВАСО и т. д.). Так, при выполнении различных проектов созданы лаборатории и Научно-образовательный центр (НОЦ).

Научно-образовательный центр «Инновационные технологии в авиастроении» был создан в рамках проекта кооперации вуза и предприятия в 2010–2012 гг. по проекту создания высокотехнологичного производства с ПАО «ВАСО». На сегодняшний день в НОЦ ИТА входят две научные лаборатории:

- лаборатория «Композиционные материалы»;
- лаборатория «Специальные авиационные технологии».

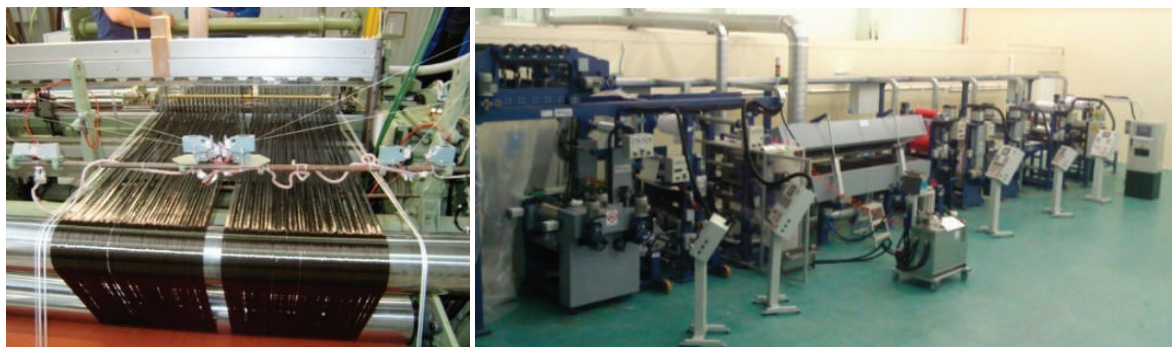


Рис. 1. Участок опытно-технологического комплекса пропитки COS.T.A

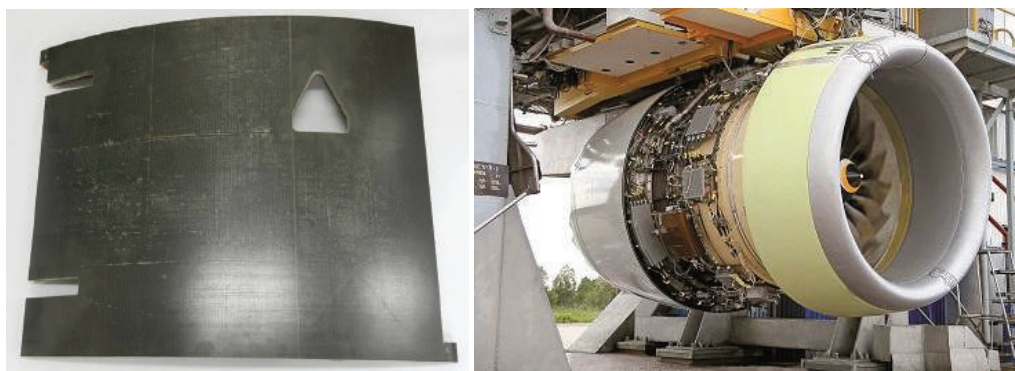


Рис. 2. Опытный образец створки мотогондолы самолета ИЛ-76МД-90А

Квалифицированный персонал, а также высоко-технологичное оборудование, которым укомплектованы лаборатории, позволяют проводить научные и прикладные исследования с целью разработки новых полимерных композиционных материалов (ПКМ) конструкционного назначения по заданным эксплуатационным параметрам. Опытно-технологическое оборудование лаборатории «Композиционные материалы», единственное в регионе, позволяет проводить уникальные технологические работы (рис. 1).

С момента создания НОЦ силами лабораторий, входящих в его состав, успешно реализованы крупные проекты: кооперации ВГТУ и ВАСО (п. 218 в 2010–2012 гг., а также ФЦП в 2014–2016 гг.); выполнены темы ВГТУ в рамках гос.заданий в 2013, 2014–2016 гг., а также успешно выполнены НИОКР с ЗАО «ИНУМиТ» и МГУ им. Ломоносова.

В рамках приоритетного направления «Транспортные и космические системы» по федеральным целевым программам (ФЦП) реализован проект «Исследования и разработки автоматизированного процесса изготовления изделий из ПКМ на примере створки мотогондолы самолета ИЛ-76МД-90А» (рис. 2). Разработаны и отработаны технологии изготовления материала, технологии автоматизированной выкладки, а также технология изготовления экспериментального образца на примере створки мотогондолы. Разработанные технологии и материалы существенно сокращают трудоемкость изготовления авиационных конструкций, увеличивают коэффициент использования материала, сокращая технологический цикл, при-

менение автоматизированной выкладки обеспечивает точность и повторяемость технологического режима.

Создан существенный задел в теме «Разработка конструкции и технологии изготовления несущей подложки из ПКМ для крепления сверхтонких фотоэлектрических преобразователей в солнечных батареях (СБ)». В настоящее время одной из актуальных задач совершенствования конструкций СБ является применение инновационных материалов – композитов на основе угле- и стеклопластиков, обеспечивающих высокую прочность при низком весе (до 1 кг на м<sup>2</sup> конструкции), в особенности для авиационной и космической промышленности.

Коллектив ВГТУ обладает существенным опытом реализации НИОКР в области разработки и исследований систем термостабилизации. С 2009 г. в рамках ФЦП «Развитие электронной компонентной базы и радиоэлектроники» при поддержке АО «Концерн «Созвездие» успешно выполнены ряд проектов: «Исследование путей создания конструкции унифицированных теплоотводящих элементов систем охлаждения радиоэлектронной аппаратуры и сверхвысокочастотных приборов X- и С-диапазонов»; «Разработка базовой технологии создания унифицированных компонентов активных систем локальной термостабилизации для защиты электронных модулей телекоммуникационного оборудования от воздействия экстремально низких температур и перегрева» (рис. 3); «Разработка базовой технологии создания унифицированных компактных источников электропитания и преобразователей электроэнергии для телекоммуни-

кационных систем с высокой удельной мощностью на базе технологии отвода и рассеяния тепла, основанной на применении наноструктурированных материалов».

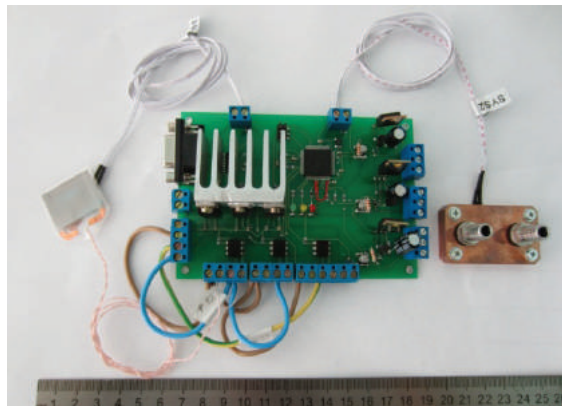


Рис. 3. Система термостабилизации на основе микроканального теплообменника и тонкопленочного нагревателя

Данные наработки дали уверенный старт для подготовки заявки по ФЦП «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014–2020 годы» (транспортные и космические системы) по теме «Разработка элементов гибридной системы локальной термостабилизации электронных модулей на основе микроканальных теплообменников и термоэлектрических преобразователей» (2015–2017). Индустриальный партнер проекта – АО «РИФ», г. Воронеж. Данная тематика поддержана ТП «Национальная информационная спутниковая система». Здесь разрабатывается гибридная система термостабилизации, использующая в едином гидравлическом контуре микроканальный теплообменник (МКТ) и блок термостабилизации на основе термоэлектрических

преобразователей (ТЭМО). Теплоноситель насосом НЦ подается в МКТ, где после теплообмена с электронным модулем поступает в радиатор АТ1 и затем в теплообменный аппарат блока охлаждения (БО) на основе ТЭМО (рис. 4).

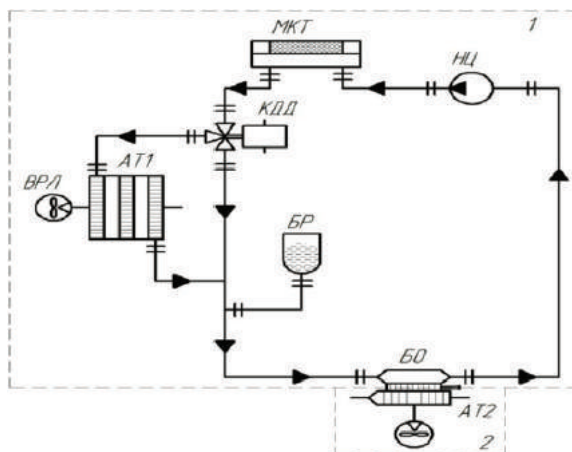


Рис. 4. Принципиальная схема гибридной системы локальной термостабилизации электронных модулей на основе микроканальных теплообменников и термоэлектрических преобразователей

Необходимая температура теплоносителя в контуре поддерживается с помощью ТЭМО за счет регулировки мощности (холодопроизводительности). Таким образом, обеспечивается либо нагрев теплоносителя, либо его охлаждение. По данной разработке подана заявка на изобретение «Способ термостабилизации электронной аппаратуры и устройство для его осуществления».

© Дроздов И. Г., Шматов Д. П.,  
Кудрин А. М., 2016

УДК 378.1:001.892

## РЕАЛИЗАЦИЯ ПРОЕКТОВ В ИНТЕРЕСАХ ПРЕДПРИЯТИЙ ОБОРОННО-ПРОМЫШЛЕННОГО КОМПЛЕКСА И АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ

К. М. Иванов, С. А. Матвеев\*, Н. Г. Яковенко

Балтийский государственный технический университет «Военмех» имени Д. Ф. Устинова  
Российская Федерация, 190005, г. Санкт-Петербург, ул. 1-я Красноармейская, 1  
\*E-mail: sciencebstu@bstu.spb.su

*БГТУ «Военмех» им. Д. Ф. Устинова является центром оборонного и аэрокосмического образования в Северо-Западном регионе, активно взаимодействует с предприятиями ОПК и космической отрасли в деле подготовки кадров, в том числе в рамках программы «Новые кадры ОПК». В последние годы университет наращивает количество и объемы поисковых, научно-исследовательских, опытно-конструкторских и технологических работ в интересах космической отрасли, в том числе по целевым субсидиям Минобрнауки.*

*Ключевые слова: подготовка кадров для ОПК, целевые программы подготовки, НИОКТР для космической отрасли, передача энергии по лазерному лучу, гексапод.*

## DEVELOPING PROJECTS FOR MILITARY AND AEROSPACE PLANTS

K. M. Ivanov, S. A. Matveev\*, N. G. Yakovenko

Baltic State Technical University "Voenmeh" named after D.F. Ustinov  
1, 1st Krasnoarmeiskay Street, Saint-Petersburg, 190005, Russian Federation

\*E-mail: sciencebstu@bstu.spb.su

*BSTU «Voenmeh» named after D. F. Ustinov is the center of education for military and aerospace industry in Northwest region and it actively interacts with plants of military and space industry training personnel for this plants. For the last years the university has increased the number of research projects, development and technological projects for space industry, including the ones subsidized by the Department of education and science.*

*Keywords: personnel training for military and space plants, target training programme, research, development and technological works for space plants, the transfer of energy on laser rays, hexapod.*

**Введение.** Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д.Ф. Устинова с момента своего основания в 1932 году и по настоящее время – вуз, готовящий специалистов для предприятий оборонно-промышленного комплекса (ОПК). С 1946 года по настоящее время университет осуществляет подготовку кадров для ракетно-космической отрасли страны. БГТУ «Военмех» активно участвует в выполнении большого числа НИР и ОКР в интересах предприятий ОПК и ракетно-космической отрасли.

Основной спецификой вуза является тесное взаимодействие с предприятиями ОПК, учреждениями Министерства обороны РФ и другими профильными министерствами и ведомствами (СОП РАН, ГУ НИД МО и др.). Университет ориентирован на расширение и совершенствование своего участия в выполнении государственного оборонного заказа подготовки специалистов, увеличение доли целевой подготовки, а также расширение спектра военно-учетных специальностей подготовки кадровых офицеров, реализуемых учебно-военным центром и военной кафедрой. БГТУ реализует совместные программы с российскими военными базами за рубежом.

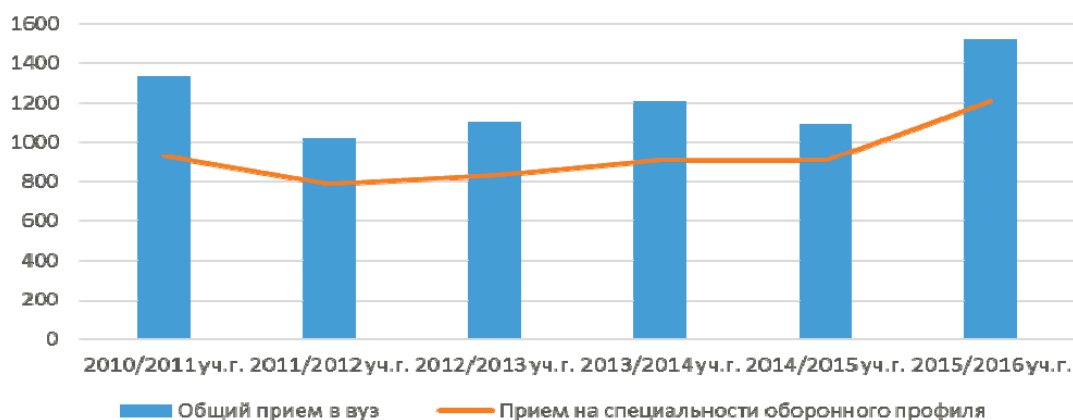
В настоящее время БГТУ «Военмех» им. Д. Ф. Устинова – центр оборонного и аэрокосмического образования в Северо-Западном регионе, по объемам подготовки кадров для предприятий ОПК занимает 6-е место среди вузов России.

На рисунке приведены цифры фактического приема в университет как в целом, так и на специальности оборонного профиля, в том числе на специальности, на которых производится подготовка специалистов для предприятий ракетно-космической отрасли РФ.

В 2014 году университет стал победителем открытого публичного конкурса на предоставление поддержки программ развития системы подготовки кадров для предприятий ОПК в образовательных организациях высшего образования, подведомственных Минобрнауки России, «Новые кадры ОПК» [1]. Программа проводится с целью укрепления союза образования и промышленности. По итогам конкурсного отбора университет получил поддержку 70 проектов на 143 обучающихся, что является 5-м результатом из 55 участников конкурса.

В следующем, 2015 году, по итогам конкурсного отбора следующего этапа открытого публичного конкурса университет получил поддержку 44 проектов на 87 обучающихся, что является 8-м результатом из 75 участников конкурса [2].

Университет реализует программу «Новые кадры ОПК» совместно с 14 предприятиями-партнерами. Для более полной реализации программ подготовки специалистов для предприятий ОПК и ракетно-космической отрасли, в том числе в рамках программы «Новые кадры ОПК», совместно с предприятиями-партнерами активно создается высокоэффективный инструмент – базовые кафедры.



Динамика приема в вуз на специальностям оборонного профиля

Созданы и работают 7 базовых кафедр, создаются еще две.

Подготовка кадров для предприятий ОПК и ракетно-космической отрасли наиболее эффективно осуществляется путем привлечения студентов, магистрантов и аспирантов к научно-исследовательским, опытно-конструкторским и технологическим работам (НИОКТР), проводимым в научно-исследовательской части университета по техническим заданиям предприятий и организаций, планам Минобрнауки, в рамках грантов и субсидий по выигранным конкурсам.

Специалисты БГТУ «Военмех» им. Д. Ф. Устинова ведут активную научно-исследовательскую деятельность в интересах Министерства обороны и предприятий ОПК.

Основная направленность – прикладные НИР и ОКР по профилю деятельности вуза.

В настоящее время в вузе создана централизованная структура (НИЧ) для выполнения НИОКТР. В ее составе работают профильные научно-технические и обеспечивающие подразделения, оснащенные современным оборудованием. Значительная часть сотрудников – студенты, молодые ученые и инженерно-технические работники.

Наиболее важными по назначению, объему выделенных средств и количеству привлеченных сотрудников являются работы по постановлению № 218 «О мерах государственной поддержки развития кооперации российских высших учебных заведений и организаций, реализующих комплексные проекты по созданию высокотехнологичного производства». Выполнена 1 работа, в настоящее время выполняется 1 работа, подготовлена заявка на участие в конкурсе еще по 1 работе.

Результаты работ востребованы на предприятиях ОПК при разработке перспективных ВВСТ в интересах Минобороны.

В университете активно ведутся работы по созданию научно-технического задела в интересах предприятий ОПК по мероприятиям Минобрнауки РФ.

В частности, выполняются работы и готовятся заявки в рамках федеральной целевой программы «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014–2020 годы», мероприятие 1.3. Выполнена 1 работа, выполняется 1 работа, подготовлены заявки на участие в конкурсе еще на 3 работы.

Весьма эффективной формой взаимодействия предприятий между собой и с вузами являются технологические платформы. В настоящее время БГТУ принимает активное участие в деятельности следующих 5 основных профильных технологических платформ: Национальная информационная спутниковая система; Легкие и надежные конструкции; Освоение океана; Моделирование и технологии эксплуатации высокотехнологичных систем (Промышленность будущего); Авиационная мобильность и авиационные технологии.

БГТУ активно участвует в программах инновационного развития предприятий ОПК и ракетно-космической отрасли.

Выполнение НИОКТР, участие в федеральных целевых программах, технологических платформах и программах инновационного развития предприятий позволяет осуществить интеграцию научного и образовательного процессов – основу современной подготовки высококвалифицированных кадров для предприятий ОПК в университете.

За период 2015–2016 гг. трудоустроены для участия в НИОКТР около 135 студентов, более 250 студентов участвуют в работах в инициативном порядке.

В университете происходит создание совместных научно-образовательных структур, в том числе при поддержке базовых предприятий.

Совместно с АО «ИСС» создается отраслевой учебно-научный центр «Радиоэлектронные и мехатронные системы космического назначения», созданы студенческие конструкторско-технологические бюро по направлениям в составе НИЧ, сформированы специализированные учебно-научные лаборатории по востребованным технологическим направлениям на профильных факультетах, созданы учебно-научные лаборатории в составе базовых кафедр.

Для реализации всех аспектов подготовки специалистов необходимо развитие инфраструктуры университета. Для этого реализуются различные инфраструктурные проекты, например, с ноября 2015 года совместно с АО «КБСМ» реализуется проект по инфраструктурному обеспечению структурного подразделения – базовой кафедры «СЗРЦ Концерна ВКО «Алмаз-Антей» БИ8 «Средства ВКО и ПВО», в рамках Постановления № 219 по созданию центров коллективного пользования создана сеть коллективного пользования, основу которой составляет современное металлообрабатывающее оборудование с ЧПУ, измерительное оборудование, CAD/ CAM/ PLM – системы разработки и сопровождения изделий машиностроения.

В последние годы наиболее крупные работы выполняются в университете в интересах и по заданиям АО «ИСС» им. акад. М. Ф. Решетнева.

В 2008–2016 годах проведено 6 НИР и ОКР общей стоимостью около 100 млн руб., количество задействованных сотрудников и студентов – более 200 чел.

Кроме этого, по заданиям АО «ИСС» при финансировании со стороны Минобрнауки в 2015–2018 годах выполняются следующие работы:

ПНИЭР на тему «Создание высокоэффективной системы беспроводной узконаправленной передачи энергии и информации для управления состоянием объектов космического базирования на основе лазерных и волоконно-оптических технологий» [4]. Сроки: октябрь 2015 – ноябрь 2017 гг., количество привлеченных сотрудников и студентов: 23 чел., стоимость 34,0 млн руб. (субсидия Минобрнауки)

НИОКТР на тему «Разработка типоразмерного ряда прецизионных мехатронных устройств стабилизации, позиционирования и наведения бортовой аппаратуры космической и авиационной техники» [5]. Сроки: январь 2016 – ноябрь 2018 гг., стоимость: 150,0 млн руб. (субсидия Минобрнауки), количество привлеченных сотрудников и студентов: 109 чел.

**Заключение.** БГТУ «Военмех» им. Д. Ф. Устинова является одним из ведущих ВУЗов Российской Федерации по подготовке специалистов для ОПК и ракетно-космической отрасли и центром подготовки таких специалистов в Северо-Западном регионе, выполняет значительный объем НИОКР в интересах предприятий ОПК в разработке изделий и технологий двойного назначения, участвует в программах Минобрнауки, ведомственных и межведомственных программах подготовки и переподготовки специалистов.

Развитие инфраструктуры, широкое и активное привлечение молодежи, в том числе студентов, к многообразной работе университета по взаимодействию с предприятиями и организациями ОПК и ракетно-космической отрасли позволяет достаточно уверенно смотреть в будущее и развиваться в направлении совершенствования подготовки высококвалифицированных специалистов.

#### Библиографические ссылки

1. URL: <http://cadry-opk.ru/sites/default/files/page/2014/07/%D0%A0%D0%B5%D0%B7%D1%83%D0%B%D1%8C%D1%82%D0%B0%D1%82%D1%8B%20%D0%BA%D0%BE%D0%BD%D0%BA%D1%83%D1%80%D1%81%D0%B0%20%D0%9E%D0%9F%D0%9A.pdf>
2. Электронный ресурс: [http://cadry-opk.ru/sites/default/files/page/2014/07/Prikaz\\_%E2%84%96\\_1370\\_ot\\_25.11.2015.pdf](http://cadry-opk.ru/sites/default/files/page/2014/07/Prikaz_%E2%84%96_1370_ot_25.11.2015.pdf)
3. URL: <http://fcpir.ru/upload/iblock//protokol-otsenki-i-sopostavleniya.pdf>
4. Использование волоконно-оптических технологий для энергоинформационного обмена между

устройствами управления крупногабаритной антенны / А. А. Ким, С. Ю. Страхов, Д. А. Хромихин и др. // Вопросы радиоэлектроники. 2016. № 8. С. 41–48.

5. Коротков Е. Б., Матвеев С. А., Яковенко Н. Г. Пути повышения качественных показателей системы управления механизмом с параллельной структурой (гексапод, трипод) на базе российских и мировых доступных электронных компонентов // Вопросы радиоэлектроники. 2016. № 8. С. 85–92.

#### References

1. URL: <http://cadry-opk.ru/sites/default/files/page/2014/07/%D0%A0%D0%B5%D0%B7%D1%83%D0%B%D1%8C%D1%82%D0%B0%D1%82%D1%8B%20%D0%BA%D0%BE%D0%BD%D0%BA%D1%83%D1%80%D1%81%D0%B0%20%D0%9E%D0%9F%D0%9A.pdf>
2. URL: [http://cadry-opk.ru/sites/default/files/page/2014/07/Prikaz\\_%E2%84%96\\_1370\\_ot\\_25.11.2015.pdf](http://cadry-opk.ru/sites/default/files/page/2014/07/Prikaz_%E2%84%96_1370_ot_25.11.2015.pdf)
3. URL: <http://fcpir.ru/upload/iblock/d80/protokol-otsenki-i-sopostavleniya.pdf>
4. Kim A. A., Strakhov S. Yu., Khromikhin D. A., Matveev S. A. Ispolzovanie volokonno-opticheskikh tekhnologii dlya energoinformacionnogo obmena megdu ustroystvami upravleniya krupnogabaritnoi antennoy // Voprosy radioelctroniki. 2016. № 8. P. 41–48.
5. Korotkov E. B., Matveev S. A., Yakovenko N. G. Puti povysheniya kachestvennykh pokazatelei sistemy upravleniya mekhanizmom s parallelnoy strukturoy (hexapod, tripod) na baze rossiiskix i mirovykh dostupnykh electronnykh komponentov // Voprosy radioelctroniki. 2016. № 8. P. 85–92.

© Иванов К. М., Матвеев С. А., Яковенко Н. Г., 2016

УДК 681.5

### ИЗГОТОВЛЕНИЕ ПРОТОТИПОВ ЭЛЕКТРОННЫХ БЛОКОВ И УЗЛОВ, РАСПОЛОЖЕННЫХ В МАХОВИКАХ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ И СТАБИЛИЗАЦИИ

С. В. Кузнецов, А. С. Стреж, С. В. Стреж, А. Ю. Цариков

Краснознаменский завод полупроводниковых приборов «Арсенал»  
Российская Федерация, 143090, г. Краснознаменск, Московская область, ул. Связистов, 9  
E-mail: str\_s@mail.ru

*Исследование посвящено анализу размещения плат электронных компонентов в конструктиве маховичных систем, а также проектированию и размещению соединителей для плат и блоков мехатронных устройств космического аппарата (КА).*

*Ключевые слова: сверхмалый космический аппарат (СМКА), ротостатическая платформа, ротоблок, модульно-пространственная плата, секторная плата.*

## PROTOTYPING OF ELECTRONIC ASSEMBLIES AND UNITS, LOCATED IN FLYWHEELS OF THE SYSTEMS ATTITUDE CONTROL AND STABILIZATION

S. V. Kuznetsov, A. S. Strezh, S. V. Strezh, A. Y. Tcharikov

JSC "Arsenal" KrZPP  
9, Svyazistov Street, Krasnoznamensk, Moscow region, 143090, Russian Federation  
E-mail: str\_s@mail.ru

*The study focuses on the analysis of the PCBs of electronic components in constructive flywheel systems, as well as the design and placement of connectors for PCBs and units of mechatronic devices of spacecraft.*

*Keywords: ultra-small space craft, roto-static platform, roto-block, modular spatial board, pie board.*

В рамках ответа на устойчивые эволюционные вызовы к снижению массогабаритных и вещественно-энергетических характеристик технических объектов, что дополнительно стимулируется прогрессом в производстве, материаловедении и опережающим развитием информационных технологий, которые являются базовыми для управления КА и обработки СИ, на основе исследований по программе «РОЙ» были конкретизированы соответствующие концептуальные требования к вопросам построения облика составляющих многоагентную КМ [платформ] КА [1]:

а) максимальное комплексирование (по массе, по габаритам, по функциональности) и системная интеграция модулей, комплексов, подсистем и систем КА между собой [2];

б) широкое выявление и использование эмерджентных свойств и возможностей элементов и систем проектируемой платформы нового типа.

Реализация вышеназванных концепций построения платформ нового типа, например, перспективной рото-статической платформы, поднимает проблему размещения блоков электронной аппаратуры [3] и других элементов СМКА внутри составляющих отдельные ротоблоки маховичного конструктива. Ниже приводится результат рассмотрения вариантов этих размещений.

Плоскость плат вычислительных модулей (ВМ) может быть ориентирована по отношению к вектору силы (гравитационной составляющей) по-разному – перпендикулярно вектору силы и вдоль вектора силы.

В случае ориентации плоскости плат вычислительного модуля перпендикулярно вектору силы возможно два способа размещения этих плат в ротоблоке:

в виде лент вдоль обода маховика ротоблока (ленточные платы ВМ – см. позицию 3 на рисунке), выполненных как из жесткого (текстолит), так и гибкого материалов. Следует особо учитывать, что данный вариант предполагает значительный (до 100 %) объем немеханизированных работ по пайке элементной базы для ВМ. Также для любых вариантов исполнения ротоблоков сам обод маховика представляет наиболее удачное место размещения ряда исполнительных механизмов [4; 5], датчиков, измерителей, антенн и другой аппаратуры, что может послужить препятствием к размещению ВМ в виде лент на обode маховика;

вдоль обода (в том числе и в несколько рядов) маховика ротоблока, деля его на равные (соответствующие размерам плат вычислительного модуля) уплотненные посадочные места с организованной подложкой (см. позицию 2 на рисунке) – форма организации посадки вычислительных модулей на обode маховика ротоблока выглядит в проекции как правильный шести- или восьмиугольник. Сами платы (модульно-пространственные платы ВМ – см. позицию 4 на рисунке) при этом, как правило, вытянутые параллелепипеды.

В процессе проектирования плат таких вычислительных модулей следует учесть, что более массивные элементы из набора необходимой для монтажа этих ВМ элементной базы следует размещать на той стороне плат, в которую входит вектор силы гравитационного действия, – в этом случае будут сняты риски срыва элементов монтажа с плат.

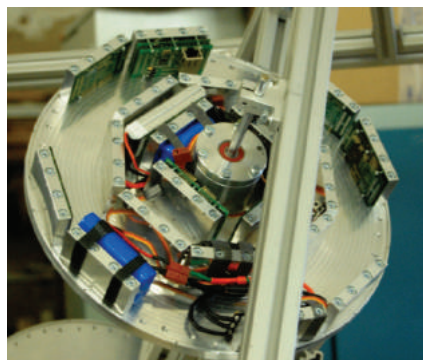
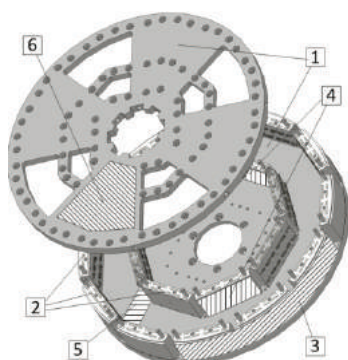
Предлагается в виде такого конструктива реализовывать основные ВМ КА, рассчитанные на высокие вычислительные нагрузки. Стандартизация посадочных мест обеспечит значительную унификацию всех ВМ на КА.

В случае ориентации плоскости плат вычислительного модуля вдоль вектора силы они могут располагаться:

1) в плоскости вращения ротоблока – и тогда отдельные платы будут иметь форму, производную от сектора с возможными технологическими вырезами (секторные платы ВМ – см. позицию 5 на рисунке);

2) перпендикулярно плоскости вращения ротоблока, размещаясь вдоль радиусов окружности вращения; в этом случае платы будут иметь форму (как правило) вытянутого параллелепипеда. Одним из преимуществ такого размещения плат (радиальные платы ВМ – см. позицию 6 на рисунке) может являться их дополнительное использование в качестве элементов набора ротоблоков для повышения ее жесткости.

Предлагается в виде такого конструктива реализовывать дополнительные ВМ КА, предназначенные для непосредственного управления конечными устройствами КА. Использование таких промежуточных ВМ на ротоблоках позволит повысить аппаратную унификацию высокопроизводительных ВМ (убрав из них цепи непосредственного управления внешней нагрузкой) и максимально сократить кабельное хозяйство.



Концептуальная схема размещения полезной нагрузки и прототип ротоблока перспективной ротостатической платформы КА нового типа:

1 – маховиковый конструктив ротоплатформы; 2 – шасси для устройств с модульно-пространственной ориентацией расположения полезной нагрузки (плат, аккумуляторных сборок, спец. контейнеров и т. п.); 3 – ленточное; 4 – модульно-пространственное; 5 – секторное; 6 – радиальное

Также показано, что высокие значения градиента гравитационной составляющей могут привести к отрыву отдельных элементов с плат ВМ и к разрушению внутренней структуры микроконтроллеров и больших интегральных схем (например, отрыв кристаллов элементов электронной аппаратуры от креплений контактов внутри корпуса), от чего элементы внешнего, локального для каждого этого элемента бандажа защитить не в состоянии. Более того, множественный локальный бандаж отдельных элементов схем отрицательно сказывается на системе терморегуляции КА, а также на вибростойкости всего изделия в целом. Для разрешения большинства вышеприведенных противоречий предлагается:

монтаж кристаллов микроконтроллеров, больших интегральных схем и максимального количества электронных компонентов их обеспечения в конечный продукт – платы ВМ и модулей устройств – в бескорпусном виде, с дальнейшим покрытием полученных плат массивом специального композита-диэлектрика;

покрытие полученного защищенного от срыва кристаллов с поверхности монтажа композита материалами, повышающими радиационную стойкость и теплопроводность полученной сборки;

внедрение полученных модульных сборок в несущий конструктив всех элементов перспективной ротостатической платформы КА, что существенно повысит стойкость этих сборок к проявлениям вибрации.

Платы внутри каждого из двух описанных выше типов ориентации разрабатываются с учетом требований к полной взаимозаменяемости их как в пределах пула ВМ в рамках отдельных элементов (ротоблоков, статического конструктива) перспективной ротостатической платформы КА, так и между таковыми пулами всех элементов КА в рамках ротостатической платформы – такой подход к проектированию и эксплуатации ВМ обеспечивает гибкость использования аппаратных и программных средств КА, а их унификация предполагает значительное увеличение надежности вычислительных средств КА.

Целям стандартизации управления программно-аппаратными средствами КА также может служить принцип замыкания цепей управления отдельными аналоговыми конечными устройствами на перифери-

ческие (вспомогательные) ВМ, разрабатываемые с учетом особенностей ряда целевых конечных устройств; таким образом, управление этими конечными устройствами будет проводиться по единым цифровым интерфейсам и по единому внутреннему протоколу. Более того, переход на использование единого цифрового канала взаимодействия этих оконечных устройств с высокопроизводительными ВМ резко уменьшит длину аналоговых трактов, что значительно сократит кабельное хозяйство как на ротоблоках, так и на статическом конструктиве перспективной ротостатической платформы КА.

При исследовании путей создания технологий перспективных средств использования бортовых устройств, исходя из всего вышеперечисленного, были разработаны и реализованы в виде отдельных прототипов следующие технологии размещения информационных средств управления в корпусе маховика в виде двух типов конструктивно различных ВМ:

модульно-пространственные платы ВМ – данные ВМ используются в качестве высокопроизводительной программно-аппаратной платформы, необходимой для решения задач ориентации, стабилизации; поиска цели, анализа текущей обстановки состояния окружающего КА пространства, оценки и применения СН с последующим анализом результатов этого применения;

секторные платы ВМ – данные ВМ используются в качестве посредников (драйверов) в управлении периферийными устройствами, расположенными как в ротоблоках, так и на статическом конструктиве.

#### Библиографические ссылки

1. Стреж С. В., Трошин Е. В. Новый этап развития космонавтики // Космонавтика и ракетостроение. 2005. Вып. 1(38). С. 173–190.
2. Комплексный анализ целесообразности и проблем создания отечественных систем на базе малых и сверх малых космических аппаратов нового поколения : «Автоклав Т» : отчет о НИР / ЦНИИмаш, ЦНИТИ «Техномаш» ; рук. С. В. Стреж, ответ. исп. Е. В. Трошин. М., 2003. 186 с. Испол. : С. Н. Ермак, А. Ю. Квасников, С. В. Середин [и др]. С. 40–140. Инв. № 36536.



3. Пат. 2381451 Рос. Федерация : С1, МПК H02P 23/08 (2006.01). Адаптивная система управления гиросtabilизатором / Стрeж С. В., Вороной А. Т. № 2008134194/09 ; заявл. 21.08.2008 ; опубл. 27.03.2010, Бюл. № 9

4. Пат. 2383863 Рос. Федерация : С1, МПК H02P 23/08 (2006.01). Система стабилизации скорости вращения силовых гиросtabilизаторов / Стрeж С. В., Вороной А. Т. № 2008134188/09 ; заявл. 21.08.2008 ; опубл. 27.03.2010, Бюл. № 9.

5. Пат. 2385531 Рос. Федерация : С1, МПК H02P 23/08 (2006.01). Способ стабилизации скорости вращения силовых гиросtabilизаторов / Стрeж С. В., Вороной А. Т. № 2008134189/09 ; заявл. 21.08.2008 ; опубл. 27.03.2010, Бюл. № 9.

#### References

1. Strezh S. V., Troschin S. V., Troschin S. V. *Novyy etap razvitiya kosmonavтики* [New stage the development

of Astronautics] // *Kosmonavtika i raketostroenie*. 2005. Iss. 1(38). P. 173–190 (In Russ.)

2. Strezh S. V., Troschin S. V. [A comprehensive analysis of the feasibility and challenges of creating domestic systems based on small and ultra-small satellites of new generation “Avtoklav-T”.] *TsNII mash*, Moscow, 2003. 186 p. inv. num. 36536. (In Russ.)

3. Strezh S. V., Voronoy A. T. *Adaptivnaya sistema upravleniya girostabilizatorom*. [Gyrostabiliser adaptive control system]. Patent RF, no. 2381451, 2010.

4. Strezh S. V., Voronoy A. T. *Sistema stabilizatsii skorosti vrashcheniya silovykh girostabilizatorov*. [System to stabilise powered gyrostabiliser spin rate]. Patent RF, no. 2383863, 2010.

5. Strezh S. V., Voronoy A. T. *Sposob stabilizatsii skorosti vrashcheniya silovykh giro stabilizatorov*. [Method for stabilization of power gyrostabiliser rotation speed]. Patent RF.

© Кузнецов С. В., Стрeж А. С., Стрeж С. В., Цариков А. Ю., 2016

УДК 621.396.6

### ИННОВАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ ПОВЫШЕНИЯ ПОМЕХОУСТОЙЧИВОСТИ ПЕРЕДАЧИ ИНФОРМАЦИИ И ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЕЕ КОМПЛЕКСНОЙ ЗАЩИТЫ

С. С. Кукушкин

Военная академия ракетных войск стратегического назначения имени Петра Великого  
Российская Федерация, 143900, г. Балашиха Московской обл., ул. Карбышева, 29  
E-mail: adaptermetod@mail.ru

*Рассмотрены нетрадиционные методы обнаружения и исправления ошибок данных, сообщений и сигналов, передаваемых по каналам связи при испытаниях и штатной эксплуатации (ШЭ) ракетно-космической техники (РКТ) в условиях помех. Основу синтеза предлагаемых методов составляет математический аппарат разработанной прикладной теории конечных полей (КТКП). Показана возможность их использования для комплексного разрешения существующего множества проблем передачи информации [1–4].*

*Ключевые слова: ракетно-космическая техника, передача данных по каналам связи в условиях помех, нетрадиционное представление данных образами-остатками, инварианты в виде групповых свойств равноостаточности, защита и контроль достоверности информации.*

### INNOVATIVE TECHNOLOGIES TO INCREASE IMMUNITY INFORMATION TRANSFER AND ITS INTEGRATED SOFTWARE PROTECTION

S. S. Kukuschkin

Military Academy of Strategic Missile Forces named after Peter the Great  
29, Karbysheva Street, Balashikha, Moscow region, 143900, Russian Federation,  
E-mail: adaptermetod@mail.ru

*The paper considers non-traditional methods of detecting and correcting data errors, messages and signals transmitted through the communication channels during testing and normal operation rocket and space technology in noisy environments. The basis of the proposed methods of synthesis of mathematical formalism developed applies theory of finite fields. The research demonstrates possibility of their use for the integrated resolution of the existing sets of information transmission problems.*

*Keywords: measurement, data transmission over communication channels in terms of interference, non-traditional data representation of the image remains, invariants, the control accuracy of measurements.*

**Введение.** Основная проблема передачи космической информации (КИ) заключается в том, что стремительный рост объемов и скоростей передаваемой

информации приводит к существенному ухудшению достоверности ее приема. При этом известные методы помехоустойчивого ее кодирования, требуя введения

дополнительной избыточности, в сложившихся условиях теряют свою прежнюю привлекательность.

**Актуальность.** Решение этой проблемы также не может быть обеспечено существующими экстенсивными методами. Необходимо более активно развивать интенсивное направление, ориентированное на поиск дополнительных резервов повышения эффективности, которые, прежде всего, заключены в разработке новых прикладных математических методов.

**Предложения по разрешению отмеченных противоречий в активно развивающемся интенсивном направлении совершенствования РКТ.** Новые возможности появляются при использовании нетрадиционного представления получаемых и передаваемых сообщений  $x$  их образами-остатками  $b_i$ , полученными в результате сравнений по модулю  $m_i \pmod{m_i}$ :

$$x \equiv b_i \pmod{m_i}. \quad (1)$$

Данная аналитическое представление представляет собой сокращенную форму описания основной теоремы арифметики:

$$x = m_i l_i + b_i, \quad (2)$$

где  $m_i$  – делитель (модуль), на который необходимо поделить делимое число  $x$ ;  $l_i$  – неполное частное от деления;  $b_i$  – остаток.

Возможность реализации новых методов сжатия данных появляется уже при использовании следующей простейшей системы сравнений, поскольку в ней по сравнению с представлением (2) отсутствует неполное частное  $l_i$ :

$$\begin{aligned} x &\equiv b_1 \pmod{m_1}, \\ x &\equiv b_2 \pmod{m_2}. \end{aligned} \quad (3)$$

Кроме того, в этом случае увеличивается минимальное кодовое расстояние между переданными значениями в определенных локальных областях формируемой информации и обеспечивается возможность создания внутренней структуры данных, сообщений и сигналов. При этом ранее формируемая структура  $S$  включает в себя две составляющие, условно называемые внешней ( $S^{(\text{внеш})}$ ) и внутренней ( $S^{(\text{внутр})}$ ):

$$S \rightarrow S^{(\text{внеш})} + S^{(\text{внутр})}. \quad (4)$$

Такое представление позволяет более точно определить те внутренние резервы повышения эффективности систем передачи информации, которые не были использованы. Например, никто ранее не учитывал специфические особенности передаваемой информации для повышения эффективности систем передачи данных (СПД), например, естественную ее избыточность. Кроме того, предлагаемый методический подход, предполагающий встраивание одной структуры ( $S^{(\text{внутр})}$ ) в другую ( $S^{(\text{внеш})}$ ), приобретает определяющее значение для обеспечения унификации различной аппаратуры, что особенно актуально в условиях различных ограничений на структуры формирования данных. Эти требования должны быть выполнены при формировании  $S^{(\text{внеш})}$ . При этом возможности проблемной ориентации СПД, реализующей экономичные адаптивные принципы организации передачи информации в условиях помех, обеспечивают за счет  $S^{(\text{внутр})}$ . Появление такого подхода к формированию передаваемых сообщений оказывается незамеченным

с позиций традиционно используемой структуры, условно названной внешней  $S^{(\text{внешн})}$ , поскольку при этом разрядность представления ее слов и их местоположение внутри цикла или кадра остались неизменными. Поэтому приемная система, ориентированная на внешнюю структуру данных, не замечает их внутренние структурно-алгоритмические преобразования (САП). Для восстановления истинного значения данных в приемнике или в системе обработки принятой информации применяют в соответствии с предлагаемыми инновационными технологиями два режима декодирования, условно называемые «жесткий» и «мягкий». При этом режим «жесткого» декодирования является универсальным, поскольку обеспечивает возможность восстановления истинного значения данных независимо от свойств передаваемой информации. При этом достаточно высокий процент обнаружения и исправления ошибок при использовании режима «мягкого» декодирования будет связан с естественной избыточностью передаваемой информации – он будет тем выше, чем больше избыточность исходных данных. Поэтому процедура «мягкого» декодирования осуществляется под управлением «жесткого» декодера и работает с высоким коэффициентом полезного действия при передаче изображений с КА ДЗЗ, телеметрии и навигационной информации.

Проведенные стендовые испытания для информации подобного типа обеспечивают возможность исправления более 90 % ошибок. В то же время режим «жесткого» декодирования не приводит к ухудшению показателей достоверности приема информации в условиях помех по сравнению с традиционным ее приемом в тех случаях, когда корреляционная взаимозависимость соседних значений контролируемых параметров отсутствует.

Также разработаны методы для нового этапа «нулевой» обработки информации, с целью ее очищения от ошибок и искажений.

Также проведены стендовые испытания с использованием реальной навигационной информации. Подтверждена возможность обнаружения и исправления ошибок по различным выделенным навигационным параметрам от 55 до 97 % при входных сигналах 450 дБВт и различных уровнях помех, создаваемых генератором помех.

**Заключение.** В настоящее время разработано значительное множество инновационных технологий, способствующих развитию интенсивного направления совершенствования бортовой и наземной ракетно-космической техники. Получены фундаментальные результаты. Некоторые из разработанных технологий были реализованы в бортовой телеметрической аппаратуре. Опубликовано более 130 статей, в том числе 15 статей в журнале «Measurement techniques, Springer Science + Business Media, Inc». За последние пять лет получено 17 патентов на способы.

#### Библиографические ссылки

1. Кукушкин С. С., Захаров В. Н. Математические и методические основы использования конструктивной теории конечных полей при обработке результа-

тов измерений // Измерительная техника, Стандарты, 2006. № 10. С. 18–22.

2. Кукушкин С. С. Модели векторного представления и нетрадиционного преобразования данных в системе остаточных классов // Измерительная техника. 2007. № 3.

3. Кукушкин С. С., Гулый Н. Н. Новые методы и технологии обработки видеоизображений при натурных испытаниях сложных технических систем // Измерительная техника, Стандарты. 2009. № 4. С. 20–24.

4. Кукушкин С. С., Потюпкин А. Ю., Антипов В. А. Теоретические основы синтеза ультраоператора комплексной обработки информации дистанционного мониторинга // Измерительная техника. Стандарты, 2009. № 7. С. 10–15.

#### References

1. Kukooschkin S. S., Zacharov V. N. Mathematical and methodical bases by using constructive theorem about the tailings for processing of measuring results // «Measurement techniques» (general problems of

metrology and measurement technique), Springer (www. Springer/com/11018). 2006. № 9. P. 18–22.

2. Kukooskin S. S. Models for vector presentation and nontraditional transformation of data in a residual classes system // «Measurement techniques» (general problems of metrology and measurement technique), Springer (www. Springer/com/11018). 2007. № 3. P. 15–20.

3. Kukooskin S. S., Gooluy N. N. New methods and technologies of video images processing at full scale tests of complicated technical systems // «Measurement techniques» (general problems of metrology and measurement technique), Springer (www. Springer/com/11018). 2009. № 6. P. 20–24.

4. Potupkin A. Yu., Antipov V. A. Theoretical bases of information processing ultraoperators synthesis of remote monitoring // «Measurement techniques» (general problems of metrology and measurement technique), Springer (www. Springer/com/11018). 2007. № 8. P. 10–15.

© Кукушкин С. С., 2016

УДК 629.78

### МАТЕМАТИЧЕСКОЕ И КОМПЬЮТЕРНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ КАК НЕОТЪЕМЛЕМЫЙ ЭТАП СОЗДАНИЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ

М. Ю. Овчинников\*, Д. С. Иванов

Институт прикладной математики имени М. В. Келдыша РАН  
Российская Федерация, 125047, г. Москва, Миусская пл., 4  
E-mail: \*ovchinni@keldysh.ru

*Представлен круг работ, проводимых в Институте прикладной математики, по ракетно-космической тематике, включающий в себя математическое и компьютерное моделирование при создании новой космической техники.*

*Ключевые слова: космические аппараты, управление движением, суперкомпьютер*

### MATHEMATICAL AND COMPUTER MODELING AS AN INHERENT PHASE OF ADVANCED SPACE SYSTEM DEVELOPMENT

M. Yu. Ovchinnikov\*, D. S. Ivanov

Keldysh Institute of Applied Mathematics RAS  
4, Miusskaya sq., Moscow, 125047, Russian Federation  
E-mail: \*ovchinni@keldysh.ru

*A range of assignments carried out at the Institute of Applied Mathematics is presented. It includes mathematical and computer modeling to create a new space technology.*

*Keywords: satellites, motion determination, supercomputer*

Институт прикладной математики (ИПМ) был образован в 1953 году для решения сложных математических проблем, связанных с государственными программами: исследования космического пространства и развития атомной и термоядерной энергетики на

основе создания и широкого использования вычислительной техники и программного обеспечения.

Академик Мстислав Келдыш был основателем и первым директором ИПМ (1953–1978). Своей задачей он считал «проблемные исследования и организацию

научных коллективов, выступающих в роли генераторов идей». При нем возникли понятия «математическое моделирование», «вычислительный эксперимент» [1].

В 2010 году в ИПМ совместно с ФГУП НИИ «Квант» был введен в строй гибридный суперкомпьютер К-100 производительностью около 100 терафлопс. Основные направления его использования – это расчеты, связанные с переносом излучения, моделированием атомных реакторов; задачи авиастроения (аэродинамика летательных аппаратов, симуляция аэродинамических труб); моделирования нефтедобычи, фильтрации примесей в углеводородах; исследование влияния ионизирующего излучения космического пространства на конструкцию и элементы космического аппарата (КА) [2]; анализ неразрушающего контроля конструкций; задачи гидро- и газовой динамики, переноса излучения, космической турбулентности в астрофизике; оптимизационные задачи динамики межпланетных перелетов.

Баллистический центр (БЦ) ИПМ им. М. В. Келдыша был создан по предложению С. П. Королева и М. В. Келдыша в 1965 году. На него были возложены работы по баллистико-навигационному обеспечению управления полетом пилотируемых кораблей и автоматических КА научного и народнохозяйственного назначения [3]. Вместе с БЦ Министерства обороны и Министерства общего машиностроения (позже – Росавиакосмоса) успешно обеспечивал полеты отечественных КА. БЦ использует современные математические и вычислительные средства для решения текущих и перспективных задач космической баллистики, выполняет работы в рамках ФКП.

ИПМ активно сотрудничает с организациями, входящими в ТП НИСС, для проведения сложных математических расчетов, разработки прикладного математического обеспечения, касающихся создания новых технологий, разработки новой техники космического сегмента промышленности. Активные работы с отечественными и зарубежными научными, образовательными и промышленными организациями, участие в работе международных общественных космических организациях (IAA, IAF и др.) позволяют коллективу Института всегда находиться на передовом рубеже знаний и тенденций развития отрасли [4].

Большое внимание уделяется разработке новых методов и средств для проведения расчетов в рамках поисковых исследований и при выполнении работ, связанных с созданием новой техники. Это касается и конструирования новых миссий в части обеспечения требуемых тактико-технических характеристик по орбитальному и угловому движению КА нового поколения и новых генераций. Большие КА с жесткими элементами конструкции со сверхнизкими собственными частотами, не позволяющими надеяться на естественное рассеяние энергии возмущенного движения, требуют разработки принципиально новых способов идентификации движения протяженных элементов конструкции, их учета в алгоритмах управления движением [5].

Бурное развитие малогабаритных аппаратов с присущими им жесткими ограничениями на массу, объ-

ем, энерговооруженность, вычислительные мощности диктуют необходимость разработки новых подходов к обеспечению их движения. Особенно это касается межпланетных миссий с использованием миниатюрных аппаратов. Схемы прямых перелетов для них неприменимы, и только современные достижения в теории динамических систем, теория инвариантных многообразий, резонансные траектории, граница слабой устойчивости позволяют надеяться на решение поставленных задач.

В ИПМ для тестирования и верификации моделей и алгоритмов разрабатывается, создается и используется лабораторное оборудование, в частности, имитатор навигационных сигналов для отработки малогабаритной навигационной системы для высокоапогейных КА и аэродинамический стол для лабораторного тестирования моделей и алгоритмов идентификации и управления групповым движением КА и движением одиночного КА под действием различных внешних факторов [6].

Институт проводит фундаментальные и поисковые научные исследования, традиционно выполняет прикладные работы в интересах заинтересованных ведомств и организаций с использованием современных математических методов и вычислительных средств. Технологическая платформа НИСС является эффективным механизмом генерации и реализации идей, накопления и приложения новых знаний, внедрения имеющихся и создания перспективной научной продукции, обмена опытом.

#### Библиографические ссылки

1. Прикладная небесная механика и управление движением : сб. статей, посвященный 90-летию со дня рождения Д. Е. Охоцимского / Т. М. Энеев, М. Ю. Овчинников, А. Р. Голиков. М. : ИПМ им. М. В. Келдыша, 2010. 368 с.
2. Моделирование электромагнитных эффектов в сложных конструкциях при воздействии импульсных излучений / А. В. Березин, Д. А. Жуков, М. Е. Жуковский и др. // Мат. моделир. и числ. методы. 2015. № 6. С. 58–72.
3. Баллистико-навигационное обеспечение полета КА «Спектр-Р» / Г. С. Заславский, М. В. Захваткин, И. С. Ильин и др. // Космонавтика и ракетостроение. 2014. № 1(74). С. 15–29.
4. Малые спутники [Электронный ресурс]. URL: <http://keldysh.ru/microsatellites/> (дата обращения: 20.09.2016).
5. Ткачев С. С., Ролдугин Д. С., Овчинников М. Ю. Уравнения движения спутника с жесткими элементами конструкции // Препринты ИПМ им. М. В. Келдыша РАН. 2015. № 58. 20 с.
6. Коптев М. Д., Прошунин Н. Н., Иванов Д. С. Определение движения макетов системы управления микроспутников на аэродинамическом столе с использованием видеокамеры // Препринты ИПМ им. М. В. Келдыша РАН. 2015. №109. 32 с.

#### References

1. *Prikladnaya nebesnaya mekhanika I upravlenie dvizheniem* [Applied mathematics and motion control]

Digest of papers dedicated to the 90th anniversary of D. E. Ohotsimskii / T. Eneev, M. Ovchinnikov, A. Golikov. Moscow, KIAM, 2010. 368 p.

2. *Modelirovanie elektromagnitnykh efektov v slozhnykh konstruktivnykh pri vozdeystvii impulsnykh izlucheni* [Modelling of electromagnetic effects under actuation of impulse radiation] / A. Berezin, D. Zhukov, M. Zhukovskii et.al. // Mathematical modeling and numerical methods. 2015. № 6. P. 58–72.

3. *Ballistico-navigazionnoe obespechenie poleta KA "Spectr-R"* [Ballistic and navigation supply of mission Spectr-R] / G. Zaslavski, M. Zahvatkin, I. Ilyin et.al. // Space and Rocket Science. 2014. № 1(74). P. 15–29.

4. Web page "Small Satellites". Available at: <http://keldysh.ru/microsatellites/> (accessed 20.09.2016).

5. Tkachev S., Roldugin D., Ovchinnikov M. *Uravneniya dvizheniya sputnika s nezhestkimi elementami konstrukcii* [Satellite with flexible elements motion equations] // Preprints KIAM of RAS. 2015. № 58. 20 p.

6. Koptev M., Proshunin N., Ivanov D. *Opredeleeniye dvizheniya maketov sistemi upravleniya microsputnikov na aerodinamicheskom stole s ispolzovaniem videokameri* [Motion Determination of Microsatellite Control System Mock-Ups on Aerodynamic Test-bed by Using Monocular Vision] // Preprints KIAM of RAS. 2015. № 109. 32 p.

© Овчинников М. Ю., Иванов Д. С., 2016

УДК 629.783

### **ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ СФУ И АО «ИСС» ИМЕНИ АКАДЕМИКА М. Ф. РЕШЕТНЕВА» – ПРОШЛОЕ, НАСТОЯЩЕЕ И БУДУЩЕЕ\***

С. П. Панько, С. В. Верховец, В. В. Сухотин, Ю. П. Саломатов, П. Н. Сильченко, В. Н. Тяпкин

Сибирский федеральный университет  
Российская Федерация, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79  
E-mail: vsuhotin@sfu-kras.ru

*Говорится об основных направлениях взаимодействия Сибирского федерального университета и АО «ИСС» имени академика М. Ф. Решетнева» в прошлом, настоящем и будущем. Рассказано о совместных разработках.*

*Ключевые слова: Сибирский федеральный университет, АО «ИСС», автоматизированная контрольно-проверочная аппаратура, приемники и имитаторы сигналов СРНС, бортовые комплексы управления, прецизионные приводы и волноводно-распределительные системы космических аппаратов.*

### **THE COOPERATION SIBERIAN FEDERAL UNIVERSITY AND JSC “INFORMATION SATELLITE SYSTEMS” RESHETNEV COMPANY”: PAST, PRESENT AND FUTURE**

S. P. Panko, S. V. Verkhovets, V. V. Sukhotin, Y. P. Salomatov, P. N. Silchenko, V. N. Tyapkin

Siberian Federal University  
79, Svobodnyi Av., Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation  
E-mail: vsuhotin@sfu-kras.ru

*The article describes main directions of cooperation between Siberian Federal University and JSC “Information Satellite Systems” Reshetnev Company”, its past, present and future. The article speaks about joint development.*

*Keywords: Siberian Federal University and JSC “Information Satellite Systems” Reshetnev Company”, automated testing equipment, receivers and simulators of signals SRNS, on-board spacecraft control, precision actuators and waveguide-distributive systems of space vehicles.*

Сибирский федеральный университет (СФУ) был создан в 2006 году путем слияния четырех крупных вузов города Красноярска – КГТУ, КрасГУ, КрасГА-СА и ГУЦМиЗ. В 2012 году присоединился КГТЭИ. В настоящее время в составе СФУ 20 институтов, 3 фи-

лиала, 31 базовая кафедра, более 31 000 студентов и аспирантов, профессорско-преподавательский состав насчитывает более 7 000 чел. В НИОКТР задействовано более 100 докторов наук, свыше 500 кандидатов наук и более 200 студентов и аспирантов.

\* Публикация выполнена при финансовой поддержке краевого государственного автономного учреждения «Красноярский краевой фонд поддержки научной и научно-технической деятельности».

Вуз обладает всеми необходимыми лицензиями и сертификатами для выполнения работ как по госбронзаказу, так и в космической отрасли. СФУ очень плотно взаимодействует как по подготовке специалистов, так в НИОКТР с ведущими предприятиями города и края: АО «ИСС» имени академика М. Ф. Решетнева», АО «НПП «Радиосвязь», АО «Красмаш», АО «КБ «Искра», ОАО «Русал», ФГУП ФЯО «ГХК» и др.

Сотрудничество высшей школы Красноярска с «ИСС» им. М. Ф. Решетнева» (в современном наименовании) продолжается более полувека. Основы этих отношений были заложены М. Ф. Решетневым, который глубоко понимал необходимость вовлечения вузовской науки в решение производственных задач предприятия. Мы принимали участие в поисковых исследованиях, НИОКТР, разработке рабочей документации, протоколов испытаний, обработке результатов опытных экспериментов. Наиболее подготовленные сотрудники предприятия обучаются в аспирантуре и защищают кандидатские и докторские работы в диссертационных советах СФУ. С другой стороны, задачи предприятия давали мощный толчок к аспирантским исследованиям не только сотрудникам предприятия, но и студентам и магистрантам СФУ – будущему преподавательскому резерву университета.

Если говорить о прошлом и настоящем, то во взаимодействии с АО «ИСС» участвуют 4 института: Военно-инженерный институт, Институт инженерной физики и радиоэлектроники, Политехнический институт и Институт космических и информационных технологий. На предприятии создана и функционирует межинститутская базовая кафедра «Прикладная физика и космические технологии». Ежегодно в стены университета приходят абитуриенты по целевому набору.

В СФУ под руководством доктора технических наук, профессора Панько Сергея Петровича ведутся разработки в области создания автоматизированных испытательных комплексов на всех этапах производства космического аппарата и его составных частей [1; 2]. Коллектив Саломатова Юрия Петровича, кандидата технических наук, профессора, разрабатывает высокоточные и помехозащищённые приемники и имитаторы сигналов ГЛОНАСС (L1, L2 и L3), GPS, Galileo и Beidou. Лаборатория «Радионавигационные системы» под руководством канд. техн. наук, доцента Тяпкина Валерия Николаевича разрабатывает перспективные методы и средства повышения автономности функционирования космического аппарата [3; 4] и участвует в разработках и создании бортового комплекса управления малыми космическими аппаратами. Очень активно и плодотворно работает коллектив доктора технических наук, профессора Сильченко Петра Никифоровича по тематике исследований «Методы, способы и средства обеспечения вопросов по созданию прецизионных приводов и волноводно-распределительных систем космических аппаратов связи со сроком активного существования более 15 лет» [5; 6].

Результатом совместных работ являются разработанная и созданная автоматизированная контрольно-проверочная аппаратура для высокотехнологичного

производства бортовой аппаратуры командно-измерительной системы космического аппарата (рис. 1) (руководитель Панько С. П.).



Рис. 1. Автоматизированная контрольно-проверочная аппаратура

На рис. 2, а и б соответственно, представлены универсальный, перепрограммируемый имитатор сигналов СРНС и многофункциональный навигационный приемник (руководитель Саломатов Ю. П.).



Рис. 2. Перепрограммируемый имитатор сигналов СРНС (а); многофункциональный навигационный приемник (б)

Коллективом Сильченко П. Н. совместно с АО «ИСС» разработаны и созданы прецизионная волновая зубчатая передача и планетарный зубчатый редуктор механизма раскрытия с  $M_{ном} = 8$  кгс·м, которые представлены на рис. 3, а, б соответственно.

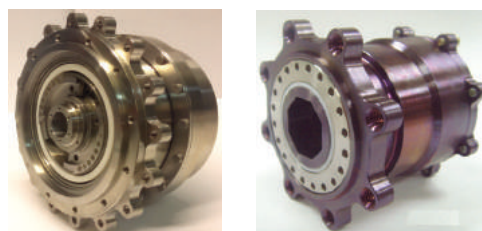


Рис. 3. Прецизионная волновая зубчатая передача (а); планетарный зубчатый редуктор механизма раскрытия (б) с  $M_{ном} = 8$  кгс·м

Разработаны и созданы бортовые комплексы управления малыми космическими аппаратами (МКА), один из которых показан на рис. 4, а, и программно-аппаратный комплекс моделирования процессов позиционирования и измерения пространственной ориентации КА на НО и ГСО, осуществляющихся с использованием в составе бортовой аппаратуры космических аппаратов многоканальных ГНСС – приемников (рис. 4, б) (лаборатория Тяпкина В. Н.).

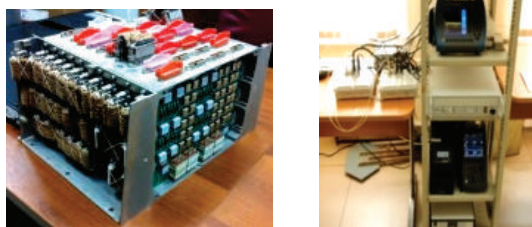


Рис. 4. Бортовой комплекс управления МКА (а); программно-аппаратный комплекс (б)

Все работы подкреплены соответствующими публикациями, патентами и свидетельствами на ПО.

Однако объективно все эти отношения носят спорный характер, и по завершении текущей НИР остаётся чувство некой незавершенности, как всегда бывает, когда изделие начинает работать и рождается понимание о путях его улучшения. Такой характер отношений между заказчиком и исполнителем приводит к сложностям формирования группы исполнителей в виде временного творческого коллектива (ВТК). Основа этого заключена в отсутствии в вузе штатного контингента сотрудников, которые могли бы привлекаться к выполнению очередной НИР.

Производственная тематика и загруженность предприятия не позволяют ему в полной мере провести анализ мирового опыта и предложить новые решения, обеспечивающие приоритет отечественной науки и техники.

Поэтому представляется целесообразным создание в вузах под эгидой Национальной технологической платформы НИСС специализированных тематических научно-исследовательских групп. Целью таких групп является научно-техническое и технологическое обоснование, а также разработка новых высокотехнологичных изделий в интересах курирующего предприятия.

Кроме того, повышение эффективности работы НИСС может быть достигнуто за счет издания собственного научно-технического журнала, концентрирующего результаты интеллектуальной деятельности отечественных и зарубежных специалистов космической сферы и, прежде всего, сотрудников ИСС им. М. Ф. Решетнева. Тем более что такой журнал в Железногорске уже выпускается под названием «Исследования наукограда». С предложением возглавить редакционную коллегию следует обратиться к президенту НИСС Н. А. Тестоедову.

#### Библиографические ссылки

1. Принципы построения автоматизированной контрольно-проверочной аппаратуры космических аппаратов / А. В. Мишуров, С. П. Панько, В. В. Сухотин и др. // Исследования наукограда. 2015. № 4. С. 30–32.
2. Пат. 2563925 Российская Федерация, МПК В64G 5/00, G01R 31/00. Контрольно-проверочная аппаратура космического аппарата / А. А. Горчаковский, В. В. Евстратко, А. В. Мишуров, и др. № 2014118450/11; заявл. 06.05.2014; опубл. 27.09.2015.

3. Methods of assessing the characteristics of the multiprocessor computer system adaptation unit / S. N. Efimov, V. N., Tyapkin D. D. Dmitriev, V. A. Terskov // Журнал Сибирского федерального университета. Серия: Математика и физика. 2016. Т. 9, № 3. С. 288–295.

4. The use of computer models in the software and hardware complex of research methods of navigation spacecrafts / V. N. Bondarev, D. D. Dmitriev, N. S. Kremez, V. N. Tyapkin // Журнал Сибирского федерального университета. Серия: Техника и технологии. 2016. Т. 9, № 3. С. 302–309.

5. Сильченко П. Н. Обоснования выбора способов упрочнения мелко модульных зубчатых колёс приводов устройств исполнительной автоматики космических аппаратов / П. Н. Сильченко, Е. С. Новиков, А. В. Леканов // Техника и технологии : журнал СФУ. 2011. № 6. С. 670–673.

6. Пат. № 2478853 Российская Федерация МПК F16H1/48, F16H57/08. Способ работы электропривода с трёхступенчатым планетарным редуктором / В. И. Халиманович, П. Н. Сильченко, А. В. Леканов, Е. С. Новиков, Г. И. Овечкин ; Опубл. 10.04.2013, Бюл. № 10.

#### References

1. Principy postroenija avtomatizirovannoj kontrol'no-proverochnoj apparatury kosmicheskikh apparatov / A. V. Mishurov, S. P. Pan'ko, V. V. Suhotin et al. // Issledovanija naukoграда. 2015. № 4. P. 30–32.

2. Pat. 2563925 Rossijskaja Federacija, MPK B64G 5/00, G01R 31/00. Kontrol'no-proverochnaja apparatura kosmicheskogo apparata / Gorchakovskij A. A., Evstrat'ko V. V., Mishurov A. V., Pan'ko S. P., Rjabushkin S. A., Suhotin V. V., Shatrov V. A., Petrenko V. L. № 2014118450/11; zajavl. 06.05.2014; opubl. 27.09.2015.

3. Methods of assessing the characteristics of the multiprocessor computer system adaptation unit / S. N. Efimov, V. N. Tyapkin, D. D. Dmitriev, V. A. Terskov // Zhurnal Sibirskogo federal'nogo universiteta. Serija: Matematika i fizika. 2016. Vol. 9, № 3. P. 288–295.

4. The use of computer models in the software and hardware complex of research methods of navigation spacecrafts / V. N. Bondarev, D. D. Dmitriev, N. S. Kremez, V. N. Tyapkin // Zhurnal Sibirskogo federal'nogo universiteta. Serija: Tehnika i tehnologii. 2016. Vol. 9, № 3. P. 302–309.

5. Sil'chenko P. N. Obosnovanija vybora sposobov uprochnenija melkomodul'nyh zubchatyh koljos privodov ustrojstv ispolnitel'noj avtomatiki kosmicheskikh apparatov / P. N. Sil'chenko, E. S. Novikov, A. V. Lekanov // Tehnika i tehnologii. Zhurnal SFU. 2011. № 6. P. 670–673.

6. Pat. №2478853 Rossijskaja Federacija MPK F16N1/48, F16N57/08. Sposob raboty jelektroprivoda s trjohstupenchatym planetarnym reduktorom / V. I. Halimanovich, P. N. Sil'chenko, A. V. Lekanov, E. S. Novikov, G. I. Ovechkin. Opubl. 10.04.2013, Vjul. № 10.

© Панько С. П., Верховец С. В., Сухотин В. В., Саломатов Ю. П., Сильченко П. Н., Тяпкин В. Н., 2016

УДК 681.5

## КОМПЛЕКСИРОВАНИЕ И ЭМЕРДЖЕНТНОСТЬ КАК БАЗОВЫЕ ПОНЯТИЯ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНОЙ РОТОСТАТИЧЕСКОЙ ПЛАТФОРМЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НОВОГО ТИПА

С. В. Стреж

Краснознаменский завод полупроводниковых приборов «Арсенал»  
Российская Федерация, 143090, г. Краснознаменск, Московская область, ул. Связистов, 9  
E-mail: str\_s@mail.ru

*Рассмотрено построение эффективной с точки зрения массо-габаритных и энергетических характеристик ротостатической платформы, обеспечивающей размещение специальной бортовой аппаратуры в классе малых и сверхмалых космических аппаратов (КА).*

*Ключевые слова: сверхмалый космический аппарат (СМКА), рото-статическая платформа, ротоблок, статический конструктив / платформа, ротоплатформа.*

## AGGREGATION AND EMERGENCE AS THE BASIC CONCEPTS FOR THE PROMISING ROTOSTATIC SPACECRAFT PLATFORM

S. V. Strezh

JSC "Arsenal" KrZPP  
9, Svyazistov Street, Krasnoznamensk, Moscow region, 143090, Russian Federation  
E-mail: str\_s@mail.ru

*The article deals with the construction of an efficient roto-static platform in terms of weight, dimensions and energetic characteristics, providing accommodation of special onboard equipment in a class of small and ultra-small spacecraft.*

*Keywords: ultra-small spacecraft, roto-static platform, roto-block, static platform, roto-platform.*

В рамках ответа на устойчивые эволюционные вызовы к снижению массогабаритных и вещественно-энергетических характеристик технических объектов, что дополнительно стимулируется прогрессом в производстве, материаловедении и опережающим развитием информационных технологий, которые являются базовыми для управления КА и обработки СИ, отечественной космической индустрией в 2003–2008 (ЦНИИМаш совместно с НПО «Орион», по тематике НИР «Автоклав») были проведены исследования по программе «РОЙ», завершившиеся, в том числе, формулированием принципиальных системных требований к формированию облика многоагентных космических систем, а именно: ГНОТ (Глобальность, Непрерывность, Оперативность, Тотальность)-факторов [1; 2].

Дальнейшее развитие этих условий в 2009–2016 гг. [3] привело к конкретизации соответствующих концептуальных требований к вопросам построения облика составляющих многоагентную КС [платформ] КА:

а) максимальное комплексирование (по массе, по габаритам, по функциональности) и системная интеграция модулей, комплексов, подсистем и систем КА между собой;

б) широкое выявление и использование эмерджентных свойств и возможностей элементов и систем проектируемой платформы нового типа.

Соответственно, само комплексирование и системная интеграция закономерно проводится, в том числе, в те комплексы и системы, которые ранее не имели существенного развития и/или модернизации по тем или иным причинам; одним из возможных направлений реализации вышеопределенной парадигмы является использование в качестве реципиента комплексирования маховичных систем комплекса ориентации и стабилизации КА, при этом, соответственно, ожидается:

– снижение массогабаритных характеристик КА с приведением удельных характеристик отношения весов СН и веса платформы к соотношению 1 : 1 – вместо 1 : 3 для лучших традиционных решений – в результате комплексирования устройств и их функций, что подразумевает как сборку различных узлов в едином конструктивном блоке, так и выполнение опеределенным устройством тех функций, которые ранее им не выполнялись. Соответственно, предлагается рассматривать использование маховиков – элементов систем стабилизации КА – в качестве конструктивной основы для элементов других систем КА, которые в результате такого комплексирования образуют так называемый «ротоблок» в составе ротостатической платформы КА нового типа [6]. Также планируется использовать конструктив маховичных систем как часть системы терморегуляции (рассеивание тепла), для повышения радиационной защиты и т. п.;



– использование физических особенностей функционирования ряда систем проектируемой платформы КА, в частности, управляемое вращение конструктива роторов, в качестве ключевых для создания нового класса бортовых приборов, нередко получающих в результате эмерджентности не просто другие свойства, но и значительно расширяющих возможности их использования [8], например:

– монтаж элементов сканирующих систем (датчиков вертикали Земли, звездного и солнечного) на ободе и/ или ребре роторов, совмещаемый с выполнением задач по распознаванию получаемой датчиками информации в вычислительных модулях (ВМ), комплиментарных в конструктив роторов и объединенных в матричный кластерный вычислительный комплекс, что приводит к возможности создания такой системы, как комплекс оценки фоно-целевой обстановки окружающего космического пространства в пределах поля зрения (для типового решения из трех роторов в составе ротостатической платформы), сформированного тремя взаимно перпендикулярными 16°–45°-градусными круговыми секторами с частотой обновления обстановки не менее 1 Гц, с возможностью выделения целевых космических объектов с определением их баллистических и тополого-спектральных характеристик;

– совмещение с ротором элементов тросовых антенных систем, кроме существенного уменьшения угловых скоростей вращения (при сохранении тех же характеристик системы гироскопов), обеспечивает возможность крепления к этим пространственно-распределенным нагруженным тросовым системам элементов солнечных батарей значительной площади покрытия, что решает задачи энергоснабжения КА, одновременно (для ряда роторов) обеспечивает гарантированное затенение матриц сканирующей системы, что значительно расширяет возможности их использования как системы оценки фоно-целевой обстановки окружающего космического пространства.

Опираясь на вышеперечисленное, следует вывести следующие термины и определения:

– ротор (Р) – отдельный маховик системы стабилизации КА, используемый в качестве конструктивной основы комплексированных в него элементов и систем КА, образующий единую мехатронную систему;

– роторная платформа (РП) – система роторов, связанных едиными принципами управления взаимной ориентацией, скоростными режимами вращения и рекуперации;

– статический конструктив/ платформа (С) – часть РП, представлен(а) опорой для монтируемых на нее роторов (платформ); также на ней размещаются объединяющие вышеназванные роторной платформы системы и те функциональные и специальные системы КА, которые по удельным или физическим характеристикам не могут функционировать в условиях их размещения в роторах (платформах). Может быть выполнен(а) в традиционном конструктиве или для обеспечения монтажа специальной аппаратуры любой пространственной геометрии,

предъявленной заказчиком, – в форме пространственно-ориентированной балочной трехмерной конструкции;

– ротостатическая платформа (РСТ) – комплекс размещаемых на статическом конструктиве роторной платформы, связанных между собой информационными и энергетическими бортовыми сетями в единый функционально-целостный агрегат (КА).

В рамках предлагаемой концепции построения ротостатической платформы нового типа новаторством является:

1) подход к построению единого мехатронного узла [РБ] на основе маховичных систем ориентации и стабилизации [7] – как результат комплексирования в него максимально возможного количества элементов и систем КА;

2) выявление и максимальное использование эмерджентных свойств полученных комплексированных систем с целью дальнейшего более тесного комплексирования и улучшения потребительских свойств полученного комплексного решения – например, опираясь на свойства маховиков (такие как жёсткий конструктив, обеспечение кругового вращения, тепло- и радиационная стойкость и т. д.) [8] и принципы комплексирования, можно получить новые свойства, такие как аккумуляция кинетической энергии, круговой обзор для сканирующих систем, возможность формирования протяжённых напряженных конструктивов гиперболической формы (антенн, панелей солнечных батарей) и т. п.;

3) концепция построения статического конструктива РСТ как произвольно изменяемой пространственно-балочной конструкции, изменяемой на этапе проектирования под габаритные и функциональные особенности контейнера со спец.нагрузкой.

Результатом проведенных работ [3] явилось построение первого этапа стенда главного конструктора в составе:

– ступени-подвеса РСТ с тремя степенями свободы (см. рисунок, а);

– макета прототипа статической платформы в алюминиевом конструктиве (см. рисунок, б);

– макета прототипа ротора в алюминиевом конструктиве (см. рисунок, в);

– прототипа двигателя-генератора с двусторонним независимым съемом/ питанием (см. рисунок, г);

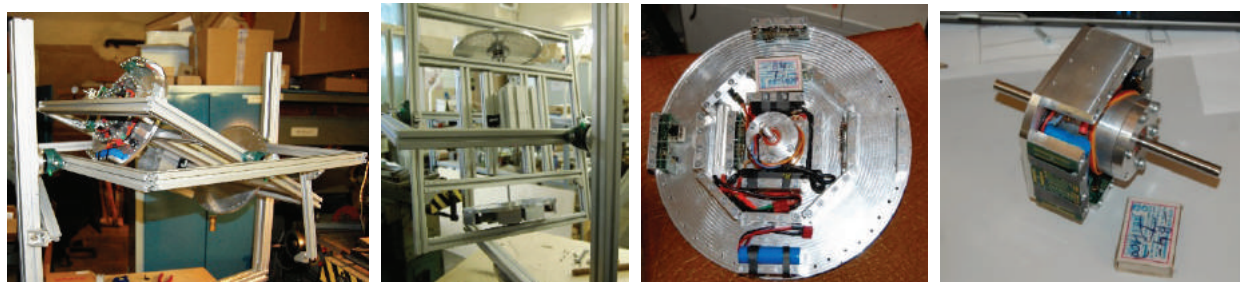
– системы единого управления режимами и скоростями двигателя-генератора [4].

Работоспособность созданного стенда подтвердила:

– корректность предложенной концепции и возможность создания комплексированных высокоплотных мехатронных систем в маховичном конструктиве (до 12 + 8 + 4 = 24 универсальных посадочных мест (уПС, 35×65 мм) для маховика диаметром 300 мм, 8 + 4 = 12 уПС – для маховика диаметром 220 мм и 4 уПС – для маховика диаметром 120 мм см. рисунок);

– обеспечение целостности полученного мехатронного агрегата при скорости маховика 1 200 об/мин;

– возможность создания единого блока управления для функционирования нескольких роторов в составе отдельной роторной платформы [4].



а

б

в

г

Построение первого этапа стенда главного конструктора

### Библиографические ссылки

1. Стреж С. В., Трошин Е. В. Новый этап развития космонавтики // Космонавтика и ракетостроение. 2005. Вып. 1(38). С. 173–190.
2. Комплексный анализ целесообразности и проблем создания отечественных систем на базе малых и сверхмалых космических аппаратов нового поколения : «Автоклав Т» : отчет о НИР / ЦНИИмаш, ЦНИТИ «Техномаш» ; рук. С. В. Стреж, ответ. исп. Е. В. Трошин М., 2003. 186 с. испол. : С. Н. Ермак, А. Ю. Квасников, С. В. Середин [и др.]. С. 40–140. Инв. № 36536.
3. Исследование принципов построения Рото-статической платформы КА нового поколения с целью обеспечения высоких удельных характеристик и улучшенных потребительских свойств СМКА : отчет о НИР «Ориентир-1», «Арсенал» КрЗПП; рук. С. В. Стреж, ответ. исп. В. П. Корнеевко, испол. : С. Н. Ермак, В. Д. Михайлов [и др.]. М., 2016. С. 20–180.
4. Пат. 2381451 Рос. Федерация : С1, МПК H02P 23/08 (2006.01). Адаптивная система управления гиросtabilизатором / С. В. Стреж, А. Т. Вороной. № 2008134194/09 ; заявл. 21.08.2008 ; опубл. 27.03.2010, Бюл. № 9.
5. Пат. 2385530 Рос. Федерация : С1, МПК H02P 23/08 (2006.01). Способ стабилизации момента вращения силовых гиросtabilизаторов / С. В. Стреж, А. Т. Вороной. № 2008134191/09 ; заявл. 21.08.2008 ; опубл. 27.03.2010, Бюл. № 9.
6. Пат. 2383863 Рос. Федерация : С1, МПК H02P 23/08 (2006.01). Система стабилизации скорости вращения силовых гиросtabilизаторов / С. В. Стреж, А. Т. Вороной. № 2008134188/09 ; заявл. 21.08.2008 ; опубл. 27.03.2010, Бюл. № 9.
7. Пат. 2382334 Рос. Федерация : С1, МПК G01C 21/00 (2006.01). Система стабилизации момента вращения силовых гиросtabilизаторов / С. В. Стреж, А. Т. Вороной. № 2008134190/09 ; заявл. 21.08.2008 ; опубл. 27.03.2010, Бюл. № 9.
8. Пат. 2385531 Рос. Федерация : С1, МПК H02P 23/08 (2006.01). Способ стабилизации скорости вра-

щения силовых гиросtabilизаторов / С. В. Стреж, А. Т. Вороной. № 2008134189/09 ; заявл. 21.08.2008 ; опубл. 27.03.2010, Бюл. № 9.

### References

1. Strezh S. V., Troschin S. V., Troschin S. V. *Novyy etap razvitiya kosmonavtiki* [New stage the development of Astronautics] // *Kosmonavtika i raketostroenie*. 2005, Iss. 1(38). P. 173–190. (In Russ.)
2. Strezh S. V., Troschin S. V. [A comprehensive analysis of the feasibility and challenges of creating domestic systems based on small and ultra small satellites of new generation “Avtoklav-T”]. *TsNIImash*. Moscow, 2003, P. 186. (In Russ.)
3. Strezh S. V., Korneenko V. P. *Issledovanie printsipov postroeniya Roto-staticheskoy platformy KA novogo pokoleniya s tsel'yu obespechit' vysokikh udel'nykh kharakteristik i uluchshennykh potrebitel'skikh svoystv SMKA – otchet o NIR “Orientir-1”*. “Arsenal” KrZPP, Krasnoznamensk, 2016. P. 123. (In Russ.)
4. Strezh S. V., Voronoy A. T. *Adaptivnaya sistema upravleniya girosabilizatorom*. [Gyrostabiliser adaptive control system]. Patent RF, no. 2381451, 2010.
5. Strezh S. V., Voronoy A. T. *Sposob stabilizatsii momenta vrashcheniya silovykh girosabilizatorov*. [Method for stabilization torque of powered gyrostabilisers]. Patent RF, no. 2385530, 2010.
6. Strezh S. V., Voronoy A. T. *Sistema stabilizatsii skorosti vrashcheniya silovykh girosabilizatorov*. [System to stabilise powered gyrostabiliser spin rate]. Patent RF, no. 2383863, 2010.
7. Strezh S. V., Voronoy A. T. *Sistema stabilizatsii momenta vrashcheniya silovykh girosabilizatorov*. [System for stabilizing torque of powered gyrostabilisers]. Patent RF, no. 2382334, 2010.
8. Strezh S. V., Voronoy A. T. *Sposob stabilizatsii skorosti vrashcheniya silovykh giro stabilizatorov*. [Method for stabilization of power gyrostabiliser rotation speed]. Patent RF, no. 2385531, 2010.

© Стреж С. В., 2016

УДК 004.057.4

## ПРОТОКОЛЫ ДЛЯ БОРТОВЫХ СЕТЕЙ ПЕРСПЕКТИВНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА ОСНОВЕ ТЕХНОЛОГИЙ SPACEWIRE И SPACEWIRE-PLUG-AND-PLAY

Ю. Е. Шейнин<sup>1</sup>, В. Л. Оленев<sup>1\*</sup>, И. Я. Лавровская<sup>1</sup>, Д. В. Дымов<sup>2</sup>, С. Г. Кочура<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения  
Российская Федерация, 190000, г. Санкт-Петербург, ул. Большая Морская, 67

<sup>2</sup>АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва»  
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52  
E-mail: \*valentin.olenev@guap.ru

*Статья представляет новый транспортный протокол STP-ISS для бортовых сетей SpaceWire, который был разработан совместно с АО «ИСС», и описывает возможности по его тестированию. Также авторы описывают новую технологию для автоматической сетевой конфигурации и управления – SpaceWire-Plug-and-Play и приводят перспективные совместные проекты ГУАП и АО «ИСС».*

*Ключевые слова: транспортный протокол, бортовые сети, SpaceWire, STP-ISS, SpaceWire-Plug-and-Play, функциональное тестирование.*

## PROTOCOLS FOR PROSPECTIVE SPACECRAFT ON-BOARD NETWORKS WITH SPACEWIRE AND SPACEWIRE-PLUG-AND-PLAY TECHNOLOGIES

Y. E. Sheynin<sup>1</sup>, V. L. Olenev<sup>1\*</sup>, I. I. Lavrovskaya<sup>1</sup>, D. V. Dymov<sup>2</sup>, S. G. Kochura<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Saint Petersburg State University of Aerospace Instrumentation  
67, Bolshaya Morskaya Str., Saint-Petersburg, 190000, Russian Federation

<sup>2</sup>JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems  
52, Lenin Street, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation  
E-mail: \*valentin.olenev@guap.ru

*The paper presents a new transport protocol STP-ISS for SpaceWire onboard networks developed in collaboration with JSC “Information Satellite Systems” and considers its testing opportunities. In addition, authors describe new technology for automated network configuration and control – SpaceWire-Plug-and-Play, and new prospective projects of SUAI and JSC “ISS”.*

*Keywords: transport protocol, onboard network, SpaceWire, STPISS, SpaceWire-Plug-and-Play, conformance testing.*

**Введение.** Стандарт SpaceWire является перспективной технологией для построения бортовых сетей космических аппаратов, так как предоставляет высокие скорости передачи данных (до 400 Мбит/с) и позволяет строить распределенные сетевые структуры [1]. Для обеспечения сервисов гарантированной доставки данных, планирования, а также гибкой настройки узлов при передаче данных был разработан новый транспортный протокол STP-ISS. В данной статье приводится краткое описание протокола STP-ISS, а также разработанного рабочего места для отработки протокола. Протокол STP-ISS также был использован при разработке технологии SpaceWire-Plug-and-Play для автоматической сетевой конфигурации и контроля.

**Разработка транспортного протокола STP-ISS для бортовых сетей SpaceWire.** Протокол STP-ISS – новый транспортный протокол (ТП), обеспечивающий информационно-управляющее взаимодействие бортовой аппаратуры по сети SpaceWire для космических аппаратов длительного автономного функционирования АО «ИСС» имени академика М. Ф. Решетнёва». ТП представлен в двух редакциях,

отличающихся разными наборами механизмов и сложностью их реализации [2].

STP-ISS предоставляет следующие типы качества сервиса: приоритетный, гарантированная доставка данных, планирование, негарантированная доставка данных.

STP-ISS определяет три типа пользовательских данных: команды управления, информационные сообщения, системные коды (распределенные прерывания, метки времени SpaceWire). Пакеты информационных сообщений и команд управления защищены контрольной суммой CRC-16. Для каждого пакета задается таймер времени жизни пакетов, который определяет актуальность пакета для отправки в сеть.

Вторая редакция протокола STP-ISS определяет такие дополнительные механизмы, как транспортные соединения (ТС) и обнаружение дублированных команд управления [3]. Механизм ТС позволяет устанавливать до 16 ТС – по 8 соединений в каждом направлении передачи данных. Также в рамках данного механизма выполняется контроль потока данных посредством кредитования. Протокол STP-ISS предлагает различные профили для аппаратной реализации,

так как задает обязательные и опциональные механизмы для реализации.

**Рабочее место аппаратно-программной отработки СТП-ИСС (РМ АПО-С).** Рабочее место аппаратно-программной отработки СТП-ИСС предназначено для проведения функционального тестирования бортовой аппаратуры с аппаратной или программной реализацией протокола СТП-ИСС [4]. РМ АПО-С использует референс-код, реализованный на языке C++, для формирования пакетов СТП-ИСС и проверки функционирования объекта тестирования. РМ АПО-С включает в себя ноутбук с предустановленным тестирующим ПО и SpaceWire USB Brick. Объект тестирования подключается к РМ АПО-С по штатному разъему SpaceWire.

**Разработка технологии SpaceWire-Plug-and-Play.** Из-за повышения числа устройств в бортовых сетях необходимо разрабатывать новые алгоритмы для автоматической сетевой конфигурации без человеческого вмешательства. Технология SpaceWire-Plug-and-Play [5] разрабатывается для достижения следующих целей: сокращение времени проектирования и тестирования бортовой сети, сокращение ошибок «человеческого фактора» на всех этапах создания бортовой сети, повышение надежности, отказоустойчивости, повышение модульности и масштабируемости бортовой сети.

Управление сетью включает в себя мониторинг всей сети, прокладку маршрутов для потоков данных, восстановление сети после сбоев, обеспечение безопасности сети, регистрацию новых устройств и приложений.

В рамках разработки технологии SpaceWire-Plug-and-Play были реализованы: программный комплекс для проектирования структуры и логической организации самонастраивающихся распределенных сетевых структур КБО КА, программный модуль, реализующий алгоритмы самонастройки сетевых структур КБО КА в целом и экспериментальные образцы ПО самонастройки системных компонентов проектируемых сетевых структур КБО КА и сетевых структур КБО КА в целом, функционирующих с применением технологии SpaceWire-Plug-and-Play.

**Перспективные проекты.** ГУАП и АО «ИСС» планируют следующие перспективные проекты:

Разработка и освоение производства на отечественном предприятии (ПАО «Микрон») СБИС контроллера бортовой информационной сети с аппаратной реализацией контроллеров SpaceWire, RMAP, СТП-ИСС. Срок реализации: 2016–2019 гг.

Разработка и освоение производства на отечественном предприятии (ПАО «Микрон») СБИС сетевого коммутатора бортовой информационной сети с технологией «ТЕСТ-ИСС» (высокоскоростной технологический канал для контроля за портами SpaceWire). Срок реализации: 2016–2019 гг.

Разработка программного комплекса многокритериального проектирования (САПР) и моделирования 4-х уровней модели OSI бортовой информационной сети SpaceWire с учётом имитации внешних дестабилизирующих (стационарных) факторов и случайных помех (сбоев). Срок реализации: 2016–2018 гг.

Разработка проектов группы национальных стандартов (ГОСТ) технологии SpaceWire-RUS (интерфейс SpaceWire, транспортный протокол сети SpaceWire на базе протокола СТП-ИСС). Срок реализации: 2016–2018 гг.

#### Библиографические ссылки

1. ESA (European Space Agency). Standard ECSS-E-50-12C, Space engineering. SpaceWire – Links, nodes, routers and networks. European cooperation for space standardization / ESA. Noordwijk: ESA Publications Division ESTEC, 2008. 129 p.
2. Вторая редакция транспортного протокола СТП ИСС для бортовых сетей SpaceWire / Ю. Е. Шейнин, В. Л. Оленев, И. Я. Лавровская и др. // Научная сессия ГУАП : сб. докл. В 3 ч. Ч. I. Технические науки / СПб. : ГУАП, 2015. С. 191–203.
3. STP-ISS Transport Protocol for SpaceWire On-Board Networks: Development and Evolution / V. Olenev, I. Lavrovskaya, Y. Sheynin and others // International Journal of Embedded and Real-Time Communication Systems. № 5(4). Tampere: IGI Global, 2014. P. 45–76.
4. Olenev V., Lavrovskaya I., Chumakova N. Software-to-Hardware Tester for the STP-ISS transport protocol verification // Proceedings of the AINL-ISMW FRUCT, Saint-Petersburg, Russia, FRUCT Oy, Finland, 2015. P. 60–66.
5. Храменкова К. Н. Задачи децентрализованного алгоритма SpaceWire-Plug-and-Play // Научная сессия ГУАП. Ч. I. Технические науки : сб. докл. : в 3 ч. Ч. I. Технические науки. СПб. : ГУАП, 2015. С. 175–177.

#### References

1. ESA (European Space Agency). Standard ECSS-E-50-12C, Space engineering. SpaceWire – Links, nodes, routers and networks. European cooperation for space standardization / ESA. Noordwijk: ESA Publications Division ESTEC, 2008. 129 p.
2. Sheynin Y. E., Olenev V. L., Lavrovskaya I. I., Korobkov I. L., Dymov D. V., Kochura S. G., Openko S. I. Vtoraya redaksiya transportnogo protokola STP ISS dlya bortovykh setey SpaceWire [Second revision of STP-ISS transport protocol for SpaceWire on-board networks] // Proceedings of scientific conference SUAI. Vol. 1. Technical sciences / St. Petersburg: SUAI, 2015. P. 191–203. (In Russ.)
3. STP-ISS Transport Protocol for SpaceWire / Y. Sheynin, V. Olenev, I. Lavrovskaya et al. On-Board Networks: Development and Evolution // International Journal of Embedded and Real-Time Communication Systems. № 5(4). Tampere: IGI Global, 2014. P. 45–76.
4. Olenev V., Lavrovskaya I., Chumakova N. Software-to-Hardware Tester for the STP-ISS transport protocol verification // Proceedings of the AINL-ISMW FRUCT, Saint-Petersburg, Russia, FRUCT Oy, Finland, 2015. P. 60–66.
5. Khramenkova K. N. Zadachi detsentralizovannogo algoritma SpaceWire-Plug-and-Play [Problems of SpaceWire-Plug-and-Play decentralized algorithm] // Proceedings of scientific conference SUAI. Vol. 1. Technical sciences. St. Petersburg : SUAI, 2015. P. 175–177.

© Шейнин Ю. Е., Оленев В. Л., Лавровская И. Я., Дымов Д. В., Кочура С. Г., 2016

## СОДЕРЖАНИЕ

### Секция

#### «ПРОЕКТИРОВАНИЕ И ПРОИЗВОДСТВО ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ, КОСМИЧЕСКИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ И ПРОЕКТЫ»

<b>Антоненко А. П., Двирный Г. В., Усачёв Д. В., Чураков Д. В., Байбородова Е. А.</b> Выбор реперных знаков для термовакуумных измерений поверхностей твердотельных рефлекторов космических аппаратов .....	8
<b>Атамасов В. Д., Дементьев И. И., Устинов А. Н.</b> Проектные параметры управляемой системы гашения колебаний упругих элементов конструкции космического аппарата и методика их определения .....	10
<b>Бабинова Е. О., Семёнова Л. А.</b> Анализ применения гидравлического демпфера и динамического гасителя колебаний для жидкостной ракеты .....	12
<b>Багатеев И. Р., Тарлецкий И. С., Баландина Т. Н., Баландин Е. А.</b> Анализ концепций очистки околоземного космического пространства .....	14
<b>Байбородова Е. А., Двирный Г. В., Антоненко А. П., Усачёв Д. В., Чураков Д. В.</b> Адаптация стандартных реперных знаков для термовакуумных измерений крупногабаритных трансформируемых конструкций .....	16
<b>Браверман В. Я., Кучаева Д. Г.</b> Наблюдение канала проплавления в рентгеновском спектре при электронно-лучевой сварке .....	18
<b>Драганюк О. Н., Телегин С. В.</b> Оптимизация соотношения компонентов в слоях радиационно-защитного экрана .....	21
<b>Дубровина И. А., Попова А. П., Бабкина Л. А.</b> Моделирование анизотридных панелей .....	23
<b>Егоров Д. В., Егорова В. Д.</b> Схема армирования силовой композиционной штанги, работающей при криогенных температурах, с учетом погрешности в технологии изготовления .....	25
<b>Замятин Д. А., Шашило Е. П., Кольга В. В.</b> Разработка концепции орбитальной компьютерной сети .....	27
<b>Замятин Д. А., Кольга В. В.</b> Выбор конструктивно-компоновочной схемы двухступенчатой баллистической ракеты .....	28
<b>Исеева О. А., Кравченко Ю. С., Савицкий В. В., Крушенко Г. Г., Пацкова Е. Г.</b> Выбор оптимальной конфигурации при проектировании анизотридной конструкции .....	30
<b>Каледин В. О., Штейнбрехер О. А., Бурнышева Т. В.</b> Поиск оптимальных конструктивных параметров сетчатой цилиндрической оболочки .....	33
<b>Климовский Д. А., Смирнов Н. А.</b> Применение тросоуправляемых механизмов параллельной структуры в производстве ракетной техники .....	35
<b>Кузьмина Н. А.</b> Применение современных информационных технологий при проектировании и создании космических систем и комплексов .....	37
<b>Мироненко Е. Д.</b> Разработка узла регулировки натяжения вант для закрепления композитного бака высокого давления .....	39
<b>Надараина Ц. Г., Селиванов А. И., Шестаков И. Я., Фадеев А. А., Грибанов А. П.</b> Источник бесперебойного питания на основе химико-кинетического накопителя энергии .....	41
<b>Новиков Ю. А., Ермолаев В. И.</b> Оптимизация структуры и параметров энергодвигательных систем большой энерговооруженности .....	44
<b>Патраев Е. В., Наговицин В. Н., Пестов А. Б., Двирная К. М., Ягудина Ю. В.</b> Инновации при сдаче продукции и производстве космических аппаратов .....	46
<b>Попова А. П., Дубровина И. А., Бабкина Л. А.</b> Геометрическое моделирование трехслойных конструкций .....	49
<b>Попова А. П., Дубровина И. А., Бабкина Л. А.</b> Параметрическое моделирование вафельных оболочек .....	51
<b>Сиденко Н. А., Трушкина Т. В., Раводина Д. В., Михеев А. Е.</b> Исследование шероховатости МДО-покрытий на сплавах АМг6 и 01570 .....	52
<b>Сулимов А. Н., Наговицин В. Н.</b> Изготовление рефлекторов из углепластика с использованием углепластиковой оснастки .....	54
<b>Теряев Н. С., Сысоева Л. П., Сысоев А. С.</b> Взаимодействие абразивных зерен с поверхностью каналов крыльчатки при абразивно-экструзионной обработке .....	56
<b>Халиманович В. И., Кузовников А. В., Единосык С. В., Яковлев А. В., Кузнецов С. А.</b> Разработка технических решений платформы космических аппаратов для системы персональной подвижной спутниковой связи в интересах Шанхайской организации сотрудничества .....	58

<b>Хахленкова А. А., Шатов А. В.</b> Локальное деформирование сетчатой цилиндрической оболочки в зоне установки композитного бака высокого давления .....	60
<b>Шатов А. В., Хахленкова А. А.</b> Определение осесимметричного деформирования сетчатой цилиндрической оболочки, нагруженной осевым сжимающим усилием .....	62
<b>Шатров А. К., Орлов Д. В.</b> Основные особенности проектирования конструкций с применением композиционных материалов.....	63
<b>Шевчук В. О., Зоммер С. А., Климовский Д. А.</b> Алгоритм проектирования механизмов параллельной структуры.....	65
<b>Шестаков И. Я., Ворошилова М. В., Ворошилов Д. С.</b> Особенности электрохимической размерной обработки деталей летательных аппаратов вращающимся катодом-инструментом .....	67
<b>Шмелев Н. Н., Гордовенко М. А., Вакулин М. С.</b> Исследование стойкости режущего инструмента методом полного факторного эксперимента .....	69

## Секция

«КРУПНОГАБАРИТНЫЕ ТРАНСФОРМИРУЕМЫЕ КОНСТРУКЦИИ  
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ»

<b>Азин А. В., Пономарев С. В., Рикконен С. В., Храмцов А. М.</b> Исследования микролинейного пьезопривода.....	74
<b>Ананьев В. В., Дмитренко В. В., Власик К. Ф., Улин С. Е., Утешев З. М.</b> Электроискровая титановая очистка ксенона и его смесей .....	76
<b>Антонов В. А., Балькин М. А., Гончаров К. А., Коржов К. Н.</b> Проектирование и исследование прецизионных систем терморегулирования на базе контурных тепловых труб .....	78
<b>Белов С. В., Жуков А. П., Пономарев С. В.</b> Расчет начального приближения в геометрически нелинейной задаче сетчатого антенного рефлектора .....	80
<b>Белянин Н. А., Гайдукова А. О., Романенко И. В.</b> Разработка метода и схемы комплексных испытаний солнечной батареи в термовакуумных условиях с применением системы имитации невесомости .....	82
<b>Бернс В. А., Лушин В. Н., Маринин Д. А., Жуков Е. П.</b> Методология расчётно-экспериментального модального анализа крупногабаритных трансформируемых конструкций.....	84
<b>Бикеев Е. В., Коловский Ю. В.</b> Верификация критериев квалитметрии крупногабаритной трансформируемой антенны космического аппарата .....	86
<b>Бужас В. И.</b> Новый тип исполнительных механизмов для решения задачи коррекции формы больших космических конструкций.....	88
<b>Верхогляд А. Г., Куклин В. А., Макаров С. Н., Михалкин В. М., Халиманович В. И.</b> Автоматизированная система обезвешивания для наземной отработки солнечных батарей космических аппаратов.....	89
<b>Верхогляд А. Г., Куклин В. А., Макаров С. Н., Михалкин В. М., Халиманович В. И.</b> Автоматизированная система обезвешивания крупногабаритных трансформируемых рефлекторов .....	91
<b>Гайдукова А. О., Белянин Н. А.</b> Обзор систем обезвешивания .....	93
<b>Герус А. А., Байбородов А. А., Кузнецов В. В., Кузнецов А. Д., Смирнов Н. А.</b> Устройство удержания и освобождения подвижных элементов конструкции космического аппарата с пониженным ударным воздействием.....	95
<b>Гиммельман В. Г., Федоров Я. Ю., Щесняк С. С.</b> Система адаптации панелей зеркала космического телескопа .....	98
<b>Голдобин Н. Н., Евдокимов А. С.</b> Особенности создания многокомпонентных моделей антенн с крупногабаритными рефлекторами в ПО ANSYS .....	100
<b>Голдобин Н. Н.</b> Оценка точности наведения рефлектора на основании информации об отклонениях концов его силовых спиц .....	102
<b>Голдобин Н. Н., Нехаев Д. П., Шендалев Д. О.</b> Новые возможности расчета температурных деформаций космических антенн с крупногабаритными рефлекторами в ПО ANSYS Workbench.....	105
<b>Гребенюк О. Е., Трифанов И. В.</b> Теоретические основы принципа работы электрокинетического движителя .....	107
<b>Гурова Е. Г., Панченко Ю. В.</b> Разработка виброизолирующего устройства крупногабаритных трансформируемых конструкций.....	109
<b>Егорова В. Д., Колесников А. П., Шендалев Д. О.</b> Анализ влияния температурных деформаций штанг на точность наведения крупногабаритных антенн космических аппаратов .....	111
<b>Захаров С. А.</b> Наземная экспериментальная отработка и особенности подтверждения надежности крупногабаритных солнечных батарей космических аппаратов.....	113
<b>Зернова Е. П., Третьякова Т. С.</b> Динамический анализ раскрытия батарей солнечных космического аппарата.....	115

<b>Зимин В. Н., Неровный Н. А.</b> Разработка программного комплекса для определения светового давления на космические трансформируемые конструкции сложной геометрической формы .....	117
<b>Зимин В. Н., Смердов А. А.</b> Исследование задач оптимального проектирования многосекционных композитных космических ферменных конструкций .....	119
<b>Исеева О. А., Кравченко Ю. С., Двирный В. В., Савицкий В. В., Пацкова Е. Г.</b> Сравнительный анализ основных силовых элементов конструкции современных негерметичных спутников .....	121
<b>Исеева О. А., Кравченко Ю. С., Двирный В. В., Крушенко Г. Г., Пацкова Е. Г.</b> Анализ проектирования анизотридной силовой трубы .....	123
<b>Киндяков Д. Г., Двирный В. В.</b> Совершенствование технологии заправки ксеноном баков системы коррекции космического аппарата .....	125
<b>Коркин А. Н., Приходько А. И., Головенкин Е. Н., Егоров А. В., Мелкомуков А. А.</b> Усовершенствование системы обезвешивания солнечных батарей космического аппарата .....	127
<b>Кротов П. В.</b> Система отдаления ядерной энергетической установки космического аппарата от электронной аппаратуры .....	129
<b>Крушенко Г. Г., Двирный Г. В., Голованова В. В., Цау К. К.</b> Влияние геометрии лунки на качество слитков из деформируемых алюминиевых сплавов .....	130
<b>Крылов Ю. В., Лапин А. Ю.</b> Широкополосный волноводный фильтр для облучателя зеркальных антенн .....	132
<b>Курдинова А. В.</b> Конструкция силового ферменного элемента опорного каркаса лепестка главного зеркала космической обсерватории «Миллиметрон» .....	135
<b>Лапердин А. И., Каргапольцев А. Г., Юркевич В. Д.</b> Разработка канала нагружения для прочностных испытаний авиационной и космической техники .....	136
<b>Левакова Н. М., Сафонов П. Е.</b> Разработка новой огне- и термостойкой ткани для внешней оболочки скафандра типа «Орлан» .....	137
<b>Мальшев А. Н., Гладков А. Н., Серова Л. Д., Шамова Н. А., Смирнов М. В.</b> Размеростабильность – проблемы и решения .....	140
<b>Моисеев П. П., Викторов А. И.</b> Управляемый спусковой механизм для раскрытия конструкций космического аппарата .....	141
<b>Наговицин В. Н., Половко М. С., Титаренко С. А.</b> Крупногабаритные трансформеры из композиционных материалов для работы в космосе .....	142
<b>Пастухов В. Г., Майданик Ю. Ф.</b> Комбинированная теплопередающая система на основе пульсирующей и контурной тепловых труб .....	144
<b>Савченкова Н. М.</b> Методика и программа расчета характеристик аксиальных тепловых труб .....	146
<b>Серяков А. В., Конькин А. В.</b> Численное моделирование пульсаций в паровом канале коротких низкотемпературных тепловых труб .....	148
<b>Серяков А. В., Алексеев А. П.</b> Применение емкостных датчиков для изучения процессов конденсации в коротких низкотемпературных тепловых трубах .....	151
<b>Сильченко П. Н., Кудрявцев И. В., Михи́в М. М., Наговицин В. Н., Гоцелюк О. Б.</b> Особенности определения при изгибе напряженно-деформированного состояния волноводов космических аппаратов .....	153
<b>Сильченко П. Н., Кудрявцев И. В., Михи́в М. М., Наговицин В. Н., Гоцелюк О. Б.</b> Анализ термопругого состояния крупногабаритных волноводов космических аппаратов связи .....	155
<b>Стекольников О. Ю., Жуков А. О., Захаров А. И., Прохоров М. Е., Тучин М. С.</b> Подсистема геометрического контроля для высокоточных систем космической ориентации с несколькими датчиками .....	157
<b>Тестоедов Н. А., Крушенко Г. Г., Двирный В. В., Двирный Г. В.</b> Сварка объемных конструкций из алюминиевых деформируемых сплавов электродами, содержащими нанопорошки .....	159
<b>Файзуллин Ф. Р.</b> Исследование напряжений в ферменной конструкции крупногабаритного космического рефлектора при раскрытии .....	161
<b>Филина Е. К., Архипов М. Ю., Голубев Е. С., Михайловский К. В.</b> Сравнение двух подходов к разработке оптимальной конструктивно-силовой схемы тонкостенного размеростабильного рефлектора из углепластика .....	163
<b>Хадкевич Т. Г., Токарев А. В., Уланов Р. О.</b> Обзор основных характеристик современных электромеханических приводов для космических аппаратов .....	164
<b>Халиманович В. И., Лысенко Е. А., Матюха Н. В.</b> Алгоритм обработки экспериментальных данных акустических испытаний космических аппаратов .....	166
<b>Чубенко Е. В., Трифанов И. В.</b> Раскрытие элементов устройств космических аппаратов при помощи гибкой ленточной штанги .....	168
<b>Шаенко А. Ю., Белокосков М. С., Лавров М. П., Ефремов Д. И., Александров А. М.</b> Наземная экспериментальная отработка раскрывающегося солнечного отражателя для наноспутника «Маяк» класса Cubesat .....	170
<b>Юдина З. А., Логанов А. А., Усманов Д. Б.</b> Разработка электронасосного агрегата космического аппарата на базе модификации существующего двигателя .....	171
<b>Геча В. Я., Позднякова В. Д.</b> Конструкции на основе вспененных металлов для космических аппаратов .....	173

## Секция

«ПРОЕКТИРОВАНИЕ, ПРОИЗВОДСТВО И ИСПЫТАНИЯ ДВИГАТЕЛЕЙ  
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ»

<b>Бакулин Я. Ю., Журавлев В. Ю.</b> К вопросу проектирования большеразмерных диафрагм-разделителей .....	176
<b>Бегишев А. М., Торгашин А. С., Попова А. П., Кубриков М. В.</b> Перспективы использования клиновоздушного ракетного двигателя .....	177
<b>Бегишев А. М., Торгашин А. С., Леонгард А. Ю., Назаров В. П.</b> Методика расчета охлаждения камеры жидкостных ракетных двигателей с сопловым насадком .....	179
<b>Васянина А. Ю., Тонких А. А.</b> САЕ-системы гидрогазодинамического расчета параметров рабочего тела в элементах ТНА .....	180
<b>Волосович П. В., Журавлев В. Ю.</b> Особенности выбора средств измерения для проведения испытаний насосных агрегатов жидкостных ракетных двигателей .....	182
<b>Высоцкий А. А., Твердохлебов И. В., Жуйков Д. А.</b> Перспективные электромагнитные двигатели без выброса массы .....	184
<b>Миронов Н. С.</b> Инерциоиды .....	186
<b>Олейников Е. П., Савык А. Я.</b> Вынужденные колебания, возникающие в ракетных двигателях .....	187
<b>Попов Г. М., Волков А. А., Радин Д. В.</b> Создание системы параметрического проектирования центробежных компрессоров .....	189
<b>Решетникова С. Н., Кукушкин И. В.</b> Соединение сопрягаемых деталей в изделиях аэрокосмической техники .....	191
<b>Самошкина П. Ю.</b> Совершенствование методики проектирования приспособлений для испытаний деталей и узлов ракетных двигателей на прочность и герметичность .....	193
<b>Самошкин В. М., Петров И. М.</b> Анализ методики резервирования элементов и систем ракетных двигателей .....	195
<b>Тележенко Д. Р., Жуйков Д. А.</b> Алгоритм расчета состава смеси продуктов сгорания .....	197
<b>Тележенко Д. Р., Окладников А. А., Кубриков М. В.</b> Пульсации давления в центробежных насосах .....	199
<b>Торгашин А. С., Бегишев А. М., Толстопятов М. И.</b> Моделирование течения криогенных компонентов через форсуночную головку в среде SolidWorks .....	200
<b>Трифанов В. И., Рыжов Д. Р., Казьмин Б. Н., Трифанов И. В.</b> Генератор электрического тока на потоке плазмы .....	202
<b>Трифанов И. В., Рыжов Д. Р., Казьмин Б. Н., Трифанов В. И.</b> Повышение энергетической эффективности электрического ракетного двигателя .....	203
<b>Ярцев Е. Н., Назаров В. П., Теряев Н. С.</b> Обеспечение качества ракетного двигателя путем внедрения автоматизированной системы изготовления и монтажа трубопроводов сложной конфигурации .....	205
<b>Кубриков М. В.</b> Использование аддитивных технологий при литье по выплавляемым моделям в аэрокосмической отрасли .....	207
<b>Носов А. Н.</b> Особенности проектирования технологических приспособлений для гидравлических испытаний насосов жидкостных ракетных двигателей .....	208
<b>Останина Н. Г., Петров И. М.</b> Анализ методики расчета конструктивной надежности жидкостных ракетных двигателей по критериям прочности .....	210
<b>Пиунов В. Ю., Назаров В. П., Зуев А. А., Гайнутдинов А. В.</b> Оптимизация конструктивных схем кислородно-водородных жидкостных ракетных двигателей разгонных блоков .....	212

## Секция

«ТЕПЛОМАССОБМЕННЫЕ ПРОЦЕССЫ В КОНСТРУКЦИЯХ  
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ, ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК  
И СИСТЕМ ЖИЗНЕОБЕСПЕЧЕНИЯ»

<b>Аринчев С. В.</b> Моделирование механики нагрева твердого тела с помощью макромолекул .....	216
<b>Белозеров В. С., Делков А. В., Топоев Д. А., Ермаков М. А.</b> Численное моделирование тепловых испытаний объектов космической техники .....	217
<b>Булов А. О., Жиганов А. И., Шевченко Ю. Н.</b> Автономный источник энергоснабжения для космического аппарата на базе паротурбинной установки .....	219
<b>Васильев Е. Н., Деревянко В. А., Чеботарев В. Е.</b> Теплофизический анализ теплового аккумулятора для системы терморегулирования мощных блоков радиоэлектронной аппаратуры кратковременного действия .....	220



<b>Вшивкова Н. Ю., Вшивков А. Ю.</b> Обеспечение теплового режима бортовой аппаратуры космического аппарата при проведении электрических испытаний в нормальных условиях .....	223
<b>Гринкруг М. С., Андрианов И. К.</b> Управление параметрами теплоотвода, обеспечивающими равнопрочное напряженное состояние оболочковых элементов турбомашин .....	225
<b>Делков А. В., Ходенков А. А., Кишкин А. А., Шевченко Ю. Н.</b> Расчет контура с фазовым переходом теплоносителя системы терморегулирования .....	227
<b>Делков А. В., Ходенков А. А., Кишкин А. А., Шевченко Ю. Н.</b> Моделирование сопряженного теплообмена при расчете радиационной панели системы терморегулирования .....	229
<b>Колчанов И. П., Топоев Д. А., Голован П. И., Каштанов С. С.</b> Контроль герметичности элементов двигательных установок с помощью решения обратной задачи диффузии при локализации течи .....	231
<b>Лоскутова А. Г.</b> Холодильные системы на углекислом газе .....	233
<b>Лоскутова А. Г., Федорчук О. О., Брот А. А.</b> Обзор специфики математического моделирования теплоэнергетических установок .....	235
<b>Нестеров Д. А., Деревянко В. В., Сунцов С. Б.</b> Программный комплекс теплового моделирования бортовой радиоэлектронной аппаратуры с плоскими тепловыми трубами .....	236
<b>Черненко Д. В., Черненко В. В.</b> К расчету конденсатора-испарителя воздухооразделительной установки .....	239
<b>Черненко Е. В., Ходенков А. А., Лоскутова А. Г.</b> Теплообменные процессы в конструкциях летательных аппаратов, энергетических установок и систем жизнеобеспечения .....	241
<b>Ходенков А. А., Топоев Д. А., Ермаков М. А., Белозеров В. С., Делков А. В.</b> Математическое моделирование и анализ термодинамических процессов в конденсаторе системы терморегулирования .....	243

## Секция

## «СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ, КОСМИЧЕСКАЯ НАВИГАЦИЯ И СВЯЗЬ»

<b>Анисимов Д. И., Асланян Р. О., Кузовников А. В.</b> Использование сверхширокополосных сигналов в космических системах связи и навигации .....	246
<b>Бессмертная Ю. С., Кузовников А. В., Выгонский Ю. Г.</b> Тенденции развития многофункциональной космической системы ретрансляции «Луч» .....	248
<b>Богданов А. Ф., Потемкин Н. А.</b> Фрактальное сжатие сигналов в многопозиционных спутниковых системах X-SAR Европейского космического агентства .....	250
<b>Былов А. А.</b> Микрополосковая квазиоптическая фазированная антенная решетка Ки-диапазона на основе подрешетки отражательного типа .....	252
<b>Валов М. В., Головков В. В., Тарлецкий И. С., Зимин И. И., Леонов С. Н.</b> Перспективы развития отечественной спутниковой системы высокоскоростного доступа к сети Интернет с малыми космическими аппаратами на негеостационарной орбите .....	254
<b>Владимиров В. В., Реушев М. Ю., Никитин С. Л.</b> Устройство стабилизации рабочей точки электрооптического модулятора интенсивности для аппаратуры навигации и связи .....	256
<b>Власов А. Ю., Пасечник К. А., Обверткин И. В., Титов М. А., Уваев И. В.</b> Технологические особенности изготовления антенных рефлекторов из полимерных композиционных материалов для наземных систем связи .....	258
<b>Гладышев А. Б., Дмитриев Д. Д., Кремез Н. С., Гарин Е. Е.</b> Имитатор сигналов для угломерных ГНСС-приемников на основе современных модульных радиоизмерительных приборов .....	260
<b>Демичев М. С., Гаипов К. Э.</b> Решение задачи частотного планирования .....	262
<b>Дмитриев Д. Д., Карцан И. Н.</b> Адаптивные антенные решетки с цифровым формированием луча .....	263
<b>Ермолаев М. В., Марарескул Д. И., Ислентьев Е. В.</b> Обеспечение прецизионной калибровки бортовых и наземных навигационных и измерительных систем космического комплекса системы ГЛОНАСС .....	265
<b>Карцан И. Н., Карцан Т. И., Тяпкин В. Н.</b> Оценка эффективности многолучевой гибридно-зеркальной антенны .....	267
<b>Карцан И. Н.</b> Генетический алгоритм многокритериальной условной оптимизации бортового комплекса управления .....	269
<b>Клешнина С. А.</b> Разработка и проектирование наземной части аварийного радиомаяка системы автоматического спасения беспилотных летательных аппаратов .....	272
<b>Ковалевич С. А.</b> Сравнение систем автоматизированных испытаний космических аппаратов .....	274
<b>Колесников С. С., Гаипов К. Э.</b> Синтез спутниковой mesh-сети .....	276
<b>Колядин Н. А., Мухомор К. Е., Кузовников А. В., Дерябин А. Л., Семкин П. В.</b> Предельные характеристики юстировки космических крупногабаритных антенн .....	278
<b>Колядин Н. А., Мухомор К. Е., Кузовников А. В., Дерябин А. Л., Семкин П. В.</b> Характеристики точности фазовой пеленгации в спутниковых системах .....	280

<b>Крат Н. М.</b> Неисключенная погрешность оценки задержки при калибровке имитаторов навигационных сигналов после уменьшения влияния рассогласования.....	282
<b>Кузовников А. В., Черноусов А. В., Сомов В. Г.</b> Алгоритм адаптации системы спутниковой связи с изменяемыми формирующими параметрами вейвлет-функции.....	284
<b>Неугодникова Л. М., Петунин В. И.</b> Многосвязная система автоматического управления движением летательного аппарата с ограничением нормальной перегрузки.....	286
<b>Орлов Д. М., Кудряшов А. С.</b> Исследование защищенной системы спутниковой связи на базе Systemview (Systemvue).....	288
<b>Саяпин В. Ю., Лебедев В. Ю., Тисленко В. И.</b> Метод снижения температурной нестабильности термостатированного кварцевого генератора.....	290
<b>Сидоров В. Г., Ткачева Т. В., Шкловец М. А., Ушаков А. В.</b> Микроомощные источники питания на службе микроробототехники.....	292
<b>Сидоров В. Г., Ткачева Т. В., Ушаков А. В.</b> Перспективные области применения бетаэлектрических источников питания.....	295
<b>Тимофеев Г. С.</b> Применение полярных кодов в современных системах связи.....	297
<b>Тяпкин В. Н., Карцан И. Н.</b> Помехозащищенность ГНСС-приемника.....	299
<b>Ушаков В. А.</b> Обзор применения на практике метода ортогональных проекций при разработке систем автоматического управления.....	302
<b>Фатеев Ю. Л., Тяпкин В. Н., Дмитриев Д. Д., Кремез Н. С., Гладышев А. Б.</b> Пеленгационный метод измерения углов пространственной ориентации по сигналам ГНСС.....	304
<b>Черноусов А. В.</b> Анализ воздействия аддитивных помех на широкополосный сигнал.....	306
<b>Чжан Е. А.</b> Об алгоритме управления экстремальным безынерционным объектом.....	308
<b>Чистяков В. А., Куприц В. Ю.</b> Сверхразрешение в антенных решетках.....	310
<b>Шуринова Д. А., Хорошко А. Ю.</b> Дальномер для беспилотного летательного аппарата вертолетного типа.....	312
<b>Вергазов М. Ю.</b> Результаты разработки анализатора линка SpaceWire.....	314
<b>Воронцова Е. О., Алисеенко Ю. В., Ильин А. Н.</b> Способ оценки целостности фотогенирующей части батарей солнечных, применяемых на перспективных космических аппаратах.....	316
<b>Толстикова А. С., Томилов А. С., Карауш А. А., Ханькова Е. А.</b> Информационно-аналитический центр на базе пункта метрологического контроля ГСВЧ ФГУП «СНИИМ».....	318

## Секция

## «КОСМИЧЕСКОЕ И СПЕЦИАЛЬНОЕ ЭЛЕКТРОННОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ»

<b>Апасов В. И.</b> Унифицированный модуль системы электропитания малого космического аппарата.....	322
<b>Батраков А. В., Кочура С. Г., Попов С. А., Сунцов С. Б., Шнайдер А. В.</b> Аппаратный комплекс для диагностики радиоэлектронной аппаратуры космического аппарата на устойчивость к дугообразованию.....	324
<b>Бронов С. А., Поваляев В. А., Авласко П. В.</b> Программно-аппаратный комплекс для исследования способов управления индукторными двигателями двойного питания.....	327
<b>Головаха О. Д., Мутасов Д. А.</b> Анализ передовых технологий создания 3D-модулей и возможность их применения в бортовой аппаратуре космических аппаратов.....	328
<b>Голубев Е. Н., Зайцев А. А.</b> Экспериментальная отработка приборов бортового комплекса управления с каналом SpaceWire.....	330
<b>Денисов С. Л., Речков В. В., Лелеков А. Т., Ушаков А. В.</b> Исследование работы микроконтроллера MSP430G2553 в режимах низкого энергопотребления.....	332
<b>Елубаев С. А., Альбазаров Б. Ш., Шамро А. В., Бопеев Т. М., Сухенко А. С.</b> Математическое моделирование механических воздействий на протолетную модель звездного датчика.....	335
<b>Крутских В. М., Лобанов Д. К., Пойманов Д. Н., Мизрах Е. А.</b> Сравнительное исследование топологий имитатора электрических характеристик системы электропитания космического аппарата.....	337
<b>Леган Ю. Н., Пичкалев А. В., Прудков В. В.</b> Моделирующий наземный отладочный комплекс бортовой радиоэлектронной аппаратуры.....	339
<b>Лямичева Т. Ю., Комаров В. А.</b> Аппаратно-программный имитатор полезной нагрузки космических аппаратов связи и ретрансляции.....	341
<b>Надараина Ц. Г., Шестаков И. Я., Фадеев А. А., Виноградов К. Н.</b> Влияние вращающихся аккумуляторных батарей на массогабаритные характеристики системы электропитания космических аппаратов.....	343
<b>Непомнящий О. В., Вейсов Е. А., Мамбеталиев Н. А., Правитель А. С.</b> Однокристалльные вычислители с динамической реконфигурацией в цифровых контурах управления малых космических аппаратов.....	345

<b>Самотик Л. А., Пойманов Д. Н., Мизрах Е. А.</b> Экспериментальное исследование быстродействия устройства защиты источников постоянного тока.....	347
<b>Тимофеев А. С., Шаранок А. С., Афонина В. А.</b> Разработка системы визуального наблюдения .....	350
<b>Ханов В. Х., Чекмарёв С. А., Лепешкина Е. С.</b> Внутрикристалльное инъецирование в реальном времени .....	352
<b>Ханов В. Х., Дымов Д. В.</b> Проекты СибГАУ для бортовых информационных сетей SpaceWire космических аппаратов АО «ИСС».....	354
<b>Ходенков С. А., Боев Н. М.</b> Фильтры на двумерном электромагнитном кристалле с дополнительными емкостными и индуктивными связями .....	355
<b>Шахматов А. В.</b> Система на кристалле в качестве тестового окружения для верификации сложно-функциональных блоков.....	357

## Секция

**«ИСПОЛЬЗОВАНИЕ КОСМИЧЕСКИХ СРЕДСТВ, ТЕХНОЛОГИЙ  
И ГЕОИНФОРМАЦИОННЫХ СИСТЕМ ДЛЯ МОНИТОРИНГА  
И МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРИРОДНОЙ СРЕДЫ»**

<b>Варфоломеев В. С.</b> Влияние формы зоны обзора на эффективность обзора Земли космическим аппаратом радиолокационного наблюдения.....	360
<b>Дергунов А. В., Кашкин В. Б.</b> Изучение влияния сильных землетрясений на вариации озона по данным дистанционного зондирования .....	362
<b>Дюбо Е. С., Рублева Т. В., Швецов Е. Г.</b> Вариации метана над эпицентром Тувинского землетрясения по спутниковым данным AIRS/AQUA.....	364
<b>Зяц В. В., Пономарев Е. И., Юронен Ю. П.</b> Оценка пожарного воздействия на растительность на основе многофакторного анализа дистанционных данных .....	366
<b>Зеньков И. В.</b> Угольные разрезы Европы из космоса.....	368
<b>Кашкин В. Б., Краснощёков К. В.</b> Газовые примеси в атмосфере над вулканом Попокатепетль по спутниковым данным OMI/AURA .....	372
<b>Коврижных Е. В.</b> Сейсмическое микрорайонирование территории Санкт-Петербурга и его окрестностей с использованием GPS навигации.....	374
<b>Перетокин С. А., Шарейко М. А., Симонов К. В.</b> Интерполяция годографов рефрагированных волн.....	376
<b>Рудинский А. В., Шенгелия М. В.</b> Определение дистанции до излучающих астрономических объектов одиночным радиотелескопом .....	378
<b>Сибгатулин В. Г., Перетокин С. П., Худобердин И. Р., Кабанов А. А., Симонов К. В.</b> Оперативные оценки геодинамической опасности Алтае-Саянского региона (2009–2016) .....	379
<b>Сорокин А. В., Фомин С. В., Белоусов М. А.</b> Влияние влажности древесины лесного полога на эффекты взаимодействия с излучением навигационных спутников.....	381
<b>Фомин С. В., Сорокин А. В., Харламов Д. В.</b> База данных пространственно-временных вариаций амплитуды прямых сигналов ГЛОНАСС и GPS вблизи поверхности Земли .....	383
<b>Цируль Д. Г., Ермолаев В. И.</b> Двухрежимный способ наблюдения земной поверхности и анализ возможности его применения при функционировании космических аппаратов дистанционного зондирования Земли.....	386

## Секция

**«МЕХАНИКА СПЕЦИАЛЬНЫХ СИСТЕМ»**

<b>Арасланов М. С.</b> Разработка программно-аппаратного комплекса управления антропоморфным роботом.....	390
<b>Богданов А. А., Жиденко И. Г., Кутлубаев И. М., Пермяков А. Ф.</b> Использование дифференциальных механизмов в конструкциях антропоморфных захватов .....	393
<b>Вандакуров А. Н., Гильманов Р. З., Гуськов А. В., Кислин М. А., Милевский К. Е., Шальнев В. А.</b> Капсюль-воспламенитель модифицированной конструкции для патронов к гладкоствольному оружию .....	396
<b>Васильцов А. А.</b> Методика определения возмущающих моментов двигателя-маховика.....	398
<b>Воробьев А. А., Спицын И. Н., Кравченко Н. В., Анисимов А. В., Маегов Д. А.</b> Стенд для исследования кинематики процессов резания древесины .....	399
<b>Гришечкина М. Г., Щепин А. Н., Иптышев А. А.</b> Использование методов анализа динамического качества приводов для обеспечения работоспособности импортозамещающего станка для рихтовки и проката рессор.....	400

<b>Губанова А. В., Кукушкин Е. В., Маслова О. Е., Меновщиков В. А.</b> Влияние механических и термических способов поверхностного упрочнения деталей на их усталостную контактную прочность карданных шарниров на игольчатых подшипниках .....	403
<b>Ереско А. С., Кукушкин Е. В., Осеев Д. С., Меновщиков В. А., Пятаев Д. А.</b> Влияние вибрации на условия работы карданных шарниров .....	405
<b>Ереско С. П., Ереско Т. Т., Кукушкин Е. В., Орлов А. А.</b> Виртуальный осциллограф для испытательного стенда .....	407
<b>Ереско Т. Т., Жабинская А. Н., Кукушкин Е. В., Меновщиков В. А.</b> Взаимосвязь первичных усталостных разрушений с дислокацией циклически повторяющихся или чередующихся напряжений карданных шарниров.....	409
<b>Ереско С. П., Ереско Т. Т., Ереско А. С., Ереско В. С., Кобзов Д. Ю.</b> Разработка метода диагностирования уплотнительных устройств гидроцилиндров с помощью сжатого воздуха .....	412
<b>Ермаков Д. В., Кортенко А. В., Гладышев Ю. Г., Алексанов П. А.</b> Оптимизация массы привода поворота гиromотора силового гироскопического прибора.....	415
<b>Кузнецов В. В., Ереско С. П.</b> Безударное устройство удержания и освобождения подвижных элементов конструкции космического аппарата.....	417
<b>Кустов А. В., Федорченко И. С., Гончарова Я. С., Букельманов И. И.</b> Исследование влияния сил на диаметр парового (газового) пузыря на вихревой ступени при ректификации .....	419
<b>Кустов А. В., Шастовский П. С., Васильченко Е. С., Карелина А. А.</b> Исследование скорости вращения газожидкостной смеси на вихревой ступени при ректификации .....	421
<b>Поляков М. В.</b> Исследование влияния коэффициента жесткости осевого электромагнитного подшипника на собственные частоты ротора электродвигателя-маховика .....	424
<b>Фадеев А. А., Ереско Т. Т., Малышкин А. Е.</b> Исследование калибратора на базе линейного электродинамического привода.....	426
<b>Цаплин П. В., Ереско С. П.</b> Эффективность метода термосилового воздействия для обработки поверхности древесно-стружечных плит .....	428
<b>Шастовский П. С., Кустов А. В., Ереско С. П.</b> Комплексная переработка отходов в производстве композиционных древесных материалов.....	430
<b>Янюшкин А. С., Ереско С. П., Ереско В. С., Ереско Т. Т., Янюшкин С. А.</b> Шлифование сферических изделий из неэлектропроводных и полупроводниковых материалов алмазными кругами на металлической связке .....	432

## Секция

## «КОНТРОЛЬ И ИСПЫТАНИЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ»

<b>Асланян Р. О., Марченко И. А., Анисимов Д. И., Пантелеев В. И.</b> Разработка компактных источников излучения солнечного спектра.....	436
<b>Васильев И. С., Ефремов С. В., Сунцов С. Б., Леонов А. П.</b> Свойства паяных электрических соединений алюминиевых проводов в бортовой кабельной сети .....	438
<b>Горелко М. Г., Сеницкий Д. Е., Федченко Д. А., Дернов С. А., Матыленко М. Г.</b> Наземные испытания бортового комплекса контроля положения и формы рефлектора космических аппаратов с использованием матричных источников излучения.....	440
<b>Евстигнеева Л. Д.</b> Метрологическое обеспечение при контроле волноводов из ПКМ, изготовленных с применением аддитивных технологий .....	442
<b>Ключников А. В., Шагмуратов М. Д., Шалашов С. В.</b> Методы повышения помехозащищенности измерительной системы балансировочного стенда с газовыми опорами.....	444
<b>Козлова Н. И., Лукин Р. С.</b> Обеспечение вибропрочности приводов космических аппаратов с использованием метода конечных элементов .....	447
<b>Крюкова Я. С.</b> Диагностика запаса живучести и контроль сплошности конструкций из углеродных композиционных материалов.....	449
<b>Орлов С. А., Рябушкин С. А., Копытов В. И.</b> О проблемах, возникающих при отработке на механические нагрузки бортовой аппаратуры космического аппарата .....	451
<b>Попельнюк И. А., Титов М. И.</b> Совершенствование технологического процесса испытаний гидравлических агрегатов объектов авиационной и ракетно-космической техники.....	453
<b>Силкина Л. А.</b> Технология подмоделирования применительно к анализу элементов космического аппарата .....	455
<b>Сеницкий Д. Е., Тычкина Ю. И., Дернов С. А., Якимов Е. Н.</b> Применение программно-аппаратных моделей для динамических испытаний систем ориентации и стабилизации космических аппаратов на комплексном моделирующем стенде.....	457

<b>Смирнов В. А., Смирнов Д. В.</b> Модель интеллектуальной системы поддержки принятия решений для приемочного контроля бортовых систем управления .....	460
<b>Федченко Д. А., Горелко М. Г., Туляков А. М.</b> Применение оптико-механического имитатора Солнца для проведения комплексных проверок прибора ориентации на Солнце .....	462
<b>Феоктистов Д. С., Доронин К. Н., Коновалова А. И., Громова А. А.</b> Испытания алгоритмов морской радионавигационной системы «Крабик-БМ».....	464
<b>Штабель Н. В., Мизрах Е. А., Ушаков А. В.</b> Система контроля токов утечки и сопротивления изоляции для системы электропитания космического аппарата .....	466

## Секция

## «ЭКСПЛУАТАЦИЯ И НАДЕЖНОСТЬ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ»

<b>Акзигитов А. Р., Шинкевич С. М., Фирер П. О.</b> Разработка бортового устройства спутникового мониторинга воздушных судов.....	470
<b>Болотова О. В., Анисимова А. А., Акзигитов Р. А.</b> Применение ультразвука в авиации для борьбы с птицами .....	472
<b>Вшивков Ю. Ф., Кривель С. М.</b> Методика и программный комплекс исследования продольной статической устойчивости экраноплана на этапе проектирования.....	474
<b>Галушко Е. А., Кривель С. М.</b> Оценка влияния струи винта на параметры динамической воздушной подушки экраноплана.....	476
<b>Гапенко П. С., Менчиков Р. В., Юрковец Н. В.</b> Разработка математической модели расчета надежности асинхронного двигателя со вьспной обмоткой .....	477
<b>Демидов А. И.</b> Моделирование гидросистем и определение неизвестных параметров с учетом динамики рабочих органов .....	479
<b>Емельянов А. Н.</b> Стенд для снятия характеристик бесколлекторного электродвигателя, включенного в режиме генератора .....	481
<b>Казьмин Б. Н., Рыжов Д. Р., Трифанов И. В.</b> Функциональная схема процесса преобразования энергии электронного пучка в электрическую мощность.....	483
<b>Казьмин Б. Н., Трифанов И. В.</b> Модель преобразования энергии электронных пучков в электроэнергию .....	485
<b>Карпов Н. А., Леонов А. П.</b> Анализ изменения массы при дополнительном экранировании монтажных проводов .....	487
<b>Кацура А. В., Акзигитов А. Р., Андронов А. С., Строков Д. Е., Акзигитов Р. А.</b> Использование низкоорбитальных спутников связи для передачи данных о местоположении воздушных судов.....	489
<b>Краснов Т. В., Гарифуллин В. Ф., Феоктистов Д. С., Громова А. А.</b> Синтез квазиоптимального двухэтапного алгоритма поиска по времени запаздывания шумоподобных MSK-BOC-сигналов.....	491
<b>Крюкова Я. С., Каледин В. О., Ульянов А. Д., Гилева А. Е.</b> О методике оценки прочности оболочечных конструкций ракетно-космической техники.....	493
<b>Кудашов Д. Д., Токарев В. П.</b> Повышение быстродействия противоположной системы газотурбинных двигателей .....	495
<b>Кудряшов А. А., Никушкин Н. В.</b> Расчет и анализ параметров модифицированного профиля адаптивной панели крыла экраноплана .....	497
<b>Лаврентьева Е. А., Жирнова Е. А.</b> Анализ готовности лаборатории авиационной метрологии инженерно-авиационной службы ООО «Аэропорт Емельяново» к прохождению инспекционного контроля.....	499
<b>Лосев Е. А.</b> Исследование разрешающей способности авиационных радиолокационных станций .....	501
<b>Лутрохманова К. Ю., Жирнова Е. А.</b> Совершенствование метрологического обеспечения лаборатории авиационной метрологии ООО «Аэропорт Емельяново» .....	503
<b>Майнашева С. О.</b> Сравнительный анализ спутниковых систем Iridium и «Гонец» при их использовании в мониторинге летательных аппаратов .....	505
<b>Майнашева С. О., Горбунов Э. В.</b> Повышение эффективности передачи данных при спутниковом мониторинге воздушных судов.....	507
<b>Медведева Г. С., Иванов В. А., Спицын А. Е.</b> Анализ характеристик композитных материалов, используемых в авиационной .....	509
<b>Менчиков Р. В., Панкеев Е. С., Нартов Е. А.</b> Анализ и сравнение наработки по маслу марки BP TurboOil 2380 в двигателях типа PT16A-114A .....	511
<b>Мусин Р. М.</b> Система электроснабжения самолета Sukhoi Superjet 100 (SSJ 100) .....	513
<b>Мусин Р. М., Цыганков Е. О.</b> Основные конструктивные особенности самолета Sukhoi Superjet 100 (SSJ 100) .....	515
<b>Мясников В. Э., Попов Д. В., Бойко О. Г.</b> Риск-анализ безопасности полетов самолета АТР-42 по статистическим данным авиакомпании NordStar .....	516

<b>Огородникова Ю. В., Чирков П. Р.</b> Оценка угрозы и управление риском в обеспечении авиационной безопасности .....	518
<b>Полежаев Д. Р., Заплатин О. А., Бойко О. Г.</b> Совершенствование технологического процесса технического обслуживания гидравлической системы управления передней ногой самолета Ту-134.....	521
<b>Попов Д. В., Мясников В. Э., Ачкасова Е. А.</b> Обоснование перечня MEL при отправке самолета Як-42Д в рейс для системы кондиционирования воздуха.....	523
<b>Потылицын В. Л., Талапова Е. Г., Бойко О. Г.</b> Анализ статистики нарушений и отказов вертолетов по данным эксплуатационных предприятий .....	524
<b>Туговиков Е. А.</b> Авиационные синхронные машины специального применения, их технические и эксплуатационные характеристики .....	525
<b>Турчанов А. М., Никушкин Н. В.</b> Демонстрационная аэродинамическая труба малых дозвуковых скоростей .....	528
<b>Фомин Л. В., Бойко О. Г.</b> К вопросу об оценке рисков реализации авиационных происшествий .....	529

## Секция

## «ТЕХНОЛОГИЯ И МЕХАТРОНИКА В МАШИНОСТРОЕНИИ»

<b>Акарачкин С. А., Ермаков Д. В., Шинкевич М. И.</b> Применение аддитивной технологии при изготовлении каркаса статора электродвигателя-маховика.....	534
<b>Алексеев Р. Р., Логинов А. Н.</b> Моделирование процесса абразивно-экструзионной обработки .....	536
<b>Артюнин А. И., Елисеев С. В., Николаев А. В.</b> Об эффекте блокирования внешнего воздействия в колебательной механической системе .....	538
<b>Ашейчик А. А., Полонский В. Л.</b> Экспериментальное определение динамических характеристик эластомеров .....	540
<b>Ашейчик А. А., Полонский В. Л.</b> Исследование коэффициентов трения фторсодержащих покрытий при высоких и низких температурах .....	542
<b>Белокобыльский С. В., Кашуба В. Б., Елисеев С. В.</b> О связи динамической жесткости механической колебательной системы с частотным характеристическим уравнением .....	544
<b>Большаков Р. С., Нгуен Д. Х., Вьонг К. Ч.</b> Использование реакций связей как параметра оценки динамического состояния механических колебательных систем .....	546
<b>Володин А. Ю., Заруба Д. С., Величко Н. В.</b> Способ электролитно-плазменной обработки внутренних пространственно-сложных поверхностей различной кривизны корпусных деталей центробежных насосов жидкостных ракетных двигателей.....	549
<b>Гуськов А. В., Долматов А. С., Милевский К. Е., Яковлева Ю. П.</b> Исследование механических свойств стали Гадфильда после ударно-волнового нагружения .....	551
<b>Денискина Д. П., Сутягин А. В., Малько Л. С.</b> Применение зуборезных долбяков при исследовании процесса нарезания глобоидной винтовой поверхности типа ZT .....	553
<b>Елисеев А. В., Нгуен Д. Х., Вьонг К. Ч., Ситов И. С.</b> Об учете особенностей распределения амплитуд колебания рабочего органа вибрационной технологической машины.....	554
<b>Захарова Н. В., Трифанов И. В.</b> Методы контроля шероховатости винтовой поверхности червячного редуктора типа ZT .....	557
<b>Индаков Н. С., Бинчуров А. С., Гордеев Ю. И., Киселев Д. И.</b> Исследование тепловых явлений в процессе ротационного точения многогранными резцами .....	559
<b>Каимов Е. В., Кинаш Н. Ж., Миронов А. С.</b> Формы связей между координатами при взаимодействиях элементов механических колебательных систем .....	561
<b>Кнященко А. В.</b> Управление шаговыми двигателями манипулятора в режиме реального времени.....	563
<b>Клестов С. А., Судакова Е. С., Сунцов С. Б.</b> Цифровой рентгеновский 3D-микротомограф для диагностики материалов и элементов радиоэлектронной аппаратуры.....	565
<b>Курочкина А. В., Захарова Н. В.</b> Рекомендации по применению параметров структуры поверхности, установленных в ГОСТ Р ИСО 4287–2014 .....	567
<b>Логинов А. Н., Алексеев Р. Р.</b> Конструкции установок для абразивно-экструзионной обработки .....	568
<b>Луканов А. А., Павлов Д. В., Кубриков М. В.</b> Электроэрозионная резка металла .....	570
<b>Мозговой В. С.</b> Система технического зрения на базе манипулятора .....	572
<b>Обухов О. Н., Половко М. С., Дубровина Е. В.</b> Особенности технологии настройки и проверки облучателя с помощью поляризатора со вставкой .....	573
<b>Савин Д. И., Левко В. А.</b> Абразивно-экструзионная обработка аддитивных моделей .....	575
<b>Саклакова А. Е., Селина Ю. Н., Симаков М. А., Филиппов Ю. А.</b> Экспериментальное исследование шероховатости поверхности детали из теплостойкой стали после точения режущими пластинами из твердого сплава.....	577

<b>Сыряжкин М. В., Сунцов С. Б., Судакова Е. С.</b> Интеллектуальные распределенные системы распознавания образов в комплексах мониторинга, прогноза, диагностики, управления и обеспечения безопасности .....	579
<b>Филиппов К. Ю., Янковская Н. Ф., Раменская Е. В.</b> Ортогональная устойчивость дисковых пил .....	581
<b>Шастин В. И., Кашуба В. Б., Ситов И. С.</b> Методика микроуровневого анализа физико-механических и трибологических свойств поверхностей .....	583
<b>Шестаков И. Я., Фадеев А. А., Шестаков В. И.</b> Особенности электронагревателей воды прямого действия .....	584
<b>Яценко А. Ю., Сутягин А. В., Малько Л. С.</b> Методика для определения силы резания при нарезании винтовой поверхности вогнутого эвольвентного профиля на глобидном червяке .....	586

## Секция

**«НАНОМАТЕРИАЛЫ И НАНОТЕХНОЛОГИИ  
В АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ»**

<b>Алтунин Р. Р., Моисеенко Е. Т., Николаева Н. С., Жарков С. М.</b> Структурные фазовые превращения при твердофазной реакции в тонких пленках Al/Ag .....	590
<b>Брильков А. В.</b> Образование примесных выделений в легированных монокристаллах ZnSe .....	592
<b>Владимиров В. М., Лапунин Е. Г., Границкий Л. В.</b> Оптическая составляющая спутникового лазерного дальномера для многоцветной дальнометрии .....	593
<b>Дроздова А. К., Волочаев М. Н., Квеглис Л. И., Нявро А. В., Черепанов В. Н.</b> О возможности появления магнитных состояний в сплаве Ni <sub>51</sub> Ti <sub>49</sub> .....	595
<b>Живулько А. М., Аплеснин С. С., Ситников М. Н., Янушкевич К. И.</b> Диэлектрические свойства катион-замещенных селенидов марганца .....	596
<b>Закомирный В. И., Рассказов И. Л., Ершов А. Е., Карпов С. В., Полюттов С. П.</b> Перспективы использования нитрида титана для плазмонных волноводов .....	599
<b>Игуменов А. Ю., Паршин А. С., Михлин Ю. Л., Пчеляков О. П., Жигалов В. С.</b> Спектроскопия потерь энергии отраженных электронов в структурах на основе кремния и переходных металлов .....	601
<b>Мозжерин А. В., Паклин Н. Н.</b> Закономерности образования скоплений междоузельных атомов и вакансий в облученном CdTe .....	603
<b>Мозжерин А. В.</b> Влияние энергии дефекта упаковки на образование структурных дефектов в полупроводниках .....	605
<b>Моисеенко Е. Т., Алтунин Р. Р., Николаева Н. С., Жарков С. М.</b> Формирование атомно-упорядоченной структуры типа L1 <sub>0</sub> при твердофазной реакции в тонких пленках Cu/Au .....	606
<b>Ушаков А. В., Карпов И. В., Лепешев А. А., Дорожкина Е. А., Карпова О. Н.</b> Структуро- и фазообразование плазменно-напыленных квазикристаллических покрытий .....	609
<b>Федоров Л. Ю., Ушаков А. В., Карпов И. В., Лепешев А. А.</b> Композиционный материал на основе сверхвысокомолекулярного полиэтилена и наночастиц CuO .....	611
<b>Харьков А. М.</b> Термоэлектрические свойства в катион-замещенных соединениях Re <sub>x</sub> Mn <sub>1-x</sub> S (Re = Gd, Sm) .....	613
<b>Храпунова В. В., Ефремова С. В.</b> Образование структурных дефектов в полупроводниках A <sub>2</sub> B <sub>6</sub> .....	615

## Секция

**«МАЛЫЕ КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ: ПРОИЗВОДСТВО,  
ЭКСПЛУАТАЦИЯ И УПРАВЛЕНИЕ»**

<b>Валов М. В., Головков В. В., Тарлецкий И. С., Есипенко А. А., Зимин И. И.</b> Модернизация орбитальной группировки малых космических аппаратов многофункциональной системы персональной спутниковой связи «Гонец-Д1М» .....	618
<b>Горн И. А., Иванцов Н. Ю., Скрыбин В. В., Похабов Ю. П.</b> О результатах проведения анализа надежности механических устройств раскрытия панелей солнечных батарей МКА НТ-100 .....	620
<b>Зуев Д. М., Кравчуновский А. П., Лапаев К. А., Скоробогатов С. А., Костюков А. С.</b> Концепция студенческой пикоспутниковой платформы SibQube .....	622
<b>Кравчуновский А. П., Драганюк М. Н.</b> Разработка прототипа корпуса студенческого пикоспутника класса PocketQubt .....	623

**МАТЕРИАЛЫ IV НАУЧНО-ПРАКТИЧЕСКОЙ КОНФЕРЕНЦИИ  
«ВЫЗОВЫ И ДОЛГОСРОЧНЫЕ ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ  
ИНФОРМАЦИОННЫХ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ»**

<b>Бориков В. Н., Зыков В. М., Вавилов В. П., Смолянский В. А., Седнев Д. А.</b> Перспективные технологии неразрушающего контроля для предприятий оборонно-промышленного комплекса.....	628
<b>Ботуз С. П., Кузнецов С. В., Стреж А. С.</b> Устройство асинхронного привода силовых гиросtabilизаторов.....	630
<b>Дроздов И. Г., Шматов Д. П., Кудрин А. М.</b> Перспективные разработки ВГТУ в области транспортных и космических систем .....	633
<b>Иванов К. М., Матвеев С. А., Яковенко Н. Г.</b> Реализация проектов в интересах предприятий оборонно-промышленного комплекса и аэрокосмической отрасли .....	635
<b>Кузнецов С. В., Стреж А. С., Стреж С. В., Цариков А. Ю.</b> Изготовление прототипов электронных блоков и узлов, расположенных в маховиках системы ориентации и стабилизации.....	638
<b>Кукушкин С. С.</b> Инновационные технологии повышения помехоустойчивости передачи информации и обеспечения ее комплексной защиты .....	641
<b>Овчинников М. Ю., Иванов Д. С.</b> Математическое и компьютерное моделирование как неотъемлемый этап создания перспективных космических систем.....	643
<b>Панько С. П., Верховец С. В., Сухотин В. В., Саломатов Ю. П., Сильченко П. Н., Тяпкин В. Н.</b> Взаимодействие СФУ и АО «ИСС» имени академика М. Ф. Решетнева» – прошлое, настоящее и будущее.....	645
<b>Стреж С. В.</b> Комплексование и эмерджентность как базовые понятия для перспективной ротостатической платформы космического аппарата нового типа.....	648
<b>Шейнин Ю. Е., Оленев В. Л., Лавровская И. Я., Дымов Д. В., Кочура С. Г.</b> Протоколы для бортовых сетей перспективных космических аппаратов на основе технологий SpaceWire и SpaceWire-Plug-and-Play .....	651



## CONTENTS

### Section

#### «PROJECTING AND PRODUCTION OF AIRCRAFT, SPACE RESEARCH WORKS AND PROJECTS»

<b>Antonenko A. P., Dvirniy G. V., Usachev D. V., Churakov D. V., Bayborodova E. A.</b> Selection of alignment marks for thermal-vacuum measurements of satellite solid reflector surfaces .....	8
<b>Atamasov V. D., Dementev I. I., Ustinov A. N.</b> Design parameters of the controlled vibration damping system resilient elements of spacecraft design and methods of their determination .....	10
<b>Babinova E. O., Semyonova L. A.</b> Analysis of the use of a hydraulic damper and dynamic vibration absorber for liquid-fuelled rocket.....	12
<b>Bagateev I. R., Tarleckiy I. S., Balandina T. N., Balandin E. A.</b> Analysis of cleaning concepts of near-earth space.....	14
<b>Bayborodova E. A., Dvirniy G. V., Antonenko A. P., Usachev D. V., Churakov D. V.</b> Off-the-shelf alignment marks adaptation for thermal-vacuum measurements of large transformable structures .....	16
<b>Braverman V. Ya., Kuchaeva D. G.</b> Monitoring channel penetration in the X-ray spectrum in electron-beam welding .....	18
<b>Draganyuk O. N., Telegin S. V.</b> Optimization of the component ratio in layers of radiation shield .....	21
<b>Dubrovina I. A., Popova A. P., Babkina L. A.</b> Anisogrid panels modeling.....	23
<b>Egorov D. V., Egorova V. D.</b> Scheme to reinforce composite power bar operating at cryogenic temperatures taking into account the precision in manufacturing technology .....	25
<b>Zamyatin D. A., Shashilo E. P., Kolga V. V.</b> Development of the concept of orbital computer network .....	27
<b>Zamyatin D. A., Kolga V. V.</b> The choice of design-layout scheme for two-stage ballistic missile .....	28
<b>Iseeva O. A., Kravchenko Yu. S., Savitskiy V. V., Krushenko G. G., Patskova E. G.</b> Selecting the best configuration to design anisogrid structure .....	30
<b>Kaledin V. O., Shteinbreher O. A., Burnysheva T. V.</b> Searching of optimum design data of lattice shell .....	33
<b>Klimovskiy D. A., Smirnov N. A.</b> Applying cable-driven parallel kinematic machine to manufacture rocket technologies .....	35
<b>Kuzmina N. A.</b> Applying modern information technologies to the design and creation of space systems and complexes.....	37
<b>Mironenko E. D.</b> Design of high-tech control unit of guy system tension for composite overwrapped pressure vessel fastening.....	39
<b>Nadaraia C. G., Selivanov A. I., Shestakov I. J., Fadeev A. A., Griбанov A. P.</b> Uninterruptible power supply on the basis of chemical-kinetic energy storage.....	41
<b>Novikov Y. A., Ermolaev V. I.</b> Optimization of structure and parameters of large energy propulsion systems .....	44
<b>Patraev E. V., Nagovitsin V. N., Pestov A. B., Dvirnaya K. M., Yagudina Y. V.</b> Innovations in product delivering and in spacecraft manufacturing.....	46
<b>Popova A. P., Dubrovina I. A., Babkina L. A.</b> Geometric simulation of sandwich plates .....	49
<b>Popova A. P., Dubrovina I. A., Babkina L. A.</b> Parametric modeling of waffle shells .....	51
<b>Sidenko N. A., Trushkina T. V., Ravodina D. V., Miheev A. E.</b> The study of roughness of the mao coatings on alloys AMg6 and 01570 .....	52
<b>Sulimov A. N., Nagovitsin V. N.</b> Manufacturing reflectors of the carbon plastic facilities using the carbon fiber snap .....	54
<b>Terjaev N. S., Sysoeva L. P., Sysoev A. S.</b> The interaction of abrasive grains with the surface of impeller channels for abrasive-extrusion processing .....	56
<b>Khalimanovich V., Kuzovnikov A., Edinosyak S., Yakovlev A., Kuznetsov S.</b> Developing technical solutions of spacecraft platform for personal mobile satellite communication systems for the Shanghai cooperation organization.....	58
<b>Khakhlenkova A. A., Shatov A. V.</b> Local straining of lattice cylindrical shell in location area of high-pressure composite tank.....	60
<b>Shatov A. V., Khakhlenkova A. A.</b> Axisymmetric deformation of the composite lattice cylindrical shell under axial compression .....	62
<b>Shatrov A. K., Orlov D. V.</b> The main features of the design of structures using composite materials .....	63
<b>Shevchugov V. O., Zommer S. A., Klimovskiy D. A.</b> Algorithm of designing parallel kinematic machine .....	65
<b>Shestakov I. Ya., Voroshilova M. V., Voroshilov D. S.</b> Features of electrochemical dimensional machining of thin-walled oversized aircraft details by rotating cathode-instrument.....	67
<b>Shmelev N. N., Gordovenko M. A., Vakulin M. S.</b> The stability of cutting tools by the method of full factorial experiment .....	69

## Section

## «LARGE TRANSFORMABLE CONSTRUCTIONS OF SPACECRAFT»

<b>Azin A. V., Ponomarev S. V., Rikkonen S. V., Khrantsov A. M.</b> Researching micro linear piezodrive .....	74
<b>Ananiev V. V., Dmitrenko V. V., Vlasik K. F., Ulin S. E., Uteshev Z. M.</b> Spark titanium cleaning of xenon and its mixtures .....	76
<b>Antonov V. A., Balykin M. A., Goncharov K. A., Korzhov K. N.</b> Research and development of precise thermal control system with loop heat pipe .....	78
<b>Belov S. V., Zhukov A. P., Ponomarev S. V.</b> Initial estimation of geometrical nonlinear problem for mesh reflector .....	80
<b>Belyanin N. A., Gaydukova A. O., Romanenko I. V.</b> Development of solar array complex test method and scheme at thermal and vacuum conditions with zero-gravity system .....	82
<b>Berns V. A., Lushin V. N., Marinin D. A., Zhukov E. P.</b> Methodology of hybrid computational-experimental modal analysis of large transformable constructions.....	84
<b>Bikeev E. V., Kolovskiy Y. V.</b> The verification criteria of qualimetry of large deployable antenna connected to spacecraft.....	86
<b>Bujakas V. I.</b> New type of actuators for shape correction of large space structures .....	88
<b>Verhoglyad A. G., Kuklin V. A., Makarov S. N., Mihalkin V. M., Halimanovich V. I.</b> Weight compensation system for space vehicle solar panels during factory testing .....	89
<b>Verhoglyad A. G., Kuklin V. A., Makarov S. N., Mihalkin V. M., Halimanovich V. I.</b> Weight compensation system for large-scale transforming antenna reflectors .....	91
<b>Gaydukova A. O., Belyanin N. A.</b> Overviewing offloading (zero-G) system .....	93
<b>Gerus A. A., Bajborodov A. A., Kuznetsov V. V., Kuznetsov A. D., Smirnov N. A.</b> Device for holding and releasing movable spacecraft structures with reduced shock influence .....	95
<b>Gimmelman V. G., Fedorov I. I., Shchesniak S. S.</b> Adaptation system for space telescope surface boards .....	98
<b>Goldobin N. N., Evdokimov A. S.</b> Some features of multicomponent models to create antennas with large reflectors in ANSYS .....	100
<b>Goldobin N. N.</b> Estimating target accuracy of a reflector on the basis of information about deviations of ribs of frame spokes .....	102
<b>Goldobin N. N., Nekhaev D. P., Shendalev D. O.</b> New opportunities of thermal movement calculation of space antennas with large reflectors in the ANSYS Workbench .....	105
<b>Grebenyuk O. E., Trifanov I. V.</b> Theoretical basis of operation principles of the electrokinetic propulsor .....	107
<b>Gurova E. G., Panchenko Y. V.</b> Developing isolation device structures for large transformable vibration .....	109
<b>Egorova V. D., Kolesnikov A. P., Shendalev D. O.</b> Analysing influence of the boom thermal distortions on the pointing accuracy of space large-size antenna .....	111
<b>Zakharov S. A.</b> Ground experimental development test and features of reliability demonstration for large size spacecraft solar array.....	113
<b>Zernova E. P., Tretyakova T. S.</b> Dynamic analysis of the deployment of spacecraft solar batteries .....	115
<b>Zimin V. N., Nerovny N. A.</b> Development of software for calculating light radiation pressure upon gossamer space structures with complex shape.....	117
<b>Zimin V. N., Smerdov A. A.</b> Researching problems of optimum design of composite space truss structures.....	119
<b>Iseeva O. A., Kravchenko Yu. S., Dvirniy V. V., Savitskiy V. V., Patskova E. G.</b> Comparative analysis of power body structures of modern non-sealed satellites .....	121
<b>Iseeva O. A., Kravchenko Yu. S., Dvirniy V. V., Krushenko G. G., Patskova E. G.</b> Analysis of design anizogrid power tube.....	123
<b>Kindyakov D. G., Dvirniy V. V.</b> Improving technology of filling tanks with xenon of spacecraft correction system.....	125
<b>Korkin A. N., Prihodko A. I., Golovenkin E. N., Egorov A. V., Melkomukov A. A.</b> Modernization of gravity compensation system for spacecraft solar battery wing .....	127
<b>Krotov P. V.</b> Removal system of nuclear power plants from spacecraft electronic equipment .....	129
<b>Krushenko G. G., Dvirniy G. V., Golovanova V. V., Tsau K. K.</b> The influence of the pool geometry on the quality of ingots made of wrought aluminium alloys .....	130
<b>Krylov Y. V., Lapin A. Y.</b> Broadband waveguide filter of feed reflector antennas .....	132
<b>Kurdivina A. V.</b> The applicability of complex composite materials for the disclosure system of the main mirror at space observatory "Millimetron" .....	135
<b>Laperdin A. I., Kargapoltsev A. G., Yurkevich V. D.</b> Loading channel development for full-scale strength test of aeronautics and aerospace.....	136
<b>Levakova N. M., Safonov P. E.</b> Developing new fire- and heat-resistant fabric for the outer shell of the spacesuit "Orlan" .....	137

<b>Malyshev A. N., Gladkov A. N., Serova L. D., Shamova N. A., Smirnov M. V.</b> Size stability – problems and solutions .....	140
<b>Moiseev P. P., Victorov A. I.</b> Controlled trigger mechanism for spacecraft disclosure designs .....	141
<b>Nagovitsin V. N., Polovko M. S., Titarenko S. A.</b> Large-sized transformers of composite materials for in space use .....	142
<b>Pastukhov V. G., Maydanik Y. F.</b> Combined heat-transfer system on the basis of a loop and a pulsating heat pipe .....	144
<b>Savchenkova N. M.</b> Methodology and program for calculating axial heat pipe characteristics .....	146
<b>Seryakov A. V., Konkin A. V.</b> Numerical simulation of pulsations in vapour channel of short low-temperature range heat pipes .....	148
<b>Seryakov A. V., Alekseev A. P.</b> Applying the capacitive sensors for the study of condensation processes in the short low-temperature range heat pipes .....	151
<b>Silchenko P. N., Kudryavtsev I. V., Mikhnev M. M., Nagovitsyn V. N., Gotseluk O. B.</b> Features of determining the stress-deformed condition of waveguides of spacecrafts at the bend .....	153
<b>Silchenko P. N., Kudryavtsev I. V., Mikhnev M. M., Nagovitsyn V. N., Gotseluk O. B.</b> Analysis of the thermoelastic state of large-size waveguides of communication spacecrafts .....	155
<b>Stekolshchikov O. Yu., Zhukov A. O., Zakharov A. I., Prokhorov M. E., Tuchin M. S.</b> Geometry control subsystem for high precision space attitude system with multiple sensors .....	157
<b>Testoedov N. A., Krushenko G. G., Dvirniy V. V., Dvirniy G. V.</b> Welding of three-dimensional designs of wrought aluminum alloys with electrodes containing nanopowders .....	159
<b>Faizullin F. R.</b> Analysing stresses in a truss structure of a large space reflector during the deployment .....	161
<b>Filina E. K., Arhipov M. Ju., Golubev E. S., Mihajlovskij K. V.</b> Comparison of two approaches to structural arrangement design of thin dimensionally stable carbon reflector .....	163
<b>Khadkevich T. G., Tokarev A. V., Ulanov R. O.</b> Overview of the main characteristics of the modern electromechanical actuators for spacecraft .....	164
<b>Halimanovich V. I., Lysenko E. A., Matjuha N. V.</b> The algorithm of processing experimental data of spacecraft acoustic testing .....	166
<b>Chubenko E. V., Trifanov I. V.</b> Deployment of spacecraft elements by applying flexible ribbon boom .....	168
<b>Shaenko A. Yu., Belokoskov M. S., Lavrov M. P., Efremov D. I., Alexandrov A. M.</b> Ground tests of deployable solar reflector for Mayak cubesat .....	170
<b>Yudina Z. A., Loganov A. A., Usmanov D. B.</b> Developing spacecraft electric pump unit by modifying an existing engine .....	171
<b>Gecha V. Ya., Pozdnyakova V. D.</b> Constructions based on foamed metal for spacecraft .....	173

Section

«AEROSPACE ENGINES AND POWER STATIONS OF AIRCRAFT AND SPACECRAFT»

<b>Bakulin Ya. Y., Zhuravlyov V. Yu.</b> To the issue of design of large diaphragms-separator .....	176
<b>Begishev A. M., Torgashin A. S., Popova A. P., Kubrikov M. V.</b> Prospects of using aerospike engine .....	177
<b>Begishev A. M., Torgashin A. S., Leongard A. U., Nazarov V. P.</b> Methodology of calculating cooling chamber of rocket engine launchers from the supply nozzle .....	179
<b>Vasyanina A. U., Tonkih A. A.</b> CAE-systems of fluid dynamics calculation of parameters of working mass in turbopump .....	180
<b>Volosovich P. V., Zhuravlyov V. Yu.</b> Specific selection of measuring instruments for the tests of pumping in units liquid rocket engine .....	182
<b>Visockiy A. A., Tverdohlebov I. V., Zhuykov D. A.</b> Prospective electromagnetic engines without mass ejection .....	184
<b>Mironov N. S.</b> Inertoids .....	186
<b>Oleinikov E. P., Savyk A. Ya.</b> Forced oscillations arising in rocket engines .....	187
<b>Popov G. M., Volkov A. A., Radin D. V.</b> Developing a system of parametric design of centrifugal compressors .....	189
<b>Reshetnikova S. N., Kukushkin I. V.</b> Joining the mating parts in the products of aerospace engineering .....	191
<b>Samoshkina P. Y.</b> Improving a technique to design devices for tests of details and knots of rocket engines on durability and tightness .....	193
<b>Samoshkin V. M., Petrov I. M.</b> Analysis of a technique to reserve elements and systems of rocket engines .....	195
<b>Telezhenko D. R., Zhuikov D. A.</b> Algorithm for calculating the composition of the mixture combustion .....	197
<b>Telezhenko D. R., Okladnikov A. A., Kubrikov M. V.</b> Pressure pulsation in centrifugal pumps .....	199
<b>Torgashin A. S., Begishev A. M., Tolstopjatov M. I.</b> Simulating flow of cryogenic components through the mixing head in SolidWorks .....	200

<b>Trifanov V. I., Ryzhov D. R., Kaz'min B. N., Trifanov I. V.</b> The generator of electric current in the plasma flow .....	202
<b>Trifanov I. V., Ryzhov D. R., Kaz'min B. N., Trifanov V. I.</b> Energy efficiency of electric propulsion .....	203
<b>Yartsev E. N., Nazarov V. P., Teryaev N. S.</b> Ensuring quality of rocket engine by applying the automated system of manufacturing and assembling complex configuration pipe .....	205
<b>Kubrikov M. V.</b> Using additive technologies when casting for the melted models in space industry.....	207
<b>Nosov A. N.</b> Features of design of technological devices for hydrodynamic tests of pump liquid rocket engines .....	208
<b>Ostanina N. G., Petrov I. M.</b> Analysing methods of calculating structural reliability of liquid rocket engines according to the strength criteria .....	210
<b>Piunov V. Yu., Nazarov V. P., Zuev A. A., Gainutdinov A. V.</b> Optimization of structural schemes of oxygen-hydrogen rocket engine boosters.....	212

## Section

## «HEAT-MASS EXCHANGE PROCESSES IN AIRCRAFT, POWER STATIONS AND LIFE SUPPORT SYSTEMS»

<b>Arinchev S. V.</b> Simulating the solid-body heating mechanics using the macromolecule approach.....	216
<b>Belozherov V. S., Delcov A. V., Topoyev D. A., Ermakov M. A.</b> Numerical simulation of heat testing the space equipment .....	217
<b>Bulov A. O., Zhiganov A. I., Shevchenko Y. N.</b> Autonomous power supply source for spacecraft based on steam turbine unit.....	219
<b>Vasil'ev E. N., Derevyanko V. A., Chebotarev V. E.</b> Thermophysical analysis of the thermal storage to the temperature control system of powerful blocks of electronic equipment with a short operation time.....	220
<b>Vshivkova N. Yu., Vshivkov A. Yu.</b> The thermal control support of spacecraft onboard equipment during electrical tests under environment normal conditions .....	223
<b>Grinkrug M. S., Andrianov I. K.</b> The control of the heatsink parameters providing the equal stress state of the turbomachinery shell components.....	225
<b>Delkov A. V., Khodenkov A. A., Kishkin A. A., Shevchenko Yu. N.</b> Numerical investigation of phase change loop of the thermal control system.....	227
<b>Delkov A. V., Hodenkov A. A., Kishkin A. A., Shevchenko Y. N.</b> Modeling conjugate heat transfer of space thermal system radiation panel .....	229
<b>Kolchannov I. P., Topoev D. A., Golovan P. I., Kashtanov S. S.</b> Control of sealed cell propulsion by using the inverse problem solution diffusion in the localization of a leak .....	231
<b>Loskutova A. G.</b> Refrigeration carbon dioxide systems .....	233
<b>Loskutova A. G., Fedorchuk O. O., Brot A. A.</b> Reviewing the mathematical modeling of thermal power units .....	235
<b>Nesterov D. A., Derevyanko V. V., Suntsov S. B.</b> Software for thermal simulation of onboard equipment with embedded flat heat pipes .....	236
<b>Chernenko D. V., Chernenko V. V.</b> Calculating evaporator-condenser of air separation plant.....	239
<b>Chernenko E. V., Hodenkov A. A., Loskutova A. G.</b> Methods and objectives to develop mathematical models of thermal power plants .....	241
<b>Hodenkov A. A., Topoev D. A., Ermakov M. A., Belozherov V. C., Delkov A. V.</b> Mathematical modelling and analysis of heat transfer process in the condenser thermal control system .....	243

## Section

## «CONTROL SYSTEMS, SPACE NAVIGATION AND COMMUNICATION SYSTEMS»

<b>Anisimov D. I., Aslanyan R. O., Kuzovnikov A. V.</b> Using ultra-broadband signals in space communication systems .....	246
<b>Bessmertnaya J. S., Kyzovnikov A. V., Vygonkiy Y. G.</b> Tendencies to develop of multifunctional retransmission of space system "Luch" .....	248
<b>Bogdanov A. F., Potemkin N. A.</b> Fractal compression signals in multiposition satellite systems X-SAR esa .....	250
<b>Bylov A. A.</b> Microstrip quasi-optical phased array antenna of Ku-band based on subarray reflective type.....	252
<b>Valov M. V., Golovkov V. V., Tarleckiy I. S., Zimin I. I., Leonov S. N.</b> Future development of domestic satellite system of high-speed internet access with small non-geosynchronous spacecraft .....	254
<b>Vladimirov V. V., Reushev M. Yu., Nikitin S. L.</b> Stabilization device of operation point in electro-optic modulator with intensity for navigation and communication equipment .....	256

<b>Vlasov A. Yu., Pasechnik K. A., Obvertkin I. V., Titiv M. A., Uvaev I. V.</b> Technological features of manufacturing antenna reflector of polymer composite materials for ground communication systems .....	258
<b>Gladyshev A., Dmitriev D., Kremez N., Garin E.</b> Simulator of signals based on modular instrumentation to test gnss receivers, which measure the angular position of the object .....	260
<b>Demichev M. S., Gaipov K. E.</b> Solution of frequency planning problem.....	262
<b>Dmitriev D. D., Kartsan I. N.</b> Adaptive array antenna digital beamforming.....	263
<b>Ermolaev M. V., Marareskul D. I., Islentev E. V.</b> GLONASS onboard and ground navigation and measuring systems providing precision calibration .....	265
<b>Kartsan I. N., Kartsan T. I., Tyapkin V. N.</b> Assessing efficiency of the multibeam hybrid and mirror antenna .....	267
<b>Kartsan I. N.</b> Genetic algorithms of multicriteria constrained optimization-board control .....	269
<b>Kleshnina S. A.</b> Design and development of the aerial parts of emergency beacons SAS UAV.....	272
<b>Kovalevich S. A.</b> Comparison of spacecraft automatic test systems .....	274
<b>Kolesnikov S. S., Gaipov K. E.</b> Synthesis of satellite mesh-network .....	276
<b>Kolyadin N. A., Mukhomor K. E., Kuzovnikov A. V., Deryabin A. L., Semkin P. V.</b> Limited characteristics guidance of space large antennas .....	278
<b>Kolyadin N. A., Mukhomor K. E., Kuzovnikov A. V., Deryabin A. L., Semkin P. V.</b> Accuracy characteristics of phase direction-finding in satellite systems .....	280
<b>Krat N. M.</b> Non-excluded inaccuracy of delay estimation at navigation signal simulators' calibration after mismatch influence reducing .....	282
<b>Kuzovnikov A. V., Chernousov A. V., Somov V. G.</b> The algorithm of adpation of satellite communication system based on changing of wavelet function forming parameters.....	284
<b>Neugodnikova L. M., Petunin V. I.</b> Aircraft motion multivariable control system with normal overload restriction.....	286
<b>Orlov D. M., Kudryashov A. S.</b> Reserch secure satellite communication system in Systemview (Systemvue) .....	288
<b>Sayapin V. Yu., Lebedev V. Yu., Tislenko V. I.</b> The method of reducing thermal instability of oven control crystal oscillators .....	290
<b>Sidorov V. G., Tkacheva T. V., Shklovets M. A., Ushakov A. V.</b> Micropower sources of power in the service of micro robotics .....	292
<b>Sidorov V. G., Tkacheva T. V., Ushakov A. V.</b> Perspective areas of application of beta electrical power sources.....	295
<b>Timofeev G. S.</b> Applying polar codes in modern communication systems.....	297
<b>Tyapkin V. N., Kartsan I. N.</b> Integration of GNSS receivers and inertial sensors .....	299
<b>Ushakov V. A.</b> Review of applying a method of orthogonal projections in the development of automatic control in practice .....	302
<b>Fateev Yu. L., Tyapkin V. N., Dmitriev D. D., Kremez N. S., Gladyshev A. B.</b> DF method of measuring the angles of spatial orientation of GNSS signals.....	304
<b>Chernousov A. V.</b> The analysis of additive interference influence on broadband signal .....	306
<b>Chzhan E. A.</b> Control algorithm of extremal inertialess object .....	308
<b>Chistyakov V. A., Kuprits V. U.</b> Superresolution in antenna arrays .....	310
<b>Shurinova D. A., Horoshko A. Y.</b> A rangefinder for unmanned aircraft.....	312
<b>Vergazov M. Yu.</b> SpaceWire link analyzer development results.....	314
<b>Vorontsova E. O., Aliseenko Yu. V., Ilyin A. N.</b> Evaluation method for the integrity of photogenerated part of the solar batteries used by future satellites .....	316
<b>Tolstikov A. S., Tomilov A. S., Karaush A. A., Khanykova E. A.</b> Information analysys center based on the station of metrological control at fsue «SNIM» time and frequency service.....	318

*Section*

**«SPACE AND SPECIAL-PURPOSE ELECTRONIC INSTRUMENT ENGINEERING»**

<b>Apasov V. I.</b> Unified system power module of small spacecraft.....	322
<b>Batrakov A. V., Kochura S. G., Popov S. A., Suntsov S. B., Schneider A. V.</b> Hardware set-up for diagnostics of spacecraft on-board equipment on resistance to arcing .....	324
<b>Bronov S. A., Povalyaev V. A., Avlasko P. V.</b> Hardware-software complex for research of control modes of inductor drives of double-way feed.....	327
<b>Golovakha O. D., Mutasov D. A.</b> Analysis of advaced technology of the 3D-module and the possibility of their use in the onboard equipment of space vechicles.....	328
<b>Golubev E. N., Zaytsev A. A.</b> Experimental testing on-board control system (ocs) equipment with SpaceWare interface .....	330
<b>Denisov S. L., Rechuk V. V., Lelekov A. T., Ushakov A. V.</b> MSP430G2553 microcontroller low-power mode testing.....	332

<b>Elubaev S., Albazarov B., Shamro A., Bopcev T., Sukhenko A.</b> Mathematical modeling mechanical influence on the protoflight model of star tracker.....	335
<b>Krutskikh V. M., Lobanov D. K., Poymanov D. N., Mizrah E. A.</b> Spacecraft power supply system electrical characteristics of simulator topology comparative research.....	337
<b>Legan Y. N., Pichkalev A. V., Prudkov V. V.</b> The modelling terrestrial debugging complex for on-board radio-electronic equipment.....	339
<b>Lyamicheva T. Yu., Komarov V. A.</b> Hardware-software simulator of communication and retransmission spacecraft payload .....	341
<b>Nadaraia C. G., Shestakov I. Ja., Fadeev A. A., Vinogradov K. N.</b> The effect of rotating batteries for mass-dimensional characteristics of power supply system of the space vehicles .....	343
<b>Nepomnyashchij O. V., Veisov E. A., Mambetaliev N. A., Pravitel' A. S.</b> Using a dynamic reconfiguration of system-on-chip for control system of small satellites .....	345
<b>Samotik L. A., Poymanov D. N., Mizrah E. A.</b> Experimental investigation of direct current source protection device performance .....	347
<b>Timofeev A. S., Sharanok A. S., Afonina V. A.</b> Developing visual observation system .....	350
<b>Khanov V. Kh., Chekmarev S. A., Lepeshkina E. S.</b> Real time on-chip injection .....	352
<b>Khanov V. Kh., Dymov D. V.</b> SibSAU projects for the onboard of information network spacewire of spacecraft JSC "ISS" .....	354
<b>Khodenkov S. A., Boev N. M.</b> The filters based on two-dimensional electromagnetic crystal with additional capacitive and inductive couplings.....	355
<b>Shakhmatov A. V.</b> System on chip as a test environment for verifying ip-blocks .....	357

## Section

**«USAGE OF SPACE MEANS, TECHNOLOGIES AND GEOINFORMATION  
SYSTEM FOR ENVIRONMENTAL MONITORING AND MODELLING»**

<b>Varfolomeev V. S.</b> Influence of the view zone shape to review the efficiency of land spacecraft radar .....	360
<b>Dergunov A. V., Kashkin V. B.</b> Research of the influence of strong earthquake in the ozone variations based on remote sensing .....	362
<b>Dyubo E. S., Rubleva T. V., Shvetsov E. G.</b> Methane variations over epicentre of the Tuva earthquake according to satellite data of AIRS/AQUA.....	364
<b>Zayats V. V., Ponomarev E. I., Yuronen Y. P.</b> Assessing fire impact on vegetation based on remote data multiple classification .....	366
<b>Zenkov I. V.</b> Coal mines of Europe from space .....	368
<b>Kashkin V. B., Krasnoshchekov K. V.</b> Atmospheric trace gases over the volcano Popocatepetl satellite data OMI / AURA.....	372
<b>Kovrizhnykh E. V.</b> Seismic microzonation in St. Petersburg and the surrounding area using GPS navigation.....	374
<b>Peretokin S. A., Shareiko M. A., Simonov K. V.</b> Hodograph interpreting refracted waves .....	376
<b>Rudinskiy A. V., Shengelia M. V.</b> Determining the distance till radiating astronomic objects by the single radiotelescope.....	378
<b>Sibgatulin V. G., Peretokin S. A., Hudoberdin I. R., Kabanov A. A., Simonov K. V.</b> Operative estimating geodynamic hazard in Altai-Sayan region (2009–2016).....	379
<b>Sorokin A. V., Fomin S. V., Belousov M. A.</b> The influence of wood moisture in the forest canopy interaction effects with radiation of navigation satellites .....	381
<b>Fomin S. V., Sorokin A. V., Kharlamov D. V.</b> Database space-time variations amplitude direct signals of GLONASS and GPS near the ground .....	383
<b>Tsirul D. G., Ermolaev V. I.</b> Dual-mode method of earth observation and the analysis of possible usage in the operation of spacecraft earth remote sensing.....	386

## Section

**«MECHANICS OF SPECIAL SYSTEMS»**

<b>Araslanov M. S.</b> Development of the hardware and software for anthropomorphic robot control system.....	390
<b>Bogdanov A. A., Zhydenko I. G., Kutlubayev I. M., Permyakov A. F.</b> Using differential mechanisms in the design of anthropomorphic capture.....	393
<b>Vandakurov A. N., Gilmanov R. Z., Guskov A. V., Kislin M. A., Milevskiy K. E., Shalnev V. A.</b> Primer-igniter of a modified construction for shotgun ammunition .....	396
<b>Vasiltsov A. A.</b> The methodology to define the revolting moments of the engine-flywheel .....	398
<b>Vorobjev A. A., Spitsyn I. N., Kravchenko N. V., Anisimov A. V., Maegov D. A.</b> The stand to research kinematics of processes for cutting wood.....	399

<b>Grishechkina M. G., Shhepin A. N., Iptyshev A. A.</b> Using analysis methods of the driver dynamic quality, to ensure efficiency of import-substituting machine for spring straightening and rolling .....	400
<b>Gubanova A. V., Kukushkin E. V., Maslova O. E., Menovshchikov V. A.</b> Influence of mechanical and thermal methods of superficial work-hardening of details on their tireless pin durability of cardan hinges on needle-shaped bearing .....	403
<b>Eresko A. S., Kukushkin E. V., Oseev D. S., Menovshchikov V. A., Pyataev D. A.</b> Effects of vibrations on working conditions of cardan joints .....	405
<b>Eresko S. P., Eresko T. T., Kukushkin E. V., Orlov A. A.</b> Creating a virtual oscilloscope for test bench.....	407
<b>Eresko T. T., Zhabinskaya A. N., Kukushkin E. V., Menovshchikov V. A.</b> Intercommunication of primary tireless destructions with distribution of cyclic repetitive or alternating tensions of cardan hinges .....	409
<b>Eresko S. P., Eresko T. T., Eresko A. S., Eresko V. S., Kobzov D. Y.</b> Development of method of diagnosticating of packoffs of hydrocylinders by means of the compressed air .....	412
<b>Ermakov D. V., Kortenko A. V., Gladyshev Y. G., Aleksanov P. A.</b> Optimization of a force gyroscopic device of drive weight gyromotor rotation .....	415
<b>Kuznetsov V. V., Eresko S. P.</b> Low shock device retention and releasing the movable elements of the spacecraft structure .....	417
<b>Kustov A. V., Fedorchenko I. S., Goncharova Ya. S., Bukelmanov I. I.</b> Studying influence of forces on the diameter of steam (gas) bubbles on Vortex stage at rectification .....	419
<b>Kustov A. V., Shastovsky P. S., Vasilchenko E. S., Karelina A. A.</b> Studying speed liquid mixture eddy stage at rectification.....	421
<b>Polyakov M. V.</b> Impact of axial active magnetic bearing stiffness coefficient on resonance frequencies of reaction wheel rotor .....	424
<b>Fadeev A. A., Eresko T. T., Malichkin A. E.</b> The study of the calibrator on the basis of the linear electrodynamic actuator.....	426
<b>Tsaplin P. V., Eresko S. P.</b> Efficiency of thermopower impact method for surface treatment of wood-shaving plates.....	428
<b>Shastovskiy P. S., Kustov A. V., Eresko S. P.</b> Integrated recycling in the production of composite materials wood .....	430
<b>Yanyushkin A. S., Eresko S. P., Eresko V. S., Eresko T. T., Yanyushkin S. A.</b> Grinding spherical products from non electrowire and semiconductor material diamond wheels on the metal sheaf.....	432

Section

«CONTROL AND TESTING OF AEROSPACE EQUIPMENT»

<b>Aslanyan R. O., Marchenko I. A., Anisimov D. I., Panteleev V. I.</b> Designing small-sized solar spectrum thermal radiation sources.....	436
<b>Vasilyev I., Efremov S., Suntsov S., Leonov A.</b> Properties of soldering electrical connections of aluminium wires in on-board cable network .....	438
<b>Gorelko M. G., Sinitskiy D. E., Fedchenko D. A., Dernov S. A., Matylenko M. G.</b> Testing ground control board set conditions and forms of spacecraft reflector using matrix of radiation sources .....	440
<b>Evstigneeva L. D.</b> Metrological support in controlling waveguides made of polymer composite materials using additive technologies .....	442
<b>Klyuchnikov A. V., Shagimuratov M. D., Shalashov S. V.</b> Methods to increase protection of measuring system of counterbalancing stand with gas bearings from hindrances.....	444
<b>Kozlova N. I., Lukin R. S.</b> Providing the vibration strength of spacecraft drives with finite element method .....	447
<b>Kryukova Ya. S.</b> Durability diagnosis reserve and continuity control structures made of carbon composite materials .....	449
<b>Orlov S. A., Ryabushkin S. A., Kopytov V. I.</b> About problems that may occur during mechanical testing of the sc onboard equipment .....	451
<b>Popelnyuk I. A., Titov M. I.</b> Perfection of the process of testing hydraulic units for aviation and space-rocket technics.....	453
<b>Silkina L. A.</b> Technology of submodeling for analyzing spacecraft elements .....	455
<b>Sinitskiy D. E., Tichkina Y. I., Dernov S. A., Yakimov E. N.</b> Applying software-hardware models for dynamic tests of satellite attitude determination and control systems on complex modeling stand.....	457
<b>Smirnov V. A., Smirnov D. V.</b> Model of intelligent decision support system for acceptance inspection of onboard control systems.....	460
<b>Fedchenko D. A., Gorelko M. G., Tulyakov A. M.</b> Applying optomechanical sun simulator for complex testing device orientation to the sun .....	462
<b>Feoktistov D. S., Doronin K. N., Konovalova A. I., Gromova A. A.</b> Testing marine radio navigation system «Krabik» for coordinate provision of marine objects .....	464
<b>Shtabel N. V., Mizrah E. A., Ushakov A. V.</b> Leakage current detection and insulation resistance measurement system for spacecraft power supply system.....	466

## Section

## «EXPLOITATION AND RELIABILITY OF AIRCRAFT»

<b>Akzigitov A. R., Shinkevich S. M., Firer P. O.</b> Developing onboard device for satellite monitoring of aircraft.....	470
<b>Bolotova O. V., Anisimova A. A., Akzigitov R. A.</b> Applying ultrasound in aircraft to protect against birds.....	472
<b>Vshivkov J. F., Krivel S. M.</b> Methods and program complex of investigation of longitudinal static stability of WIG at the design stage.....	474
<b>Galushko E. A., Krivel S. M.</b> Estimating the impact of jet parameters on screw dynamic air cushion WIG.....	476
<b>Gapenko P. S., Menchikov R. V., Yurkovets N. V.</b> Developing mathematical model of reliability calculation of the asynchronous engine with the pouring winding.....	477
<b>Demidov A. I.</b> Modeling hydraulic systems and estimating unknown parameters with considering the dynamics of the driven device.....	479
<b>Emelyanov A.</b> Stand for checking the performance of brushless motor included in the operation of the generator.....	481
<b>Kaz'min B. N., Ryzhov D. R., Trifanov I. V.</b> Functional diagram of energy conversion process of electron beam power into electrical power.....	483
<b>Kaz'min B. N., Trifanov I. V.</b> Model of energy conversion of electron beams into electricity.....	485
<b>Karpov N. A., Leonov A. P.</b> Analysis of changes in mass with the additional shielding of assembly wires.....	487
<b>Katsura A. V., Akzigitov A. R., Andronov A. S., Stokov D. E., Akzigitov R. A.</b> Applying low-orbit communication satellites for aircraft location data transmission.....	489
<b>Krasnov T. V., Garifullin V. F., Feoktistov D. S., Gromova A. A.</b> The synthesis of quasioptimal two-stage search algorithm to delay time of noise-like MSK-BOC signals.....	491
<b>Kryukova Ya. S., Kaledin V. O., Ulyanov A. D., Gileva A. E.</b> On the estimation methodology of strength of shell structures for rocket-space technology.....	493
<b>Kudashov D. D., Tokarev V. P.</b> Increasing antisurge GTE speed.....	495
<b>Kudryashov A. A., Nikushkin N. V.</b> Calculating and analysing the parameters of the modified profile of an adaptive wing panel on ekranoplan.....	497
<b>Lavrentieva E. A., Zhirnova E. A.</b> Analysing readiness of laboratory aviation metrology engineering and aviation services at «Airport Yemelyanovo» Ltd to undergo inspection control.....	499
<b>Losev E. A.</b> Investigation of resolving power aviation radar.....	501
<b>Lutrohmanova K. Yu., Zhirnova E. A.</b> Quality assurance of lab aviation metrology at LLC "Aeroport Emelyanovo".....	503
<b>Mainasheva S. O.</b> Comparative study of satellite systems «Iridium» and «Gonets» at their use for aircraft monitoring.....	505
<b>Maynasheva S. O., Gorbunov E. V.</b> Increasing efficiency of data transmission during satellite monitoring of aircraft.....	507
<b>Medvedeva G. S., Ivanov V. A., Spicyn A. E.</b> Analysing the characteristics of composite materials used in aircraft construction.....	509
<b>Menchikov R. V., Pankeev E. S., Nartov E. A.</b> Analysis of developments of oil bp Turbooil 2380 in engines of the type PT16A-114A.....	511
<b>Musin R. M.</b> System of power supply of the plane Sukhoi Superjet 100 (SSJ 100).....	513
<b>Musin R. M., Tsygankov E. O.</b> Main design features of the Sukhoi Superjet 100 plane (SSJ 100).....	515
<b>Myasnikov V. E., Popov D. V., Boyko O. G.</b> Risk analysis of aircraft safety of ATR-42 based on the statistical data by airline NordStar.....	516
<b>Ogorodnikova Yu. V., Chirkov P. R.</b> Evaluating threat and risk management in aviation security.....	518
<b>Polezhaev D. R., Zaplatyn O. A., Boyko O. G.</b> Improving technological process of maintenance of the hydraulic control system of the front leg of the aircraft Tu-134.....	521
<b>Popov D. V., Myasnikov V. E., Achkasova E. A.</b> Mel substantiation when sending Yak 42D in flight for ACS.....	523
<b>Potylitsyn V. L., Talapova E. G., Boyko O. G.</b> Statistical analysis of violations and failures according helicopter maintenance companies.....	524
<b>Tugovikov E. A.</b> Aircraft using special synchronous machines, their technical and operational characteristics.....	525
<b>Turchanov A. M., Nikushkin N. V.</b> Demonstration of small wind tunnel with subsonic speeds.....	528
<b>Fomin L. V., Boyko O. G.</b> On the implementation of the risk assessment of accidents.....	529



Section

«TECHNOLOGY AND MECHATRONICS IN MACHINE BUILDING»

<b>Akarachkin S. A., Ermakov D. V., Shinkevich M. I.</b> Applying additive technology to produce the frameworks of electrical drive-flywheel .....	534
<b>Alekseev R. R., Loginov A. N.</b> Modeling of abrasive flow machining process .....	536
<b>Artiunin A. I., Eliseev S. V., Nikolaev A. V.</b> About effect of blocking external action in an oscillatory mechanical system .....	538
<b>Asheichik A. A., Polonsky V. L.</b> Experimental definition of dynamic properties of elastomers .....	540
<b>Asheichik A. A., Polonsky V. L.</b> Research of friction coefficients of fluorinated coverings at high and low temperatures .....	542
<b>Belokobil'skiy S. V., Kashuba V. B., Eliseev S. V.</b> About connection of dynamical stiffness of mechanical oscillation system with frequency characteristic equation .....	544
<b>Bolshakov R. S., Nguyen D. K., Vuong Q. T.</b> Using tie responses as estimation parameter of dynamical condition of mechanical oscillation systems .....	546
<b>Volodin A. Yu., Zaruba D. S., Velichko N. V.</b> Method of electrolyte-plasma treatment of the internal space-complex surfaces of different curvature of body parts of Ire centrifugal pumps .....	549
<b>Guskov A. V., Dolmatov A. S., Milevsky K. E., Yakovleva Yu. P.</b> Studying mechanical properties of Hadfield steel after shock-wave loading.....	551
<b>Deniskina D. P., Sutjagin A. V., Mal'ko L. S.</b> Using gear cutters in the study of the process of cutting globoid helix of ZT type .....	553
<b>Eliseev A. V., Nguen D. H., Vuong Q. T., Sitov I. S.</b> About the specific features of oscillation amplitude distribution of the working body vibration of technological machine .....	554
<b>Zakharova N. V., Trifanov I. V.</b> Methods to control the roughness of the helical surface of the worm-and-wheel gear box of ZT type .....	557
<b>Indakov N. S., Binchurov A. S., Gordeev Y. I., Kiselev D. I.</b> Investigating thermal phenomena during rotary turning of multifaceted cutters .....	559
<b>Kaimov E. V., Kinash N. Zh., Mironov A. S.</b> Forms of ties among the coordinates in the interaction elements of mechanical oscillatory system .....	561
<b>Kiyashchenko A. V.</b> Stepper motor control manipulator in real time.....	563
<b>Klestov S. A., Sudakova E. S., Suntsov S. B.</b> Digital X-ray imaging to 3D micro diagnosis of materials and components of radio-electronic equipment .....	565
<b>Kurochkina A. V., Zakharova N. V.</b> Recommendations for using surface structure parameter set by GOST R ISO 4287–2014.....	567
<b>Loginov A. N., Alexeev R. R.</b> Constructions of plants for abrasive flow machining .....	568
<b>Lukanov A. A., Pavlov D. V., Kubrikov M. V.</b> Electroerosive cutting of metal .....	570
<b>Mozgovoy V. S.</b> Vision system on the basis manipulator .....	572
<b>Obuhov O. N., Polovko M. C., Dubrovina E. V.</b> Technology features configuring and testing the feed by polarizer with an insert.....	573
<b>Savin D. I., Levko V. A.</b> Abrasive flow machining of additive models .....	575
<b>Saklakova A. E., Selina J. N., Simakov M. A., Filippov J. A.</b> Experimental study of detail surface roughness of heat-resistant steel after turning by cutting inserts made of sintered carbide.....	577
<b>Syryamkin M. V., Suntsov S. B., Sudakova E. S.</b> Intelligent distributed system of recognition in the complex of monitoring, prognosis, diagnosis, management and security .....	579
<b>Filippov K. Y., Jankovskaja N. F., Ramenskaja E. V.</b> Orthogonal stability of the circular saws .....	581
<b>Shastin V. I., Kashuba V. B., Sitov I. S.</b> Methodology of micro-level analysis of physico-mechanical and tribological properties of surfaces.....	583
<b>Shestakov I. Y., Fadeev A. A., Shestakov V. I.</b> Features of water heaters of direct force .....	584
<b>Yatsenko A. Yu., Sutjagin A. V., Mal'ko L. S.</b> Method to determine the cutting forces in tapping screw surface concave involute profile on cone worm.....	586

Section

«NANOMATERIALS AND NANOTECHNOLOGIES IN AEROSPACE INDUSTRY»

<b>Altunin R. R., Moiseenko E. T., Nikolaeva N. S., Zharkov S. M.</b> Structural phase transformations at a solid state reaction in Al/Ag thin films .....	590
<b>Brilkov A. V.</b> Precipitates formation in ZnSe doped single crystals .....	592
<b>Vladimirov V. M., Lapukhin E. G., Granitskiy L. V.</b> Optical component for multi-color ranging by a satellite laser .....	593
<b>Drozdova A. K., Volochaev M. N., Kveglis L. I., Nyavro A. V., Cherepanov V. N.</b> The possibility of magnetic states occurrences in Ni <sub>51</sub> Ti <sub>49</sub> alloy .....	595

<b>Zhivulko A. M., Aplesnin S. S., Sitnikov M. N., Yanushkevich K. I.</b> Dielectric properties of cation-substituted manganese selenides.....	596
<b>Zakomirnyi V. I., Rasskazov I. L., Ershov A. E., Karpov S. V., Polyutov S. P.</b> Perspectives of using the titanium nitride for plasmonic waveguides.....	599
<b>Igumenov A. Yu., Parshin A. S., Mikhlin Yu. L., Pchelyakov O. P., Zhigalov V. S.</b> Reflection of electron energy loss spectroscopy in structures based on silicon and transition metals.....	601
<b>Mozzherin A. V., Paklin N. N.</b> Regularities of the interstitial atoms and vacancy cluster formation in irradiated CdTe.....	603
<b>Mozzherin A. V.</b> Influence of the stacking fault energy on the structural defect formation in semiconductors.....	605
<b>Moiseenko E. T., Altunin R. R., Nikolaeva N. S., Zharkov S. M.</b> L <sub>10</sub> ordered structure formation at a solid state reaction in Cu/Au thin films.....	606
<b>Ushakov A. V., Karpov I. V., Lepeshev A. A., Dorozhkina E. A., Karpova O. N.</b> The structural and phase formation of plasma-sprayed quasicrystalline coatings.....	609
<b>Fedorov L. Yu., Ushakov A. V., Karpov I. V., Lepeshev A. A.</b> Composite material based on uhmw-polyethylene and nanoparticles CuO.....	611
<b>Kharkov A. M.</b> Thermoelectric properties in the cation-substituted compounds Re <sub>x</sub> Mn <sub>1-x</sub> S (Re = Gd, Sm).....	613
<b>Hrapunova V. V., Efremova S. V.</b> Structural defect formation in A2B6 semiconductors.....	615

*Section*

«SMALL SPACECRAFT: PRODUCTION, EXPLOITATION AND CONTROL»

<b>Valov M. V., Golovkov V. V., Tarleckiy I. S., Esipenko A. A., Zimin I. I.</b> Modernizing small satellite constellation of multifunctional personal communication system «Gonets-D1M».....	618
<b>Gorn I. A., Ivantsov N. Y., Skryabin V. V., Pokhabov Y. P.</b> The results of the reliability analysis of solar panel folding devices for small spacecraft NT-100.....	620
<b>Zuev D. M., Kravchunovsky A. P., Lapaev K. A., Skorobogatov S. A., Kostukov A. S.</b> Concept of “SibQube” student satellite bus.....	622
<b>Kravchunovsky A. P., Draganyuk M. N.</b> Developing prototype structure of PocketQube class student picosatellite.....	623

«PROCEEDINGS OF IV RESEARCH AND PRACTICAL CONFERENCE "CHALLENGES AND LONG-TERM PROSPECTS OF INFORMATION SPACE SYSTEMS DEVELOPMENT»

<b>Borikov V. N., Zykov V. M., Vavilov V. P., Smolyansky V. A., Sedniv D. A.</b> Non-destructive testing next-generation technologies for Russia military industrial sector companies.....	628
<b>Botuz S. P., Kuznetchov S. V., Strezh A. S.</b> Device of asynchronous drive power gyrostabilizers.....	630
<b>Drozdov I. G., Shmatov D. P., Kudrin A. M.</b> Prospective developing vehicle and space systems by the Voronezh state engineering university.....	633
<b>Ivanov K. M., Matveev S. A., Yakovenko N. G.</b> Developing projects for military and aerospace plants.....	635
<b>Kuznetchov S. V., Strezh A. S., Strezh S. V., Tcharikov A. Y.</b> Prototyping of electronic assemblies and units, located in flywheels of the systems attitude control and stabilization.....	638
<b>Kukuschkin S. S.</b> Innovative technologies to increase immunity information transfer and its integrated software protection.....	641
<b>Ovchinnikov M. Yu., Ivanov D. S.</b> Mathematical and computer modeling as an inherent phase of advanced space system development.....	643
<b>Panko S. P., Verkhovets S. V., Sukhotin V. V., Salomatov Y. P., Silchenko P. N., Tyapkin V. N.</b> The cooperation Siberian Federal University and JSC “Information Satellite Systems” Reshetnev company”: past, present and future.....	645
<b>Strezh S. V.</b> Aggregation and emergence as the basic concepts for the promising rotostatic spacecraft platform.....	648
<b>Sheynin Y. E., Olenev V. L., Lavrovskaya I. I., Dymov D. V., Kochura S. G.</b> Protocols for prospective spacecraft on-board networks with SpaceWire and SpaceWire-Plug-and-Play technologies.....	651

Научное издание

# РЕШЕТНЕВСКИЕ ЧТЕНИЯ

*Материалы XX Юбилейной международной научно-практической конференции,  
посвященной памяти генерального конструктора  
ракетно-космических систем академика М. Ф. Решетнева  
(09–12 ноября 2016, г. Красноярск)*

В 2 ЧАСТЯХ. ЧАСТЬ 1

Корректор

*Т. Л. Патюкова*

Редактор английского текста

*М. В. Савельева*

Оригинал-макет и верстка

*М. А. Светлаковой*

Подписано в печать 21.10.2016. Формат 70×108/8. Бумага офсетная.  
Гарнитура Times New Roman. Печать плоская. Усл. печ. л. 78,6. Уч.-изд. л. 94,0  
Тираж 250 экз. Заказ 87/249. С 200/16

Редакционно-издательский отдел Сиб. гос. аэрокосмич. ун-та.  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31.  
Отпечатано в типографии ООО «ПРИНТ-2».  
Российская Федерация, 426035, г. Ижевск, ул. Тимирязева, д. 5, оф. 1.