

Министерство образования и науки Российской Федерации  
Федеральное космическое агентство  
Правительство Красноярского края  
Сибирский государственный аэрокосмический университет  
имени академика М. Ф. Решетнева  
ОАО «Информационные спутниковые системы»  
имени академика М. Ф. Решетнева»  
ОАО «Красноярский машиностроительный завод»  
ФГУП «Центральное конструкторское бюро «Геофизика»  
Красноярский научный центр Сибирского отделения Российской академии наук  
Совет ректоров вузов Красноярского края  
Федерация космонавтики России  
Ассоциация вузов России «Национальный объединенный аэрокосмический университет»  
Краевое государственное автономное учреждение «Красноярский краевой фонд  
поддержки научной и научно-технической деятельности»



**РЕШЕТНЕВСКИЕ  
ТЕНИЯ**

---

*Материалы XVII Международной научной конференции,  
посвященной памяти генерального конструктора  
ракетно-космических систем академика М. Ф. Решетнева  
(12–14 ноября 2013 г., Красноярск)*

В 2 ЧАСТЯХ. ЧАСТЬ 1

Красноярск 2013

УДК 629.7  
ББК 30 + 2  
Р47

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

**Редакционная коллегия:**

Е. В. БЕЛЯКОВА, В. Г. БОНДАРЕНКО, А. А. ВОРОШИЛОВА, Е. Н. ГОЛОВЕНКИН, В. В. ДВИРНЫЙ,  
С. П. ЕРЕСКО, Л. В. ЕРЫГИНА, В. Ю. ЖУРАВЛЕВ, В. В. ЗОЛОТАРЕВ, Н. В. ИЛЮШИН, И. Н. КАРЦАН,  
М. В. ЛУКЬЯНЕНКО, А. В. МЕДВЕДЕВ, В. Л. МИРОНОВ, А. Е. МИХЕЕВ, А. В. МУРЫГИН,  
В. П. НАЗАРОВ, Л. А. ОБОРИН, А. С. ПАРШИН, Л. В. РУЧКИН, М. В. САВЕЛЬЕВА,  
К. В. САФОНОВ, М. Н. ФАВОРСКАЯ, В. Х. ХАНОВ, В. Г. ЯЦУНЕНКО

Р47 **Решетневские чтения** : материалы XVII Междунар. науч. конф., посвящ. памяти генер. конструктора ракет.-космич. систем акад. М. Ф. Решетнева (12–14 нояб. 2013 г., Красноярск) : в 2 ч. / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. – Красноярск, 2013. – Ч. 1. – 522 с.

Сборник содержит материалы XVII Международной научной 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**

© Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева, 2013

*Секция*

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



УДК 621.793.7

## КОНДЕНСАЦИЯ ОДНОСЛОЙНЫХ ИЗНОСОСТОЙКИХ УПРОЧНЯЮЩИХ ПОКРЫТИЙ НА СПЕЦИАЛЬНЫЙ РЕЖУЩИЙ ИНСТРУМЕНТ

*В. В. Азингареев, А. Ю. Литвинчук*

ОАО «Красноярский машиностроительный завод»  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 29

*Рассмотрены различные сочетания теплофизических свойств инструментальных материалов и ионно-плазменных износостойких упрочняющих покрытий.*

*Ключевые слова: прочность, теплостойкость, ионная камерная установка, износостойкие покрытия, микротвердость, режущий инструмент.*

## CONDENSATION OF SINGLE-LAYER ANTI-WEAR STRENGTHENING COATING FOR SPECIAL CUTTING TOOL

*V. V. Azingareev, A. Yu. Litvinchuk*

JSC «Krasnoyarsk Machine-Building Plant»  
29, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, Russia, 660014

*Various combinations of physical and mechanical and thermal physical properties of tool materials and plasma anti-wear strengthening coatings are considered.*

*Keywords: strengthen, heat-resistance, ionic chamber installation, anti-wear coatings, microhardness, cutting tool.*

Одним из наиболее эффективных путей повышения свойств металлообрабатывающего инструмента является нанесение на рабочие поверхности износостойких покрытий по технологии вакуумной ионно-плазменной конденсации на основе нитридов, которая дает возможность наносить покрытия различного состава на инструмент из быстрорежущих сталей и твердых сплавов [1].

Физико-механические и теплофизические свойства ионно-плазменных покрытий могут в значительной степени отличаться от соответствующих свойств инструментального материала. Покрытия оказывают влияние на контактные процессы в зоне резания, деформации, силы и температуры резания, направленности тепловых потоков, напряженного состояния режущей части инструмента и на ряд других параметров системы «инструмент – обрабатываемый материал».

Проведены опыты по влиянию температуры ионной бомбардировки на стойкость твердых сплавов. На рис. 1, 2 представлены данные по влиянию температуры ионной бомбардировки на стойкость  $T_{cp}$  твердых сплавов P18, P9K5 с покрытием из нитрида титана толщиной 5 мкм и коэффициенты вариации стойкости при продольном точении стали 45 (HB 200). Режимы резания  $V = 150$  м/мин,  $S = 0,45$  мм/об,  $t = 2,0$  мм.

Результаты, представленные на рис. 1 и 2, позволяют отметить заметное влияние температуры ионной бомбардировки на стойкость  $T_{cp}$  инструмента и коэффициента вариаций стойкости. При температуре 800 °С ионная бомбардировка оказывает наиболее благоприятное влияние на субструктуру поверхности твердого сплава, что способствует ее термомеханической активации и прочному удержанию покрытия на такой поверхности [2].

При низких температурах наблюдается тенденция полного отслаивания покрытия, при этом стойкость твердосплавных пластин увеличивается весьма незначительно, коэффициент вариации стойкости почти не изменяется. При температуре выше оптимальной (900–1200 °С) имеется тенденция разупрочнения твердого сплава.

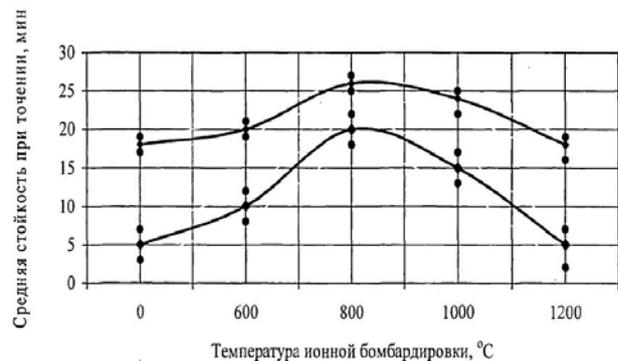


Рис. 1. Влияние температуры ионной бомбардировки на стойкость твердых сплавов

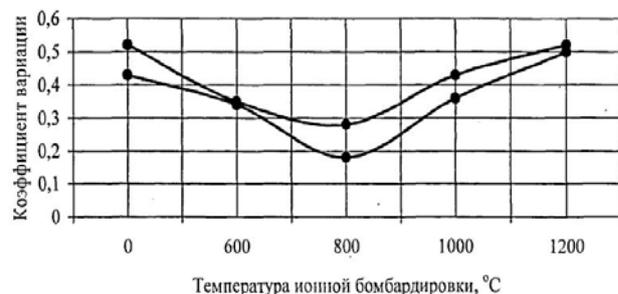


Рис. 2. Коэффициент вариации стойкости

Выделяют два основных варианта температурного режима при конденсации, имеющих место при нанесении покрытий по существующей технологии (рис. 3). В первом случае (рис. 3, б, поз. 1) конденсация покрытия осуществляется при постоянных технологических параметрах процесса и, следовательно, при постоянной интенсивности снижения температуры. Во втором варианте температура конденсации поддерживается на определенном уровне (рис. 3, а, поз. 2) за счет изменения скорости плазменного потока (рис. 3, б, поз. 2). Недостатком первого варианта является снижение температуры ниже оптимальной, во втором изменение скорости плазменного потока приводит к изменению выходных параметров покрытия (толщины, механических свойств и т. д.), что может отразиться на режущих свойствах инструмента.

Анализ рассмотренных вариантов показывает, что оптимальным является режим теплового динамического равновесия, обеспечивающий стабилизацию температуры в процессе конденсации покрытия при постоянных значениях основных технологических параметров процесса (рис. 3, поз. 3).

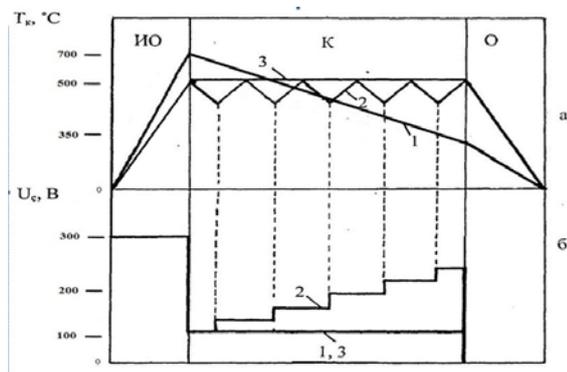


Рис. 3. Схема вариантов температурных режимов процесса нанесения покрытия:

ИО – этап ионной очистки; К – конденсация покрытия;  
О – этап остывания

По варианту 1 конденсация проводилась при постоянном напряжении смещения  $U_c$ , при этом температура конденсации  $T_k$  за счет теплоотвода из пластин снизилась с 700 °С до 350 °С. По варианту 2 темпера-

туру конденсации  $T_k$  поддерживали на уровне 500–450 °С путем периодического изменения напряжения смещения  $U_c$  от 130 В до 220 В. По варианту 3 покрытие наносили при постоянном значении напряжения смещения  $U_c$  и установившейся температуре конденсации  $T_k$  на уровне 500 °С.

Таким образом, конденсацию однослойного покрытия необходимо проводить в два этапа: нанесение внутреннего слоя покрытия при высокой температуре 650–700 °С и толщиной не менее 2,5 мкм, при этом обеспечивается прочное сцепление с основой, и последующее нанесение покрытия при возможно низкой температуре 400–450 °С, что обеспечит высокие прочностные свойства и износостойкость покрытия. Применение подобной технологии позволит обеспечить минимальный градиент свойств между упрочненным поверхностным слоем и покрытием. В результате достигается существенное повышение износостойкости инструмента в 4–6 раз по сравнению с исходным, интенсификация режимов резания в 2–4 раза.

#### Библиографические ссылки

1. Грибков В. А., Григорьев Ф. И., Калинин Б. А., Якушин В. Л. Перспективные радиационно-пучковые технологии обработки материалов : учебник / под ред. Калинина Б. А. М. : Круглый год, 2005. 528 с. : ил.
2. Повышение эксплуатационных характеристик сплавов под действием мощных ионных пучков / Ремнев Г. Е., Погребняк А. Д., Исаков И. Ф. и др. // Физика и химия обработки материалов. 1987. Т. 6. С. 4–11.

#### References

1. Gribkov V. A., Grigor'ev F. I., Kalin B. A., Yakushin V. L. Perspektivnye radiacionno-puchkovye tehnologii obrabotki materialov: Uchebnik / Pod red. Kalina B. A. M. : Kruglyj god, 2005. 528 s.: il.
2. Remnev G. E., Pogrebnyak A. D., Isakov I. F. i dr. Povyshenie jekspluatacionnyh harakteristik splavov pod dejstviem moshhnyh ionnyh puchkov // Fizika i himija obrabotki materialov, 1987, v. 6, S. 4–11.

© Азингареев В. В., Литвинчук А. Ю., 2013

УДК 533.69.04

### ПРИМЕНЕНИЕ МАТЕМАТИЧЕСКИХ СРЕДСТВ МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРИ АЭРОДИНАМИЧЕСКОМ ПРОЕКТИРОВАНИИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

И. О. Бобарика, С. В. Молокова

Иркутский государственный технический университет  
Россия, 664074, г. Иркутск, ул. Лермонтова, 83. E-mail: MegusMC@mail.ru

*Рассмотрено применение математических средств моделирования при газодинамическом анализе внешнего обтекания элементов конструкции ЛА при различных числах Маха. Определены основные подходы к построению расчетной сетки, а также основные недостатки математических средств моделирования. Выполнен сравнительный анализ виртуального и физического экспериментов, определены погрешности. Выполнен газодинамический анализ различных элементов ЛА на основе виртуального эксперимента.*

*Ключевые слова: летательный аппарат, математическое моделирование, виртуальный эксперимент, аэродинамика элементов ЛА, газодинамический анализ.*

## APPLICATION OF MATHEMATICAL MODELLING TOOLS IN THE AERODYNAMIC DESIGNING OF AIRCRAFT

*I. O. Bobarika, S. V. Molokova*

Irkutsk State Technical University

83, Lermontov str., Irkutsk, 664074, Russia. E-mail: MegusMC@mail.ru

*The application of mathematical modeling tools in gas-dynamic analysis of the external streamlining of aircraft structural components at different Mach numbers is considered. The main approaches to creation of the computational grid as well as the main shortcomings of the mathematical modeling tools are determined. A comparative analysis of virtual and physical experiments is completed, precisions are defined. Gas-dynamic analysis of different components of the aircraft on the basis of a virtual experiment is made.*

*Keywords: aircraft, mathematical modeling, virtual experiment, aerodynamics of elements of aircraft, gas-dynamic analysis.*

Рассмотрено применение математических средств моделирования при газодинамическом анализе внешнего обтекания элементов конструкции ЛА. Работа выполнялась в несколько этапов:

1. Выполнение серии апробационных анализов:

– выполнение численного моделирование обтекания элементов ЛА потоком несжимаемой жидкости при малых числах Маха;

– выполнение численного моделирование обтекания идеального плохобтекаемого тела (шара) потоком сжимаемой жидкости при больших числах Маха.

2. Выполнение анализов элементов реальных ЛА при их аэродинамическом проектировании:

– выполнение численного моделирование обтекания элементов типа обтекатель потоком сжимаемой жидкости при больших числах Маха;

– выполнение численного моделирования обтекания вертикального оперения высокоманевренного самолета с расщепляющимся рулем направления.

В рамках первого этапа выполнено численное моделирование обтекания крыла конечного размаха с аэродинамическим профилем НАСА-2406 потоком несжимаемой жидкости при малых числах Маха. Моделирование выполнялось в программном комплексе FloEFD for Siemens NX 7.5. Исходные данные о геометрических параметрах крыла конечного размаха, а также начальные условия взяты из [2]. Полученные результаты сопоставлялись с экспериментальными данными [2] и [3]. Обращено внимание на снижение точности расчетов в [3] при больших углах атаки ( $>12^\circ$ ). Предположительно, частично это явилось следствием того, что построенная сетка не позволяла в полной мере учитывать особенности обтекания верхней поверхности крыла [1].

Выполнена существенная доработка методики построения сетки для больших углов атаки ( $>12^\circ$ ), позволяющая учитывать в том числе и особенности отрывного обтекания (при углах атаки  $>18^\circ$ ). Также были уточнены исходные данные (степень начальной турбулентности потока), позволяющие приблизить численный эксперимент к реальному, проведенному в аэродинамической трубе. В результате выполнения всех доработок и уточнений отмечено возрастание

точности на больших углах атаки на 5–10 % по сравнению с результатами, достигнутыми в [3]. Вместе с тем в качестве общего недостатка отмечена необходимость обладания инженером-расчетчиком специальной подготовкой, знаниями и пониманием физической сущности процессов для построения адекватной сетки, позволяющей учитывать интересующие особенности, и получения адекватных результатов.

С учетом корректировок расчетной сетки также было выполнено численное моделирование обтекания идеального плохобтекаемого тела (шара) потоком сжимаемой жидкости при больших числах Маха ( $M = 2 \div 9$ ). Полученные данные были сопоставлены с данными результатов эксперимента, проведенного ЦАГИ в 1968 г. Полученная погрешность в 90 % случаев не превысила 5 %, что дало основания считать результаты численного моделирования стабильными и адекватными.

В рамках второго этапа было выполнено численное моделирование обтекания элементов типа обтекатель потоком сжимаемой жидкости при  $M = 2,0$ . Получены распределения полей давлений и температур. При этом полученные данные были использованы в качестве исходных при последующем структурном анализе элементов типа обтекатель для оценки степени влияния кинетического нагрева элементов на их прочность при действии неравномерно распределенного давления.

В качестве примера использования математических средств моделирования и анализа элементов реальных ЛА при их аэродинамическом проектировании было выполнено численное моделирование обтекания вертикального оперения высокоманевренного самолета с расщепляющимся рулем направления. Полученные распределения полей скоростей и давлений позволили рационализировать конструкцию расщепляющегося руля направления для наиболее эффективного торможения и наиболее равномерного распределения давления по площади поверхности руля направления. При этом во всех случаях отмечена целесообразность проведения взаимозависимых анализов (или анализов межструктурных взаимодействий), где выходные данные одного типа анализа являются входными для

анализа другого типа. При этом в некоторых случаях обратным влияниям можно пренебречь.

В случаях же, когда обратное влияние априори велико и пренебрегать им недопустимо, процесс проведения взаимозависимых анализов носит итерационный характер.

#### Библиографические ссылки

1. Лойцянский Л. Г. Механика жидкости и газа. М. : ГИТТЛ, 1957. 254 с.
2. Кравец А. С. Характеристики авиационных профилей. М. : Оборонгиз, 1939.
3. Печенюк А. В. Численное моделирование обтекания крыла конечного размаха с аэродинамическим профилем NASA-2406 потоком несжимаемой жидкости при малых числах Маха. ООО "Digital Marine

Technology". URL: <http://www.digitalmarine.net/dmt/rus/publ/conf.html>.

#### References

1. Lojcsjanskij L. G. Mehanika zhidkosti i gaza. M. : GITTL, 1957. 254 s.
2. Kravec A. S. Harakteristiki aviacionnyh profilej. M. : Oborongiz, 1939.
3. Pechenjuk A. V. Chislennoe modelirovanie obtekanija kryla konechnogo razmaha s ajerodinamicheskim profilem NACA-2406 potokom neszhimaemoj zhidkosti pri malyh chislah Maha. ООО "Digital Marine Technology". URL: <http://www.digitalmarine.net/dmt/rus/publ/conf.html>.

© Бобарика И. О., Молокова С. В., 2013

УДК 629.7.016

### СИНТЕЗ ЭФФЕКТИВНОЙ АВТОМАТИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ЭКРАНОПЛАНОВ

*Ю. Ф. Вишивков, Е. А. Галушко, С. М. Кривель*

Иркутский филиал Московского государственного технического университета гражданской авиации  
Россия, 664047, г. Иркутск, ул. Коммунаров, 3. E-mail: Post-office@if.mstuca.ru

*На основе теоретических исследований обосновываются структура и параметры системы управления экраноплана. Определены оптимальные законы управления при выполнении экранопланом стандартных маневров. Обоснованы требования к маневренности экраноплана.*

*Ключевые слова: экраноплан, система управления, оптимальное управление.*

### SYNTHESIS OF EFFICIENT AUTOMATIC WIG CONTROL SYSTEM

*J. F. Vshivkov, E. A. Galushko, S. M. Krivel*

Irkutsk branch of Moscow State Technical University of Civil Aviation  
3, Communards str., Irkutsk, 664047, Russia. E-mail: Post-office@if.mstuca.ru

*The structure and parameters of WIG control system is proved on the basis of theoretical research. Optimal control laws when performing WIG standard maneuvers are determined. The requirements for WIG maneuverability are found.*

*Keywords: WIG, system control, optimal control.*

Проектирование экранопланов с удовлетворительными эксплуатационными свойствами остается актуальной задачей. В большинстве работ в качестве задач аэродинамического проектирования экраноплана ставятся задачи обеспечения высокого аэродинамического качества экраноплана или удовлетворительных характеристик устойчивости и управляемости (как правило, рассматривается лишь продольный канал возмущенного движения экраноплана) [1].

В настоящей работе ставится задача аэродинамического проектирования экраноплана совместно с разработкой структуры и определением параметров системы управления экраноплана с точки зрения обеспечения заданных характеристик маневренности экраноплана. Проблему обеспечения заданных характеристик устойчивости предполагается возложить на автоматическую систему. Управляемость экраноплана рассматривается как свойство, которое обеспечивает

ся располагаемой эффективностью аэродинамических органов управления и структурой, параметрами и алгоритмами системы управления.

Именно возможность реализации управляемости экраноплана в заданной области характеристик маневренности экраноплана для базовой компоновки является предметом исследования и, соответственно, понимается как главная проблема проектирования в рамках настоящей работы.

На основе анализа доступных сведений и авторских теоретических исследований получены следующие результаты:

- предлагаются виды возможных элементарных маневров экраноплана в вертикальной и горизонтальной плоскостях, пространственных маневров; обосновываются их назначение, эксплуатационная значимость и возможность их реализации;
- на основе анализа предполагаемых условий

эксплуатации экраноплана (на примере экраноплана малой грузоподъемности) определены предельные требования к его характеристикам маневренности; с использованием моделирования динамики движения экраноплана проанализированы возможности обеспечения этих характеристик в принципе.

В качестве примера реализации методов исследования рассматривается разворот экраноплана по курсу. Предлагается выполнять разворот с креном. Целесообразно крен создавать поворотом экраноплана вокруг оси мгновенного вращения в районе законцовки крыла. Однако очевидно, что в этом случае элероны правой и левой консолей должны отклоняться вниз на различные углы. Это меняет полностью представление об управлении экранопланом по крену в сопоставлении с управлением самолетом. Реализовать подобные законы управления с использованием простейших механических проводок крайне сложно. Кроме того, жесткие требования по обеспечению маневренности (так, радиус разворота экраноплана в полете над рекой шириной 100 м должен быть менее 200 м) требуют оптимального управления.

Представленный анализ потребовал разработки и теоретического обоснования структуры системы управления по всем каналам (продольному, поперечному и путевому). На основе решения задач динамики движения экраноплана предлагается ввести контуры автоматического маневрирования, которые реализуют стандартные маневры по предельным или оптималь-

ным законам управления. Законы управления экранопланом при выполнении маневров являются основными результатами работы на представляемом этапе.

#### Библиографическая ссылка

1. Кривель С. М. Математическое моделирование аэродинамических процессов в полете экраноплана над негладкой подстилающей поверхностью // Решетневские чтения : материалы XIII Междунар. науч. конф., посвящ. 50-летию Сиб. гос. аэрокосмич. ун-та имени акад. М. Ф. Решетнева (10–12 нояб. 2009 г., Красноярск) : в 2 ч. / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2009. Ч. 1. С. 32–33.

#### Reference

1. Krivel S. M. Mathematical modeling of aerodynamic processes in WIG flight over the underlying non-smooth surface (paper) // Reshetnev readings : XIII Int. Scientific. Conf., Dedicated. 50th anniversary of the Siberian. State. Aerospace. University named after Academician M. F. Reshetnev (10–12 Nov. 2009, Krasnoyarsk) in 2 hours, under the total. Ed. Y. Y. Loginov / Sib. State. Aerospace. Univ. Krasnoyarsk, 2009. Part 1. With. 32–33.

© Вшивков Ю. Ф., Галушко Е. А., Кривель С. М., 2013

УДК 536.58

### ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ БЛОК КОММУТАЦИИ НАГРЕВАТЕЛЕЙ МОДУЛЯ СИСТЕМЫ ПРЕЦИЗИОННОЙ ТЕРМОСТАБИЛИЗАЦИИ

*А. И. Горностаев, И. Н. Тульский, Д. Г. Ощепкова*

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»  
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52. E-mail: galiv@iss-reshetnev.ru

*Представлены результаты проектирования экспериментального блока коммутации нагревателей модуля системы прецизионной термостабилизации.*

*Ключевые слова: термостабилизированные платформы, системы прецизионной термостабилизации.*

### EXPERIMENTAL UNIT OF HEATER SWITCHING FOR MODULE OF HIGH-PRECISION THERMALLY STABILIZED SYSTEM

*A. I. Gornostaev, I. N. Tulsii, D. G. Oshchepkova*

JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”  
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia. E-mail: galiv@iss-reshetnev.ru

*Results of designing the experimental unit of heater switching for module of high-precision thermally stabilized system are presented.*

*Keywords: thermally stabilized platforms, high-precision thermally stabilized systems.*

Для сравнительного анализа эффективности различных методов стабилизации температуры термостабилизированных платформ навигационных космических аппаратов (КА), обеспечивающих точность

стабилизации температуры посадочного места стандарта частоты по полученным ИВМ СО РАН (Красноярск) результатам их отработки в условиях наземного эксперимента в вакуумном космофизическом

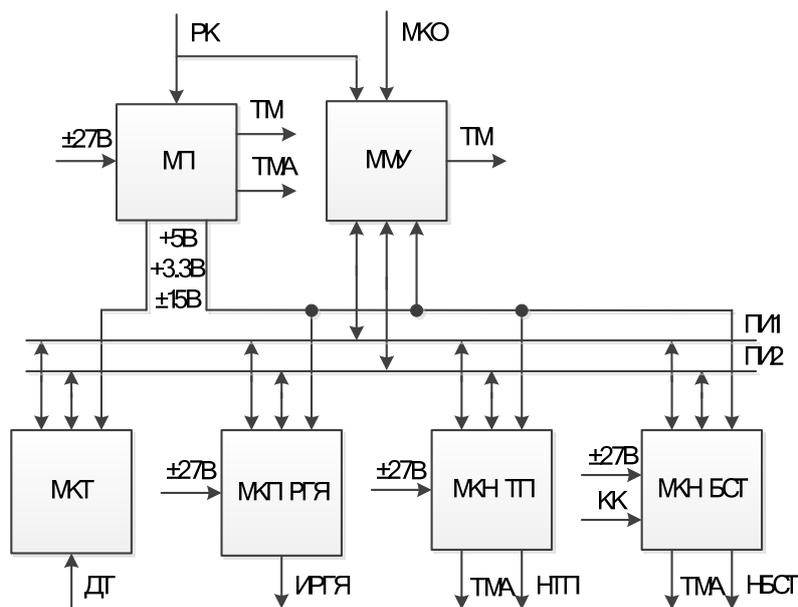
стенде КС-1 не хуже  $0,1^{\circ}\text{C}$  [1; 2], в ОАО «ИСС» имени академика М. Ф. Решетнева» был спроектирован и изготовлен экспериментальный блок коммутации нагревателей (БКН-Э), предназначенный для проведения летного эксперимента в составе модуля системы прецизионной термостабилизации (МСПТ) КА «Глонасс-М».

МСПТ включает в себя две термоплиты (ТП), одна из которых должна обеспечивать термостабилизацию посадочного места БКН-Э, другая – имитатора рубидиево-газовой ячейки (ИРГЯ) стандарта частоты. Термостабилизация посадочного места на обеих ТП должна обеспечиваться при автономной работе БКН-Э по специальным алгоритмам автоматического регулирования, предусматривающим сбор оцифрованной с помощью встроенного аналого-цифрового преобразователя (АЦП) информации о температуре с установленных на различных участках ТП датчиков температуры (ДТ), ее обработку и формирование управляющих воздействий на включение нагревателей ТП. Для каждого метода стабилизации температуры должен выбираться соответствующий алгоритм автоматического регулирования по команде из бортового цифрового вычислительного комплекса (БЦВК). Для начальных режимов работы БКН-Э (режим хранения и режим грубой стабилизации) предусматривается обеспечивать поддержание температуры в заданном диапазоне включением и отключением нагревателей ТП при достижении определенного нижнего и верхнего порога температуры. В основном режиме работы БКН-Э (режим точной стабилизации) предусматривается термостабилизация в определенной точке температуры путем широтно-импульсной модуляции импульсов включения нагревателей ТП при фиксированном 5-секундном периоде их следования. Возможное влияние тепловыделения ИРГЯ на точность поддержания температуры на посадочных местах ТП в определенной точке температуры предполагается компенсировать в БКН-Э программными средствами

по дополнительно собранной оцифрованной с помощью встроенного АЦП информации о напряжении питания и токе потребления ИРГЯ.

Кроме того, для отработки двух альтернативных методов стабилизации температуры, используемых для обеспечения режима точной стабилизации, на ТП ИРГЯ дополнительно используются гипертеплопроводящие пластины (ГТП) и блок термостабилизации температуры (БСТ) со своими нагревателями. Использование для термостабилизации ГТП предполагает в БКН-Э осуществлять управление включением нагревателей ГТП также путем широтно-импульсной модуляции, а использование БСТ предполагает термостабилизацию путем подогрева рабочего тела (эвтектический сплав Ga-In), сохраняющего стабильную температуру на границе раздела фаз (жидкость – твердое тело) с точностью  $0,001^{\circ}\text{C}$ , и предусматривает управление включением нагревателей БСТ по замыканию концевых контактов (КК) микропереключателя, управляемого расположенным на границе рабочего тела штоком диафрагмы.

Поставленные для МСПТ задачи потребовали применения в БКН-Э специальных вычислительных средств, позволяющих реализовывать различные варианты алгоритмов автоматического регулирования для предложенных методов стабилизации температуры и формировать управляющие воздействия на интерфейсные устройства для обеспечения сбора информации о температуре на различных участках ТП, напряжения питания и тока потребления ИРГЯ, а также для включения и отключения нагревателей ТП БКН-Э и ТП ИРГЯ, ГТП и БСТ. Исходя из поставленных задач БКН-Э функционально был разбит на 6 модулей, объединенных через внутриприборные интерфейсы (см. структурную схему БКН-Э) в соответствии с магистрально-модульным принципом построения бортовой аппаратуры бортового комплекса управления КА [3]. Все модули в БКН-Э имеют «холодное» резервирование (основной и резервный комплекты).



Структурная схема БКН-Э

Модуль питания (МП) обеспечивает формирование из первичного бортового напряжения питания  $\pm 27$  В сетку вторичных напряжений +5 В, +3,3 В и  $\pm 15$  В для питания микропроцессорного модуля управления (ММУ) и интерфейсных модулей, прием разовых команд (РК) с наземного комплекса управления (НКУ) на включение БКН-Э и переключение комплектов резервирования, а также формирование сигнальной (ТМ) и аналоговой (ТМА) телеметрической информации о состоянии включения и токе потребления БКН-Э.

ММУ обеспечивает для предложенных методов стабилизации температуры программную реализацию различных вариантов алгоритмов автоматического регулирования, осуществляет обмен информацией с интерфейсными модулями через дублированный внутриприборный параллельный интерфейс (ПИ1 и ПИ2), обмен информацией с БЦВК по мультиплексорному каналу обмена (МКО), а также формирование сигнальной ТМ-информации. Инициализация работы ММУ производится по включению питания БКН-Э или по РК с НКУ (рестарт). Также в ММУ на случай временного отсутствия обмена с БЦВК предусмотрен прием РК на включение и выключение аварийной температурной автоматики. ММУ по отношению к БЦВК выполняет функцию оконечного устройства (ОУ) для приема и передачи информации по МКО – прием программных команд управления и формирование цифровой телеметрической информации. ОУ ММУ обеспечивает обмен с контроллером БЦВК по МКО в форматах 1, 2, 4 ГОСТ Р 52070–2003 [4]. Для решения вычислительных задач в ММУ применен микропроцессор 1892ВМ8Я ОАО НПЦ «ЭЛВИС» (г. Зеленоград), а для реализации функций ОУ и логических функций в обеспечении работы микропроцессора применена программируемая логическая интегральная схема А54SX72А-СQ208М фирмы Actel.

Интерфейсный модуль контроля температур (МКТ) преобразовывает с помощью 12-разрядного АЦП сопротивления 10 высокоомных ДТ ТЭП018-06 и 2 низкоомных ДТ ТЭП012-05 в цифровые параметры в широком от минус 20 до 25 °С и узком от 13 до 21°С рабочих диапазонах. При этом обеспечена чувствительность преобразователя для узкого диапазона не менее 0,001 Ом/дв.ед. (0,0025°С/дв.ед.), для широкого диапазона не менее 0,0056 Ом/дв.ед. (0,014°С/дв.ед.). Опрос цифровых температурных параметров производится ММУ через каждые 10 мс.

Интерфейсный модуль контроля питания рубидиево-газовой ячейки (МКП РГЯ) обеспечивает коммутацию бортового напряжения питания  $\pm 27$  В на ИРГЯ с током потребления до 2 А, контроль напряжения питания ИРГЯ в диапазоне от 24,5 В до 29,5 В и величины тока потребления ИРГЯ в диапазоне от 0 до 3 А, а также преобразовывает их с помощью 12-разрядного АЦП в цифровые параметры. При этом обеспечена чувствительность преобразователя не менее 2 мВ/дв.ед. Опрос цифровых параметров напряжения питания и тока потребления ИРГЯ производится ММУ через каждые 100 мс.

Интерфейсный модуль коммутации нагревателей ТП (МКН ТП) обеспечивает коммутацию от бортового

напряжения питания  $\pm 27$  В двух нагревателей ТП БКН-Э с током потребления 0,97 А, двух нагревателей ТП ИРГЯ с током потребления 1,11 А и одного нагревателя ГТП с током потребления 3,7 А, а также формирование аналоговых ТМА-параметров о величине протекающего через них тока. При этом в схеме управления предусмотрена независимая аппаратная реализация модуляции длительности импульсов включения нагревателей БКН-Э, ТП и ГТП, вычисляемой в ММУ в соответствии с заданными алгоритмами автоматического регулирования.

Интерфейсный модуль коммутации нагревателей БСТ (МКН БСТ) обеспечивает коммутацию от бортового напряжения питания  $\pm 27$  В 5-ти нагревателей с током потребления от 0,19 до 0,7 А и формирование аналоговых ТМА-параметров о величине протекающего через них тока. Также в МКН БСТ производится по запросу ММУ опрос состояния КК микропереключателя БСТ через каждые 5 с, по анализу состояния которых ММУ формирует в соответствии с заданным алгоритмом автоматического регулирования управляющие воздействия на включение нагревателей БСТ.

В настоящий момент изготовленный ОАО «ИСС» прибор БКН-Э прошел этап автономной отработки и передан в ИВМ СО РАН для отработки в составе МСПТ. Предполагается с помощью реализованных в БКН-Э алгоритмов автоматического регулирования получить точность поддержания температуры на посадочном месте ТП ИРГЯ не хуже 0,01°С.

#### Библиографические ссылки

1. Бакиров М. Т., Горностаев А. И., Макуха А. В. Методы стабилизации температуры термостабилизированных платформ // Навигационные спутниковые системы, их роль и значение в жизни современного человека : материалы Всерос. науч.-техн. конф. ; под общ. ред. Н. А. Тестоедова / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2007. С. 120–123.
2. Горностаев А. И., Матвеев В. Г., Мишин А. А., Рыбаков С. А. Экспериментальный комплект блоков коммутации нагревателя // Решетневские чтения : материалы XII Междунар. науч. конф. ; под общ. ред. И. В. Ковалева / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2008. С. 11–12.
3. Горностаев А. И., Капустин А. Н., Зубавичус В. А., Колесников С. М. Применение магистрально-модульного принципа при построении бортовой аппаратуры бортового комплекса управления космических аппаратов // Решетневские чтения : материалы XIII Междунар. науч. конф. ; под общ. ред. Ю. Ю. Логинова / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2009. С. 20–22.
4. ГОСТ Р 52070–2003. Интерфейс магистральной последовательной системы электронных модулей. Общие требования. М. : Изд-во стандартов, 2003.

#### References

1. Bakirov M. T., Gornostaev A. I., Makuha A. V. Metody stabilizacii temperatury termostabilizirovannyh platform // Navigacionnye sputnikovye sistemy, ih rol'i i znachenie v zhizni sovremennogo cheloveka : materialy

Vseross. nauch.-tehnik. konf. ; pod obshh. red. N. A. Testoedova / Sib. gos. ajerokosmich. un-t. Krasnojarsk, 2007. S. 120–123.

2. Gornostaev A. I., Matveev V. G., Mishin A. A., Rybakov S. A. Jeksperimental'nyj komplekt blokov kommutacii nagrevatelja // Reshetnevskie chtenija: Materialy XII Mezhdunar. nauch. konf. ; pod obshh. red. I. V. Kovaleva / Sib. gos. ajerokosmich. un-t. Krasnojarsk, 2008. S. 11–12.

3. Gornostaev A. I., Kapustin A. N., Zubavichus V. A., Kolesnikov S. M. Primenenie magistral'no-modul'nogo

principa pri postroenii bortovoj apparatury bortovogo kompleksa upravlenija kosmicheskikh apparatov // Reshetnevskie chtenija : Materialy XIII Mezhdunar. nauch. konf. ; pod obshh. red. Ju. Ju. Loginova / Sib. gos. ajerokosmich. un-t. Krasnojarsk, 2009. S. 20–22.

4. GOST R 52070–2003. Interfejs magistral'nyj posledovatel'nyj sistemy jelektronnyh modulej. Obshhie trebovanija. M. : Izd-vo standartov, 2003.

© Горностаев А. И., Тульский И. Н.,  
Ощепкова Д. Г., 2013

УДК 629.7: 533

## ВЛИЯНИЕ УГЛА АТАКИ НА ВОЛНОВОЕ СОПРОТИВЛЕНИЕ ОСТРОГО КОНУСА

Г. Ф. Ерашов

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: erashov1948@mail.ru

*Рассмотрено влияние малых углов атаки на величину коэффициента волнового сопротивления острых конусов при числах Маха от 2 до 5. Слабое влияние угла атаки позволяет пренебречь его влиянием и проводить оценку величины коэффициента волнового сопротивления по его значению для случая симметричного обтекания конуса.*

*Ключевые слова: сверхзвуковые скорости, конус, волновое сопротивление, угол атаки.*

## EFFECT OF THE ANGLE OF ATTACK ON THE WAVE RESISTANCE POINTED CONE

G. F. Erashov

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnojarsk, 660014, Russia. E-mail: erashov1948@mail.ru

*The influence of small angles of attack on the wave resistance coefficient of a sharp cone at Mach 2 to 5 is considered. The weak influence of the angle of attack can ignore its impact and assess the magnitude of the wave resistance coefficient on its value in case of a symmetric flow around the cone.*

*Keywords: supersonic speed, cone, characteristic impedance, angle of attack.*

Конические отсеки характерны для конструкции корпусов бескрылых летательных аппаратов (ЛА). При сверхзвуковых скоростях полета именно отсеки с переменной площадью поперечного сечения являются причиной возникновения волнового сопротивления ЛА.

В работе рассмотрены результаты численного расчета обтекания острого конуса сверхзвуковым потоком газа в диапазоне чисел Маха  $M_\infty = 2 \dots 5$  при изменении угла атаки в пределах  $\alpha = 0^\circ \dots 9^\circ$ . В качестве исходных уравнений для численного расчета использовалась известная система дифференциальных уравнений в виде

$$\frac{dV_\Theta}{d\Theta} = -\frac{V_\Theta \operatorname{ctg} \Theta + (2 - V_\Theta^2/a^2)V_r}{1 - V_\Theta^2/a^2}, \quad \frac{dV_r}{d\Theta} = V_\Theta.$$

При решении системы применялись стандартные граничные условия. В данной задаче учитываем, что на поверхности конуса, где  $\Theta = \Theta_k$  нормальная составляющая вектора скорости  $V_\Theta$ , исходя из условия

непротекания, равна нулю, тогда составляющая скорости  $V_r$  направлена по касательной к поверхности конуса и равна скорости на поверхности конуса:  $V_r(\Theta_k) = V_k$ . На поверхности скачка уплотнения, где  $\Theta = \beta$ , составляющие скорости  $V_r$  и  $V_\Theta$  должны удовлетворять основным соотношениям для косоугольного скачка уплотнения.

Поскольку для решения задачи несимметричного обтекания конуса (рис. 1) применялся приближенный метод, известный под названием «метода местных конусов», используем свойство частичной коничности потока, а именно независимость параметров течения от продольной координаты для каждой отдельно взятой образующей конуса, обтекаемого несимметричным потоком. Угол наклона образующей к вектору скорости набегающего потока, то есть угол местного конуса, рассчитывался по приближенной формуле

$$\Theta = \Theta_k - \alpha \cos \varphi - \frac{1}{2} \alpha^2 \operatorname{ctg} \Theta_k \sin^2 \varphi.$$

Исходные данные для расчета: число Маха  $M_\infty = 2, 3, 5$ , полуугол при вершине конуса  $\Theta_k = 5^\circ \dots 30^\circ$  с шагом  $5^\circ$ , угол атаки  $\alpha = 0^\circ, 1^\circ, 3^\circ, 5^\circ, 7^\circ, 9^\circ$ . Система дифференциальных уравнений при заданных граничных условиях решалась методом конечных разностей. Интегрирование велось с поверхности конуса. В начале задавалось приближенное значение скорости  $V_k$  на поверхности конуса и угол конуса  $\Theta_k$ . Затем в процессе решения значение  $V_k$  уточняется путем сопоставления заданного числа Маха набегающего потока с рассчитанным  $M_\infty$  в результате решения задачи.

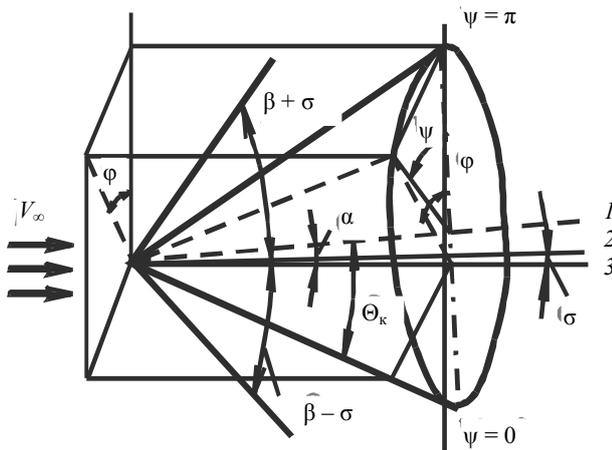


Рис. 1. Схема потока около конуса, наклоненного под углом атаки:  
1 – ось конуса; 2 – ось скачка уплотнения;  
3 – ось координат и направление  $V_\infty$

Одним из результатов расчета является коэффициент давления  $\bar{p}_k = \frac{P_k - P_\infty}{q_\infty}$  на поверхности местного конуса, который дает возможность рассчитать коэффициент волнового сопротивления конуса  $c_{xв}$  при несимметричном обтекании.

Некоторые результаты численных расчетов несимметричного обтекания конуса приведены на рис. 2 и 3. Распределение коэффициента давления по поперечному сечению конуса наглядно демонстрирует возрастание давления на наветренной стороне конуса, которое тем больше, чем больше угол атаки (рис. 2,  $M_\infty = 3$ ). В то же время близкое расположение точек пересечения кривых  $\bar{p}_k(\varphi)$  для разных углов атаки со значением  $\bar{p}_k$  для симметричного обтекания ( $\alpha = 0^\circ$ ) свидетельствует о достаточно слабой зависимости суммарного значения коэффициента продольной силы (в том числе и силы лобового сопротивления) от угла атаки. Это явление хорошо иллюстрирует зависимость, приведенная на рис. 3.

Анализ результатов расчета показал, что в диапазоне изменения угла атаки от  $0^\circ$  до  $9^\circ$  и числах Маха  $M_\infty = 2 \dots 5$  угол атаки практически не влияет на величину коэффициента волнового сопротивления

$c_{xв} = \bar{p}_k$  продольной силы конуса (в связанной системе координат). Отмечается слабая тенденция к уменьшению  $c_{xв}$  при увеличении угла атаки до  $\alpha = 9^\circ$ . Максимальное влияние угла атаки характерно для относительно небольших сверхзвуковых чисел Маха (рис. 3). Так, для  $M_\infty = 2$  ( $\Theta_k = 10^\circ$ ) при изменении угла атаки от  $0^\circ$  до  $9^\circ$   $c_{xв}$  уменьшается примерно на 8 %, а при  $M_\infty = 3$  – на 5,7 %. При прочих сочетаниях углов  $\Theta_k$  и чисел  $M_\infty$  отличие в значениях  $c_{xв}$  во всем диапазоне изменения угла атаки находится в пределах 0,5...4 %. Причем разность значений, которую в данной постановке можно оценивать как точность расчетной схемы, уменьшается с ростом числа  $M_\infty$ . Это косвенно подтверждает тезис об увеличении точности использованного приближенного метода расчета при больших числах Маха.

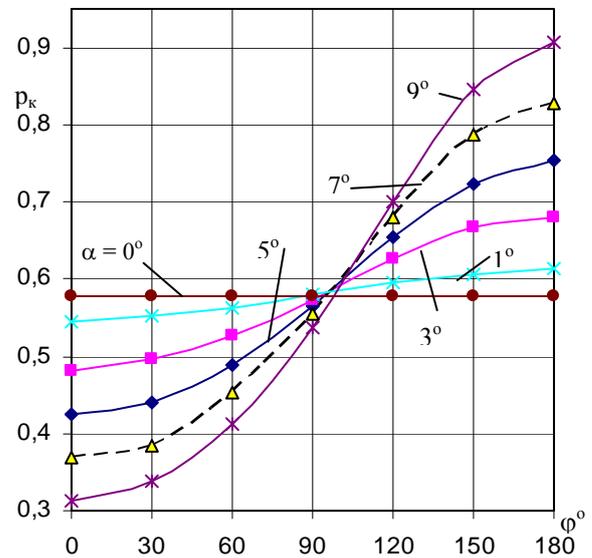


Рис. 2. Распределение коэффициента давления по поперечному сечению конуса

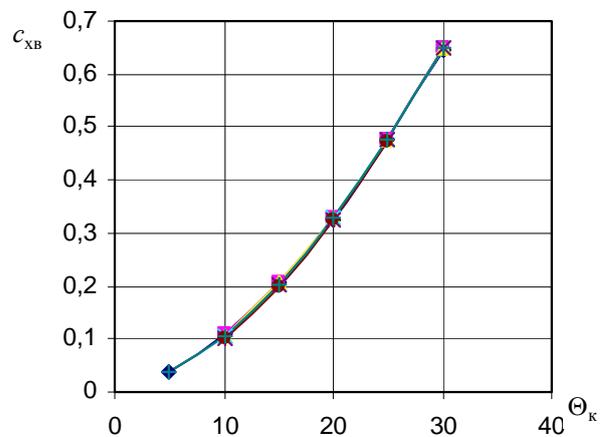


Рис. 3. Зависимость коэффициента  $c_{xв}$  продольной силы от угла  $\Theta_k$  для  $M_\infty = 2$  при изменении угла атаки в пределах  $\alpha = 0 \dots 9^\circ$

Таким образом, при проведении оценочных расчетов и определении коэффициента волнового сопротивления можно пренебречь влиянием угла атаки на

$c_{хв}$  конуса и считать его равным  $c_{хв}$  при симметричном обтекании конуса, то есть при  $\alpha = 0^\circ$ .

© Ерашов Г. Ф., 2013

УДК 621.372.83.001.24

## ПРИМЕНЕНИЕ ИНДУКЦИОННОГО НАГРЕВА ПРИ ПАЙКЕ ЭЛЕМЕНТОВ ВОЛНОВОДНО-РАСПРЕДЕЛИТЕЛЬНЫХ ТРАКТОВ ИЗ АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВОВ

С. К. Злобин<sup>1</sup>, В. Д. Лаптенко<sup>2</sup>, М. М. Михнёв<sup>1</sup>, Р. В. Зайцев<sup>1</sup>

<sup>1</sup>ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»  
Россия, 662972, г. Железнодорожный Красноярского края, ул. Ленина, 52. E-mail: tanat\_1@mail.ru

<sup>2</sup>Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

*Разработана двумерная конечно-элементарная модель для электромагнитных и тепловых процессов в устройствах индукционной пайки.*

*Ключевые слова: индукционная пайка, волноводный тракт.*

## THE APPLICATION OF INDUCTION HEATING FOR SOLDERING OF ALUMINUM STRUCTURES ELEMENTS OF WAVEGUIDE DISTRIBUTIVE SYSTEMS

S. K. Zlobin<sup>1</sup>, V. D. Laptenok<sup>2</sup>, M. M. Michnev<sup>1</sup>, R. V. Zaitsev<sup>1</sup>

<sup>1</sup>JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”  
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia. E-mail: tanat\_1@mail.ru

<sup>2</sup>Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia

*We developed a two-dimensional finite element model for electromagnetic and thermal processes in the devices for induction soldering.*

*Keywords: induction soldering, waveguide.*

Исследуемая система состоит из одновиткового индуктора, питаемого от внешнего источника переменного тока, и нагреваемого изделия. В данном случае рассмотрен нагрев волноводной трубы и фланца.

Целью работы является определение оптимальной конструкции индуктора, обеспечивающей равномерное распределение температуры по периметру изделия в зоне пайки.

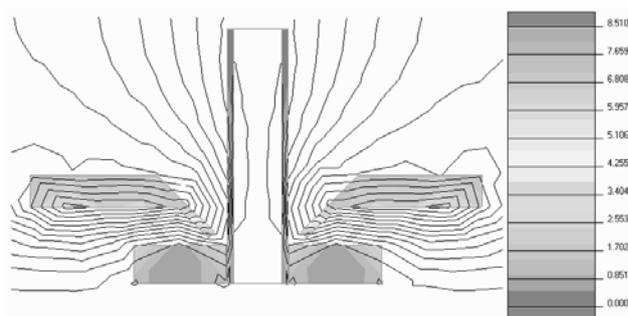
Математическая модель этой системы может быть построена без существенных погрешностей с учетом следующих допущений:

- пространственная конфигурация системы позволяет ограничиться рассмотрением двумерной плоскопараллельной области  $(x, y)$ , при этом предполагается, что геометрия расчетных областей, свойства сред и параметры, характеризующие источники поля, неизменны в направлении оси  $z$ ;

- средняя частота внешнего тока 65кГц позволяет пренебречь токами смещения по сравнению с токами в проводящих телах.

Высокая инерционность тепловых процессов, в сравнении с электромагнитными процессами позволяет решать связанные с ними задачи раздельно.

Сложность формы индуктора и нагреваемой заготовки не позволяет получить точное аналитическое выражение для температурного поля. Наиболее приемлемым путем решения такой задачи является применение методов конечных элементов. На базе полученной модели был проведен ряд исследований для задачи нагрева волноводной трубы и фланца при индукционной пайке до момента расплавления высокотемпературного припоя.



Одновитковый индуктор сложного профиля.  
Действующее значение плотности тока  $i_{полн.}$  ( $10^7$  А/м<sup>2</sup>)

В результате расчета электромагнитной и тепловой задач получены картины распределения плотности вихревых токов и тепловых потоков в изделии в случае применения одновиткового индуктора прямоугольного сечения, а затем произведена оптимизация конструкции индуктора по критерию температурного распределения.

Анализ распределения температурного поля в зоне пайки по периметру изделия показал, что наилучший вариант получен при оптимальной конструкции индуктора, представленной на рисунке.

© Злобин С. К., Лаптенков В. Д., Михнёв М. М.,  
Зайцев Р. В. 2013

УДК 67.02

## ВИДЫ ТЕХНОЛОГИЙ ГИБКИ ТОНКОСТЕННЫХ ЭЛЕМЕНТОВ СЛОЖНЫХ КОНСТРУКЦИЙ, ИСПОЛЬЗУЕМЫЕ В КОСМИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

*В. В. Кокорин, М. М. Михнёв*

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»  
Россия, 662972, г. Железнодорожск Красноярского края, ул. Ленина, 52

*В процессе изготовления новых спутников все больше используют элементы пустотелых конструкций сложных контуров. Повышение качества в процессе гибки труб, как правило, достигается путем повышения уровня автоматизации и отладки технологии, а также повышением уровня квалификации специалистов, занятых в этом процессе. Но основной вопрос заключается в выборе метода, позволяющего производить гибку тонкостенных элементов, удовлетворяющих заказчика качеством и характеристиками.*

*Ключевые слова: технология гибки, разработка технологии, повышения качества.*

## SOME BENDING TECHNIQUES FOR FLEXIBLE THIN-WALLED ELEMENTS OF COMPLEX CONSTRUCTIONS USED IN SPACE INDUSTRY

*V. V. Kokorin, M. M. Michnev*

JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”  
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia

*Elements of hollow constructions with compound contours are more and more often used in the process of new satellite communication systems manufacturing. Quality improvement in the process of tubes bending is achieved as a rule by increasing the level of automation and technique debugging as well as by improvement of skills level of experts occupied in this process. But the basic problem is the choice of the method allowing to bend thin-walled elements the quality of which would satisfy the requirements of a customer.*

*Keywords: technology are flexible, working out of technology, improvement of quality.*

В новых космических аппаратах все больше используют элементы пустотелых конструкций сложных контуров [1].

К технологии изготовления пустотелых конструкций сложных контуров, а именно гибки труб, сегодня предъявляются все более высокие требования по качеству, производительности и себестоимости. Повышение качества в процессе гибки труб, как правило, достигается путем повышения уровня автоматизации и отладки технологии, а также повышением уровня квалификации специалистов, занятых в этом процессе. Очень многое зависит от качества и уровня оборудования, которое используется в процессе гибки труб.

Основные характеристики: сохранение геометрических параметров внутренней полости элементов пустотелых конструкций сложных контуров, однородность металла на прямых и участках сгиба.

Процесс гибки осуществляется на следующих типах станков: ручные, полуавтоматические и автоматические станки с ЧПУ. Все виды станков находят

себе применение в равной степени. Стоит также отметить, что по технологическому процессу станки бывают универсальные (все диаметры труб) и узкоспециализированные (только для определенного сечения труб).

Перечислим основные способы гибки труб:

- холодная гибка;
- гибка при высокой температуре;
- дорновая, к ней относят гибку с заполнением внутренней полости трубы составом «ВУДА»;
- бездорновая;
- вальцевая;
- гибка в штампах [2].

Данные способы гибки различаются между собой по использованию различных видов труб: по круглым трубам больших и малых диаметров, профильным и тонкостенным трубам и т. д.

Если говорить о качестве гибки труб, то основным его показателем является сохранение постоянного сечения трубы и недопущение образования складок

металла на внутренней кромке изгиба трубы [3]. Существующие способы гибки труб обладают существенным недостатком – в местах изгиба образуются гофры и трещины металла, что существенно снижает характеристики данной продукции.

На основании вышеизложенного следует, что разработка новых технологий гибки труб является актуальной темой в настоящее время. Следует разрабатывать новые технологии для облегчения процесса гибки, повышения его качества, увеличения качественных и количественных показателей, а также снижения себестоимости продукции, что будет удовлетворять всем запросам заказчика.

#### Библиографические ссылки

1. Афанасьев В. Г., Верхотуров В. И., Заславский В. А. и др. Проектирование надежных спутников связи / под ред. акад. М. Ф. Решетнева. Томск : РАСКО, 1993. 221с.: ил. (Б-ка «Космическая связь»).

2. Галперин А. И. Машины и оборудование для гибки труб. 1989.

3. Писаренко Г. С. Можаровский Н. С. Уравнения и кривые задач теории пластичности и ползучести. Киев : Наукова думка, 1981.

#### References

1. Afanas'ev V. G., Verhoturov V. I., Zaslavskij V. A. i dr. Proektirovanie nadezhnyh sputnikov svyazi / pod red. akad. M. F. Reshetneva. Tomsk : RASKO, 1993. 221s.: il. (B-ka «Kosmicheskaja svjaz'»).

2. Galperin A. I. Mashiny i oborudovanie dlja gibki trub. 1989.

3. Pisarenko G. S. Mozharovskij N. S. Uravnenija i krivye zadach teorii plastichnosti i polzuchesti. Kiev : Naukova dumka, 1981.

© Кокорин В. В., Михнёв М. М., 2013

УДК 67.02

### ПЛАСТИЧЕСКАЯ ДЕФОРМАЦИЯ И ФИЗИЧЕСКИЕ ПРОЦЕССЫ, ПРОТЕКАЮЩИЕ В МЕТАЛЛЕ ПРИ ДЕФОРМАЦИИ

*В. В. Кокорин, С. В. Ромащенко, М. М. Михнёв*

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»  
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52

*Рассматриваются физические процессы, протекающие в тонкостенных конструкциях при гибке. Изложена методика расчета необходимой силы для деформации материала.*

*Ключевые слова: деформация металла, зона упругости, упругая деформация.*

### PLASTIC DEFORMATION AND PHYSICAL PROCESSES OCCURRING IN METAL UNDER STRAIN

*V. V. Kokorin, S. V. Romashchenko, M. M. Michnev*

JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”  
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia

*Physical processes occurring in thin-walled constructions under bending are considered. The design procedure of necessary force for a material strain is stated.*

*Keywords: a metal strain, an elasticity zone, an elastic strain.*

Ниже изложены физические процессы, протекающие в тонкостенных конструкциях при гибке.

Поведение материала в процессе гибки хорошо отражает диаграмма растяжения (сжатия) (рис. 1). Различают зоны упругой I и пластической деформации II [1].

В зоне упругой деформации материал вернется к исходному состоянию, как только нагрузка будет снята, в этой зоне растяжение (сжатие) растет пропорционально приложенному усилию в соответствии с законом Гука:

$$\sigma = E |\epsilon|.$$

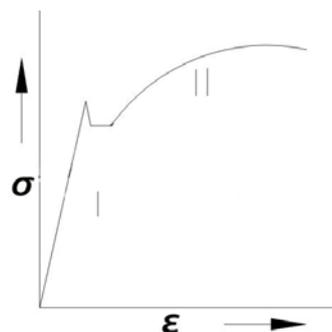


Рис. 1. Диаграмма растяжения

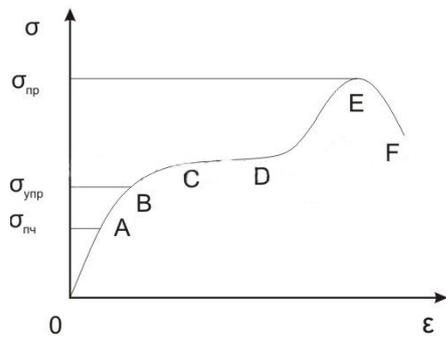


Рис. 2. Кривая пластической деформации

На рис. 2: E – модуль Юнга (модуль упругости); участок 0A – малые деформации, выполняется закон Гука;  $\sigma_{пр}$  – предел пропорциональности – максимальное значение напряжения, при котором выполняется закон Гука; участок АВ – упругие деформации, но закон Гука не выполняется;  $\sigma_{упр}$  – предел упругости (при  $\sigma < \sigma_{упр}$  не возникают остаточные деформации); участок ВС – пластические деформации; участок СВ – область текучести;  $\sigma_{пч}$  – предел прочности: напряжение, при котором тело начинает разрушаться; участок EF – разрушение (разрыв) тела [2].

После достижения критического значения зоны упругой деформации материал начинает деформироваться пластически, достигается зона текучести материала, где атомы кристаллической решетки перемещаются так, что к исходному состоянию, если снять нагрузку, их уже не вернуть. Происходит постоянное изменение кристаллической структуры материала.

При гибке под действием прикладываемой силы возникает перемещение между растяжением наружной поверхности, когда лист опрокидывается внутрь, и сжатием внутренней поверхности в поперечном сечении, которое достигает максимальных значений на поверхностях материала (рис. 3). По этой причине сначала пластически деформируется наружная поверхность гнущегося листа, что является важнейшим моментом всего цикла гибки. Нужно принимать во внимание, что если усилие гибки будет превышено, то растягивающее напряжение превысит допустимое значение, и на поверхности листа появятся трещины. Естественно, чем тоньше лист, тем более он подвержен этому явлению.

Также при гибке есть зона в середине (нейтральная линия) (не совсем в середине геометрически, но близко к ней) с низким уровнем деформации. Здесь

происходит только упругая деформация даже при большом усилии гибки. Этим объясняется, почему всегда происходит упругое отскакивание материала на некоторое значение после снятия нагрузки.

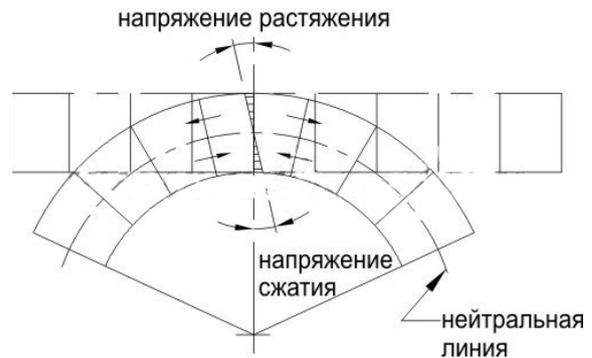


Рис. 3. Схема нагружения материала

Упругое отскакивание тонких материалов до 2 мм толщиной может составлять угол  $1^\circ$  при правильных параметрах гибки. Для толстостенных труб, особенно из нержавеющей стали, значение угла может достигать  $3^\circ$ . Коррекция может быть внесена изменением профиля инструмента или специальными системами коррекции углагиба [3].

#### Библиографические ссылки

1. Бухгольц Н. Н. Основной курс теоретической механики. М.: Наука, 1972.
2. Галперин А. И. Машины и оборудование для гибки труб. 1963.
3. Писаренко Г. С., Можаровский Н. С. Уравнения и кривые задач теории пластичности и ползучести. Киев: Наукова думка, 1981.

#### References

1. Buhgol'c N. N. Osnovnoj kurs teoreticheskoj mehaniki. Nauka, 1972.
2. Galperin A. I. Mashiny i oborudovanie dlja gibki trub. 1963.
3. Pisarenko G. S. Mozharovskij N. S. Uravnenija i krivye zadach teorii plastichnosti i polzuchesti. Kiev: Naukova dumka, 1981.

© Кокорин В. В., Ромащенко С. В., Михнёв М. М., 2013

УДК 629.78.015

## О ПРОЦЕДУРЕ ПРОТОЛЕТНЫХ И ПРИЕМНЫХ ИСПЫТАНИЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА МЕХАНИЧЕСКИЕ ВОЗДЕЙСТВИЯ

В. И. Копытов, С. А. Орлов

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»  
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52. E-mail: office@iss-reshetnev.ru

*Рассматриваются подходы к формированию режимов полетных и приемных испытаний космических аппаратов (КА) негерметичного исполнения. Приводится процедура формирования режимов акустических и вибрационных испытаний КА.*

*Ключевые слова:* космический аппарат, акустические испытания, вибрационные испытания

## ON THE PROCEDURE OF PROTOFLIGHT AND ACCEPTANCE MECHANICAL TESTS OF SPACECRAFT

V. I. Kopytov, S. A. Orlov

JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”  
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia. E-mail: office@iss-reshetnev.ru

*The paper examines approaches to the formation of test profiles for protoflight and acceptance mechanical tests of unpressurized spacecraft. The procedure of formation of the test profiles for acoustic and vibration spacecraft tests is presented.*

*Keywords:* spacecraft, acoustic tests, vibration tests.

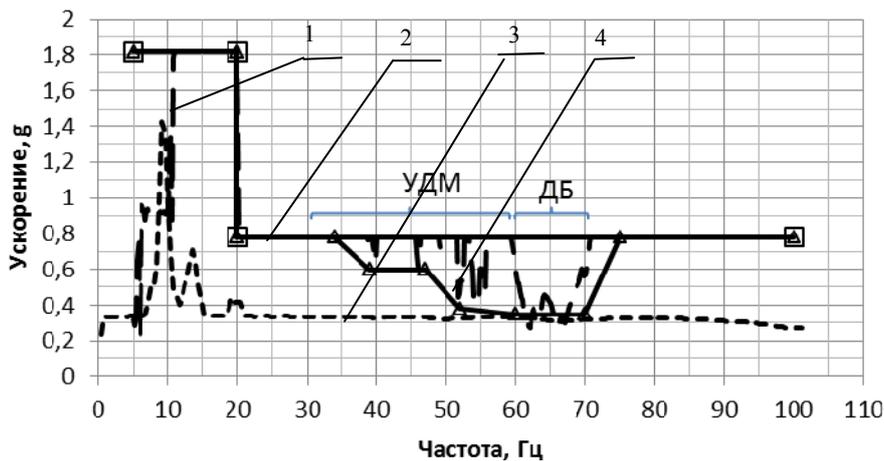
Одним из завершающих видов испытаний при изготовлении космических аппаратов являются приемные испытания на механические нагрузки [1; 2]. На сегодняшний день необходимый объем таких испытаний должен включать в себя испытания на гармоническую вибрацию и акустические испытания. При этом используется идеология *полетных испытаний* для вновь разрабатываемых КА и *приемных испытаний* для серийных КА. *Полетные испытания* включают испытания на гармоническую вибрацию (испытания в трех взаимно перпендикулярных направлениях) и акустические нагрузки с квалификационными уровнями при некотором сокращении времени нагружения [1; 2]. *Приемные испытания* проводятся с эксплуатационными уровнями (объем и время испытаний соответствуют полетным испытаниям). Следует отметить, что отечественная нормативно-техническая документация испытаний штатных КА с квалификационными уровнями нагружения не предусматривает, но и не запрещает проводить такие испытания. Формирование режимов испытаний проводится сначала на отработочном инженерно-квалификационном макете (ИКМ) КА, а затем уже на штатном КА с использованием результатов испытаний ИКМ. Вибрационные испытания проходят на трех уровнях для учета возможной нелинейности конструкции: первый этап – это испытания на минимальном уровне нагружения (частотные испытания), который обеспечивает устойчивое управление вибростендом, второй этап – уровень, соответствующий ~70 % от квалификации, и третий этап – это требуемый квалификационный уровень нагружения. До начала испытаний на ИКМ в местах крепления макетов приборов и оборудования устанавливаются контрольные акселерометры. Количество датчиков определяется

количеством макетов приборов, а также возможностями контрольно-измерительной аппаратуры (количеством каналов регистрации). Существенным фактором на первом этапе испытаний является возможность неоднократного нагружения КА за счет последовательного подключения различных датчиков (при этом накопления усталостных повреждений в силу малых значений задаваемых ускорений не происходит). Например, при наличии системы регистрации на 256 каналов четырехкратное переключение позволяет контролировать от 300 до 1000 точек на КА (для регистрации откликов конструкции КА могут использоваться одно-, двух- и трехкомпонентные датчики). По результатам обработки первого этапа испытаний ИКМ выполняется прогноз откликов в местах установки акселерометров и формируется режим испытаний второго этапа. Второй и третий этапы испытаний проводятся уже при однократном проходе частотного диапазона. При корректировке режимов испытаний используется процедура «вырезания» (*notching*) [3]. Ограничением при этом является уровень «эквивалентного синуса», полученного по результатам совместного анализа КА с ракетой-носителем (РН). Следует отметить, что эквивалентный синус формируется в интерфейсе КА/РН по следующей формуле [4]:

$$\Theta(f) = \text{SRS}(f) / Q,$$

где  $\Theta(f)$  – эквивалентный синус;  $\text{SRS}(f)$  – суммарный ударный спектр ускорений от всех видов вибрационных воздействий участка выведения КА;  $Q$  – добротность системы (добротность, используемая при выполнении анализа связанных нагрузок).

Так как согласно определению ударный спектр ускорений показывает максимально возможный отклик на конкретной частоте, то после деления значений



Режимы испытаний КА

ударного спектра ускорений на добротность получается некая амплитудно-частотная характеристика (эквивалентный синус), больше которой уровень вибрации в интерфейсе КА/РН быть не может. Необходимо учитывать при этом, что эквивалентный синус получен для одномассовой модели КА и задается в данном случае только в интерфейсе КА/РН. Дополнительным условием является выполнение требований спецификаций, заданных на приборы и оборудование. Кроме того, определяется комплект контрольных датчиков для проведения испытаний второго этапа (выделяются точки с максимальным откликом на внешнее воздействие). Количество контрольных точек для второго этапа испытаний должно соответствовать количеству каналов одновременной регистрации вибрации, так как повторные проходы при испытаниях второго и третьего этапов не предусматриваются. По результатам испытаний второго этапа делается прогноз нагружения КА на третьем этапе, и при необходимости производится корректировка режимов нагружения с учетом вышеуказанных факторов. После обработки результатов испытаний третьего этапа принимается предварительный режим испытаний штатного КА. Процедура испытаний летной модели (ЛМ) КА в основном повторяет процедуру испытаний ИКМ, но исключаются повторные нагружения ЛМ, причем контрольные точки принимаются по результатам испытаний ИКМ, режим испытаний третьего этапа принимается как дополнительное ограничение при испытаниях ЛМ. Акустические испытания как ИКМ, так и ЛМ проводятся также в три этапа, но в процессе испытаний не предусматривается использование процедуры «вырезания», а только определяются контрольные точки при испытаниях. В качестве примера на рисунке показаны результаты формирования режимов протолетных испытаний: 1 – график, полученный по результатам испытаний ИКМ, 2 – квалификационные требования к КА, 3 – график эквивалентного синуса, 4 – режим протолетных испытаний.

Вырезания потребовались для гироскопа (УДМ) и двигательных блоков (ДБ).

Акустические испытания также проводятся в три этапа, и сами этапы похожи на этапы вибрационных испытаний. Первый этап – выбор информативных датчиков (уровни нагружения на 3–4 дБ ниже эксплуатационных значений по суммарному уровню акустического давления). Второй этап – эксплуатационные уровни нагружения. И третий этап – уровни акустического давления 3–4 дБ выше эксплуатационных значений. Как правило, большинство информативных датчиков при вибрационных и акустических испытаниях различны, так как существенно отличаются частотные диапазоны и процедура нагружения КА. При акустических испытаниях КА процедура вырезаний не применяется, так как создаваемое в акустической камере реверберационное поле близко по форме и частотному составу акустическому полю под обтекателем РН. Гармоническая вибрация является достаточно грубой обобщенной моделью различных вибрационных воздействий на КА со стороны РН на участке выведения (работа турбонасосных агрегатов, приводов и т. д.).

В докладе приводятся результаты испытаний различных КА, обсуждаются проблемы, возникающие при испытаниях ИКМ и ЛМ КА.

## References

1. Product verification requirements for launch, upper-stage and space vehicles. MIL-STD-1540D. 15 January, 1999. 308 p.
2. Space engineering. Testing. ECSS-E10-03A, 15 02 2002. 170 p.
3. Force limited vibration testing. NASA-HDBK-7004. 2000. May 16. 21 p.
4. Calvi A. Spacecraft Loads Analysis. An Overview. ESA / ESTEC. 2011. November 21. 126 p.

УДК 621.372.83.001.24

## ОЦЕНКА ПРОЧНОСТИ ЗУБЬЕВ С УЧЕТОМ УПРОЧНЕНИЯ ИХ РАБОЧИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ ДЛЯ ПРИВодОВ МЕХАНИЧЕСКИХ СИСТЕМ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ\*

А. В. Леканов<sup>1</sup>, Е. А. Улыбушев<sup>1</sup>, А. Г. Масанов<sup>1</sup>, П. Н. Сильченко<sup>2</sup>,  
Е. С. Новиков<sup>2</sup>, И. В. Кудрявцев<sup>2</sup>

<sup>1</sup>ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»  
Россия, 662972, г. Железнодорожск Красноярского края, ул. Ленина, 52. E-mail: lekan@iss-reshetnev.ru

<sup>2</sup>Сибирский федеральный университет  
Россия, 660074, Красноярск, ул. Киренского, 26. E-mail: PSilchenko@kras-sfu.ru

*Рассматриваются вопросы математического моделирования при расчетах на прочность для обоснования технологических режимов упрочнения рабочих поверхностей зубьев приводов механических систем космических аппаратов.*

*Ключевые слова: космический аппарат, прецизионный привод, мелко модульная зубчатая передача, упрочнение, поверхностный слой, моделирование, конечный элемент.*

## ASSESSMENT OF TEETH DURABILITY TAKING INTO ACCOUNT HARDENING OF THEIR WORKING SURFACES FOR DRIVES OF SPACECRAFT MECHANICAL SYSTEMS

A. V. Lekanov<sup>1</sup>, E. A. Ulybushev<sup>1</sup>, A. G. Masanov<sup>1</sup>, P. N. Sil'chenko<sup>2</sup>,  
E. S. Novikov<sup>2</sup>, I. V. Kudriavtsev<sup>2</sup>

<sup>1</sup>JSC "Academician M. F. Reshetnev "Information Satellite Systems"  
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia. E-mail: lekan@iss-reshetnev.ru

<sup>2</sup>Siberian Federal University  
26 Kirenskiy str., Krasnoyarsk, 660074, Russia. E-mail: PSilchenko@kras-sfu.ru

*Problems of mathematical modeling at calculations of durability in order to justify technological modes of hardening of drives teeth working surfaces of spacecrafts mechanical systems are considered.*

*Keywords: spacecraft, precision drive, tooth gearing, hardening, blanket, modeling, finite element.*

Разработка прецизионных передаточных механизмов микроэлектромеханических систем космических аппаратов с улучшенными функционально-эксплуатационными и массогабаритными характеристиками требует совершенствования технологий изготовления мелко модульных зубчатых колес для повышения их физико-механических характеристик.

Улучшить прочностные характеристики сопрягаемых рабочих поверхностей зубьев мелко модульных зубчатых передач можно путем применения насыщения взаимодействующих поверхностей наномодификаторами для достижения необходимых физико-механических свойств [1; 2].

Для этого на рабочих поверхностях зубьев мелко модульных зубчатых колес приводов достаточно создать тонкий (до 20 мкм) поверхностный наномодифицированный слой с более высокими физико-механическими и прочностными характеристиками, чем у сердцевины зуба (рис. 1, а) [3].

В связи с этим необходимо разработать методы расчета, учитывающие характеристики наномодифицированного поверхностного слоя зубьев, и соответствующие математические модели, которые учитывают функциональные изменения физико-механических свойств от поверхности, имеющей более высокие

прочностные характеристики в глубину зуба к сердцевине (до 20 мкм). Прочностные характеристики материала зубьев по мере удаления от поверхности могут изменяться не скачкообразно, а по определенному закону (рис. 1, а).

Изменение физико-механических свойств материала зуба от его поверхности к сердцевине в мелко модульных зубчатых передачах можно учесть только с использованием численных методов моделирования с применением конечно-элементных пакетов (Ansys, Nastran и др.).

Для получения корректного решения важной задачей является дискретизация полученной 3D геометрии на объемные (Solid) конечные элементы (КЭ) с учетом изменения прочностных свойств тонкого слоя у поверхности зуба, а также малого размера наномодифицированного слоя (около 20 мкм), которому потребуется очень мелкая сетка КЭ.

С целью сохранения точности вычислений размеры КЭ должны быть сопоставимы по всем направлениям, что с учетом ширины зуба приводит к чрезмерно большому количеству КЭ.

Проблемой также является необходимость учета изменений прочностных характеристик материала в каждом конечном элементе от поверхности к серд-

\* Работа выполнена при поддержке гранта ФЦП ГК № 14.513.11.0118, лот 4 «Разработка устройств исполнительской прецизионной автоматики авиакосмических аппаратов на основе нано- и микроэлектромеханических систем».

цевине, поскольку известные ППП (Ansys, Nastran и др.) не позволяют задавать изменение механических свойств по объему КЭ, образующих упрочненный слой. Изменение свойств материала можно учесть дополнительным разбиением конструкции на отдельные слои КЭ с заданием для каждого слоя различных физико-механических свойств. При таком подходе к решению этой задачи будем иметь чрезмерно большое количество КЭ, что может приводить к потере точности вычислительного процесса и «зависанию» работы ЭВМ.

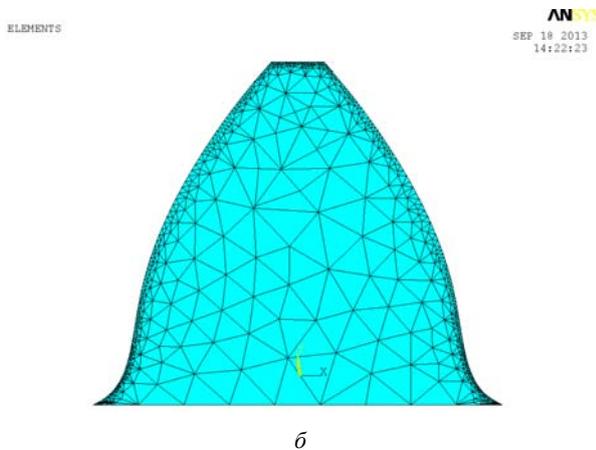
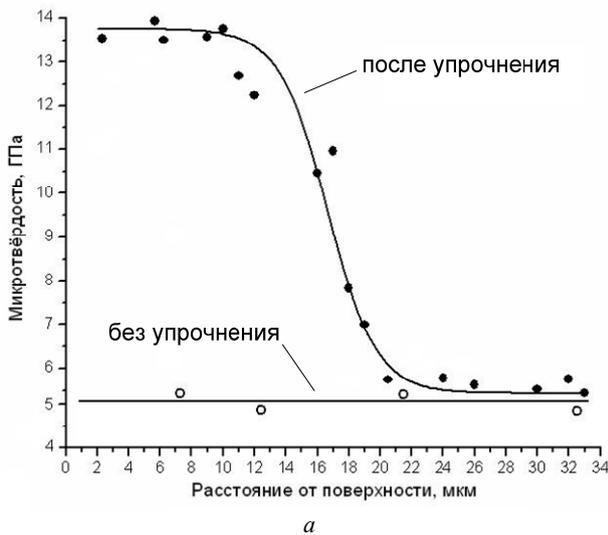


График изменения микротвердости и КЭ-модель зуба:  
 а – график изменения микротвердости в сечении от поверхности к сердцевине; б – КЭ-модель зуба с упрочненным слоем

Выходом из этой ситуации может являться использование различных типов элементов для конечно-элементного разбиения геометрии зубьев. Сердцевина зуба разбивается на объемные КЭ с квадратичной аппроксимацией функции формы, а поверхностный слой моделируется многослойными (Layered) оболочечными элементами с дискретизацией функции изменения механических свойств по отдельным КЭ-слоям. Количество этих слоев выбирается в зависимости от необходимой точности аппроксимации функции, определяющей изменение твердости от поверхности к

сердцевине (см. рисунок). Моделирование взаимодействия зубчатых колес в точке контакта (зацепления) зубьев выполняется с помощью специальных контактных (Contact) элементов.

Разработанная нами конечно-элементная модель зубьев в контакте пары зубчатых колес позволяет учесть все особенности структуры их материала и условия работы мелко модульных зубчатых передач.

Результаты выполненных расчетов позволят обосновать требуемые характеристики для создания наномодифицированного поверхностного слоя зубьев и внесения соответствующих изменений в технологические режимы упрочнения.

Результаты расчетов и созданная технология наномодифицирования поверхностного слоя зубьев также позволят усовершенствовать методы расчета ответственных деталей прецизионных передаточных механизмов микроэлектромеханических систем космических аппаратов.

### Библиографические ссылки

1. Silchenko P. N., Borisov D. P., Koval N. N. Efficient arc sources of gas-discharge plasma in vacuum-plasma production facilities // Изв. вузов. Физика. 2012. № 12/2. С. 28–31.
2. Silchenko P. N., Borisov D. P., Koval N. N. Vacuum-plasma technologies for high-quality surface-treatment applications // Изв. вузов. Физика. 2012. № 12/2. С. 32–35.
3. Сильченко П. Н., Новиков Е. С., Леканов А. В. Обоснования выбора способов упрочнения мелко модульных зубчатых колес приводов устройств исполнительной автоматики космических аппаратов // Журнал Сибирского федерального университета. Техника и технологии. 6 (2011, 4). С. 670–673.
4. Леканов А. В., Новиков Е. С., Сильченко П. Н. Обеспечение основных качественных показателей приводов устройств исполнительной автоматики механических систем космических аппаратов // Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред : материалы XVIII Междунар. симпозиума им. А. Г. Горшкова. М., 2012. С. 127–129.

### References

1. Silchenko P. N., Borisov D. P., Koval N. N. Efficient arc sources of gas-discharge plasma in vacuum-plasma production facilities // Izv. Vuzov. Fizika. 2012. № 12/2. S. 28–31.
2. Silchenko P. N., Borisov D. P., Koval N. N. Vacuum-plasma technologies for high-quality surface-treatment applications // Izv. Vuzov. Fizika. 2012. № 12/2. S. 32–35.
3. Sil'chenko P. N., Novikov E. S. Lekanov A. V. Obosnovaniya vybora sposobov uprochneniya melkomodul'nykh zubchatykh koljos privodov ustrojstv ispolnitel'noj avtomatiki kosmicheskikh apparatov // Zhurnal Sibirskogo federal'nogo universiteta. Tehnika i tehnologii 6 (2011, 4). S. 670–673.
4. Lekanov A. V., Novikov E. S., Sil'chenko P. N. Obespechenie osnovnykh kachestvennykh pokazatelej

privodov ustroystv ispolnitel'noj avtomatiki mekhanicheskikh sistem kosmicheskikh apparatov // Dinamicheskie i tehnologicheskie problemy mehaniki konstrukcij i sploshnyh sred : Materialy XVIII

mezhdunarodnogo simpoziuma im. A. G. Gorshkova. M., 2012. S. 127–129.

© Леканов А. В., Улыбушев Е. А., Масанов А. Г., Сильченко П. Н., Новиков Е. С., Кудрявцев И. В., 2013

УДК 629.78:621.8

## ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ПОГРЕШНОСТИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ЗУБЧАТЫХ ПЕРЕДАЧ НА ДЕЙСТВИТЕЛЬНЫЕ КОНТАКТНЫЕ И ИЗГИБНЫЕ НАПРЯЖЕНИЯ

А. В. Леканов<sup>1</sup>, Е. А. Улыбушев<sup>1</sup>, А. Г. Масанов<sup>1</sup>, П. Н. Сильченко<sup>2</sup>, Е. С. Новиков<sup>2</sup>

<sup>1</sup>ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 662972, г. Железнодорожск Красноярского края, ул. Ленина, 52. E-mail: masanov.ag@gmail.com

<sup>2</sup>Сибирский федеральный университет  
Россия, 660074, Красноярск, ул. Киренского, 26. E-mail: novikov-es@mail.ru

*Оценивается влияние погрешности изготовления мелко модульных зубчатых передач на их прочностные показатели при создании редукторов приводов механических систем КА.*

*Ключевые слова: мелко модульная зубчатая передача, контактные напряжения, напряжения изгиба, погрешность профиля зуба, редуктор.*

## ASSESSMENT OF THE IMPACT OF ERROR OF GEARS PRODUCTION ON ACTUAL CONTACT AND FLEXURAL STRESSES

A. V. Lekanov<sup>1</sup>, E. A. Ulibushev<sup>1</sup>, A. G. Masanov<sup>1</sup>, P. N. Silchenko<sup>2</sup>, E. S. Novikov<sup>2</sup>

<sup>1</sup>JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”  
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia. E-mail: masanov.ag@gmail.com

<sup>2</sup>Siberian Federal University  
26 Kirenskii str., Krasnoyarsk, 660074, Russia. E-mail: novikov-es@mail.ru

*The impact of the errors of manufacturing fine-module reduction gears on their strength properties when creating gearboxes for satellites mechanical systems is assessed.*

*Keywords: fine-grained gear, contact stresses, bending stresses, tooth profile error, reducer.*

Существующие требования к созданию редукторов приводов механических систем космических аппаратов рекомендуют достигать условия максимальной прочности и работоспособности при минимальных массогабаритных характеристиках. На этапе расчета, проектирования, производства и испытаний редукторов и мелко модульных передач для приводов механических систем необходимо учитывать все факторы, оказывающие влияние на прочностные и массогабаритные параметры редукторов.

Основными элементами редукторов, определяющими их работоспособность и долговечность, являются мелко модульные зубчатые передачи, имеющие модуль 0,1–0,5 мм. На прочностные характеристики мелко модульных зубчатых передач оказывают влияние большое количество различных факторов. Рассмотрим один из факторов, точность изготовления, о котором в ГОСТ 21354–87 приводятся рекомендации, приводящие при проведении расчетов для проектно-конструкторских работ к получению ошибочных

результатов в определении действительных напряжений [1].

Показателями точности зубчатых передач являются: нормы кинематической точности, плавности работы и контакта зубьев. Для обеспечения максимальной нагрузочной способности рассмотрим влияние некоторых погрешностей норм контакта зубьев и норм плавности работы зубчатой передачи, которые являются основными при проектировании зубчатых передач редукторов механических систем космических аппаратов.

Покажем влияние погрешностей изготовления зубчатых передач на нагрузочную способность и массогабаритные показатели, анализируя изменение погрешности профиля зуба  $f_f$  в пределах поля допуска  $f_f$  и отклонение межосевого расстояния  $f_{ar}$  в установленных предельных отклонениях  $\pm f_a$ .

Одним из факторов, оказывающим значительное влияние на расчетные напряжения в зубчатой передаче, является погрешность изготовления профиля зуба.

Работа выполнена при поддержке гранта ФЦП ГК № 14.513.11.0118, лот 4 «Разработка устройств исполнительской прецизионной автоматики авиакосмических аппаратов на основе нано- и микроэлектромеханических систем».

Под погрешностью профиля понимается «расстояние по нормали между двумя ближайшими друг к другу номинальными торцовыми профилями зуба, между которыми размещается действительный торцовый активный профиль зуба колеса или шестерни». При перемещении действительного профиля зуба между его номинальными положениями в пределах поля допуска происходит изменение угла профиля  $\alpha$  от максимального до минимального [2]:

$$\alpha_{\max/\min} = \arctg\left(\operatorname{tg}\alpha \pm \frac{f_f}{d_b}\right),$$

что приводит к изменению радиуса кривизны эвольвенты  $\rho$ :

$$\rho_{\max/\min} = \operatorname{tg}\alpha_{\max/\min} \frac{d_b}{2}.$$

Анализ показывает, что при перемещении эвольвенты в пределах поля допуска  $f_f$  происходит изменение радиуса кривизны эвольвенты  $\rho$ , что вызывает изменение формы зуба и соответственно оказывает влияние на прочностные характеристики зубчатой передачи.

Погрешность профиля  $f_{fr}$  оказывает влияние не только на угол профиля  $\alpha$ , но и на величину угла зацепления  $\alpha_{tw}$ . Рассматривая совместное влияние погрешностей профиля  $f_{fr}$  и отклонения межосевого расстояния  $f_{ar}$  на угол зацепления  $\alpha_{tw}$ , определим максимальные и минимальные значения  $\alpha_{tw}$ :

$$\alpha_{tw\max/\min} = \arccos \left\{ \left[ \frac{0,5m(z_1 + z_2)}{0,5m(z_1 + z_2) \frac{\cos \alpha_t \pm f_{ar}}{\cos \alpha_{tw}} \right] \times \right. \\ \left. \times \cos \left( \arctg \left( \operatorname{tg}\alpha \pm \frac{f_f}{d_b} \right) \right) \right\}.$$

Покажем на конкретном примере влияние изменения угла профиля  $\alpha$  и угла зацепления  $\alpha_{tw}$  на коэффициент перекрытия для зубчатой передачи ( $m = 0,5$ ,  $z_1 = 17$ ,  $z_2 = 51$ ), изготовленной с видом сопряжения  $E$ ,  $V$ -м классом отклонений межосевого расстояния и 6-й степенью точности по нормам плавности. При изменении угла зацепления  $\alpha_{tw}$  от минимального его значения к максимальному и уменьшении угла профиля  $\alpha$  от максимума к минимуму коэффициент торцевого перекрытия изменился в пределах  $1,49 \leq \epsilon_\alpha \leq 1,74$ . Коэффициент торцевого перекрытия в данном случае увеличился от минимума к максимуму на величину 0,26, что достаточно существенно для зубчатых передач редукторов приводов механических систем космических аппаратов.

Уменьшение коэффициента торцевого перекрытия в зубчатой передаче приводит не только к снижению плавности работы передачи, но и к увеличению контактных и изгибных напряжений, которые в полюсе зацепления зависят как от коэффициента торцевого перекрытия  $\epsilon_\alpha$ , так и от угла зацепления  $\alpha_{tw}$ . Увеличение угла зацепления приводит к снижению контактных напряжений в полюсе зацепления и одновремен-

ному уменьшению коэффициента торцевого перекрытия, что увеличивает контактное напряжение.

Для рассматриваемого конкретного примера в зубчатой передаче при уменьшении коэффициента торцевого перекрытия и одновременном увеличении угла зацепления увеличилось контактное напряжение в полюсе зацепления с 1871 МПа до 1948 МПа.

Изменение действующего номинального контактного напряжения в сторону увеличения приводит к уменьшению коэффициента запаса прочности по этому напряжению от расчетного значения 1,02 до 0,98, что является критичным обстоятельством для зубчатых передач редукторов приводов механических систем космических аппаратов.

Коэффициент перекрытия оказывает существенное влияние и на изгибную прочность зубьев колес мелко модульной передачи. Согласно проведенным исследованиям напряжения изгиба зубьев у реально изготовленной передачи может увеличиться на 10 % и более, что может привести к превышению допускаемых напряжений, и ограничить ресурс зубчатой передачи для редуктора с минимальными массогабаритными показателями и коэффициент запаса прочности.

Проведенное нами исследование с вычислением конкретных значений угла зацепления  $\alpha_{tw}$  и угла профиля  $\alpha$  для реально изготовленных зубчатых передач показало, что наихудшее сочетание как отклонения межосевого расстояния  $f_{ar}$ , так и погрешности профиля зуба  $f_{fr}$ , в пределах полей допусков оказывает существенное влияние на прочностные показатели передачи.

Возникает большая вероятность получения критических значений, действительных контактных напряжений и напряжений изгиба, превышающих допускаемые значения, что приводит к выходу из строя как отдельных зубчатых передач, так и редуктора в целом.

### Библиографические ссылки

1. Леканов А. В., Новиков Е. С., Сильченко П. Н. Обеспечение основных качественных показателей приводов устройств исполнительной автоматики механических систем космических аппаратов // Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред : материалы XVIII междунар. симпозиума им. А. Г. Горшкова. М., 2012. С. 127–129.
2. Сильченко П. Н., Новиков Е. С., Леканов А. В. Особенности конструкторско-технологических решений проектирования мелко модульных зубчатых передач приводов исполнительной автоматики космических аппаратов // XXXXVIII Гагаринские чтения : тр. Междунар. молодеж. науч. конф. : в 8 т. М., 2012. Т. 5. С. 31–33.

### References

1. Lekanov A. V., Novikov E. S., Sil'chenko P. N. Obespechenie osnovnyh kachestvennyh pokazatelej privodov ustrojstv ispolnitel'noj avtomatiki

mechanicheskikh sistem kosmicheskikh apparatov // Dinamicheskie i tehnologicheskie problemy mehaniki konstrukcij i sploshnyh sred : Materialy XVIII mezhdunarodnogo simpoziuma im. A. G. Gorshkova, M., 2012. S. 127–129.

2. Sil'chenko P. N., Novikov E. S., Lekanov A. V. Osobennosti konstruktorsko-tehnologicheskikh reshenij proektirovaniya melkomodul'nyh zubchatyh peredach

privodov ispolnitel'noj avtomatiki kosmicheskikh apparatov / XXXXVIII Gagarinskie chteniya : trudy Mezhdunarod. molodjozh. nauch. konf. : v 8 t. M., 2012, T. 5. S. 31–33.

© Леканов А. В., Улыбушев Е. А., Масанов А. Г., Сильченко П. Н., Новиков Е. С., 2013

УДК 658.51; 629.783; 629.7.012; 004.942

## ПРИМЕНЕНИЕ ТЕХНОЛОГИИ ФУНКЦИОНАЛЬНОГО ЦИФРОВОГО МАКЕТА ИЗДЕЛИЯ НА ЭТАПЕ ПРЕДКОНТРАКТНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

*М. В. Лихачев, Е. А. Шангина*

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»  
Россия, 662972, г. Железнодорожный Красноярского края, ул. Ленина, 52. E-mail: lihachev@iss-reshetnev.ru

*Рассмотрена возможность создания информационной системы, объединяющей функциональную структуру КА и его проектную 3D модель в рамках единой модели данных, и применения подобной системы для предконтрактного проектирования КА.*

*Ключевые слова: САПР, цифровой макет, системный анализ, структура изделия.*

## FUNCTIONAL DIGITAL MOCKUP TECHNOLOGY APPLICATION FOR SPACECRAFT PRECONTRACT DEVELOPMENT

*M. V. Likhachev, E. A. Shangina*

JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”  
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia. E-mail: lihachev@iss-reshetnev.ru

*The opportunity to develop the information system on the basis of a joint data model which combines spacecraft functional product structure and its digital mockup as well as its application for spacecraft precontract study were researched.*

*Keywords: CAD, digital mockup, systems analysis, product structure.*

В настоящее время технология разработки изделий с помощью цифрового макета освоена всеми без исключения производителями космической техники, и ее применение перестало являться фактором, позволяющим получить конкурентные преимущества на рынке. По этой причине ведущие разработчики космической техники, совместно с компаниями-разработчиками программного обеспечения, ведут исследования, направленные на дальнейшее повышение эффективности бизнес-процессов разработки изделий в рамках информационных систем управления жизненным циклом изделий (Product Lifecycle Management – PLM) [1; 2]. Одним из перспективных направлений развития PLM-технологий является разработка моделей данных, объединяющих в набор различные представления структуры изделия. Наиболее известными подобными моделями данных являются модели RFLP и IVVQ.

Модель данных RFLP (Requirements-Functional-Logical-Physical) позволяет работать со структурами требований к изделию, функциональной, логической и физической структурами изделий. При этом структура требований формируется в системе управления

данными об изделии (PDM – Product Data Management), а остальные структуры в САПР. Основным преимуществом данного подхода является возможность формализации процессов разработки изделия на основе методологии системного инжиниринга (методики SADT, FAST), а также полная прослеживаемость исполнения требований к изделию на всех этапах его жизненного цикла. [3]

Модель данных IVVQ (Integration-Validation-Verification-Quality) описывает стадии жизненного цикла изделия, следующие за проектированием и конструированием, и в настоящее время не вполне разработана.

Технология функционального цифрового макета – ФЦМИ (FDMU – Functional Digital MockUp) основана на модели данных RFLP и, по сути, позволяет связать функциональную структуру изделия и цифровой макет в единое целое. Такой подход позволяет выполнять быстрый анализ концепции космического аппарата на этапе предконтрактных исследований с целью выбора оптимальной конфигурации КА. Существует возможность подключения к ПО, содержащему подобную модель данных программы-оптимизатора, для поиска оптимальных параметров.

Схема бизнес-процесса верхнего уровня представлена на рис. 1.

Первым этапом является сбор и анализ требований к изделию. Необходимо отметить, что требования в информационной системе представлены в виде древовидной структуры. Техническое задание в виде, близком к принятому в отечественной практике, может быть получено в качестве отчета из базы данных требований.

Вторым этапом является собственно разработка функциональной структуры изделия (см. рис. 2) и цифрового макета изделия на его основе (рис. 3).

На третьем этапе выполняется оптимизация КА с точки зрения отыскания компромиссов между противоречивыми требованиями. Модель данных, связывающая функциональную структуру изделия и его трехмерную компоновку в проектном цифровом макете, позволяет быстро анализировать различные варианты

состава и компоновки изделия. В тех случаях, когда удается формализовать структуру ФЦМИ, возможно применение для оптимизации параметров изделия через ФЦМИ с использованием расчетных программных пакетов, подключенных к ПО для мультидисциплинарной оптимизации (рис. 4).

Четвертым этапом является оптимизация изделия с точки зрения технологии производства. На данном этапе основные технологические операции моделируются с использованием цифрового макета в системе производственного планирования.

Уточненный в результате проведенных оптимизаций проект может быть представлен заказчику, при этом разработчик обладает полной информацией об особенностях проекта, себестоимости, рисках и готов оперативно реагировать на изменения требований, возникшие в процессе переговоров с заказчиком.

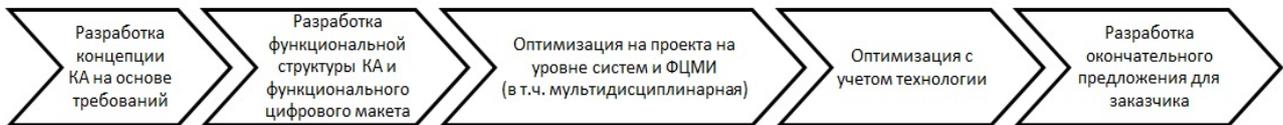


Рис. 1. Процессы верхнего уровня подготовки контрактного предложения с использованием ФЦМИ

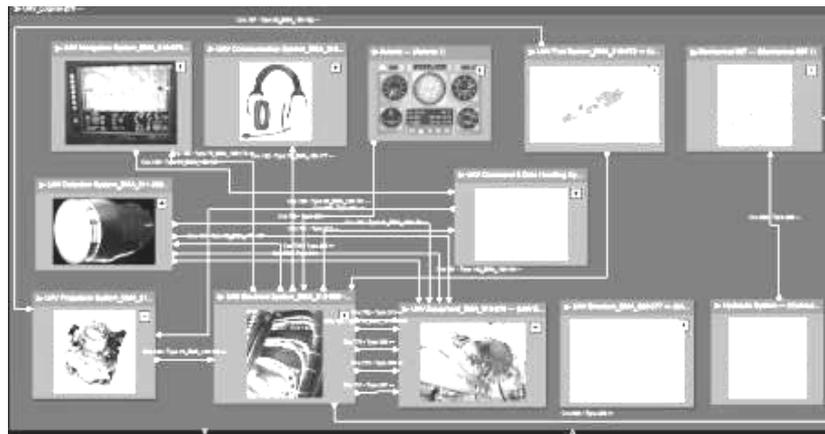


Рис. 2. Функциональная структура изделия в системе CATIA V6

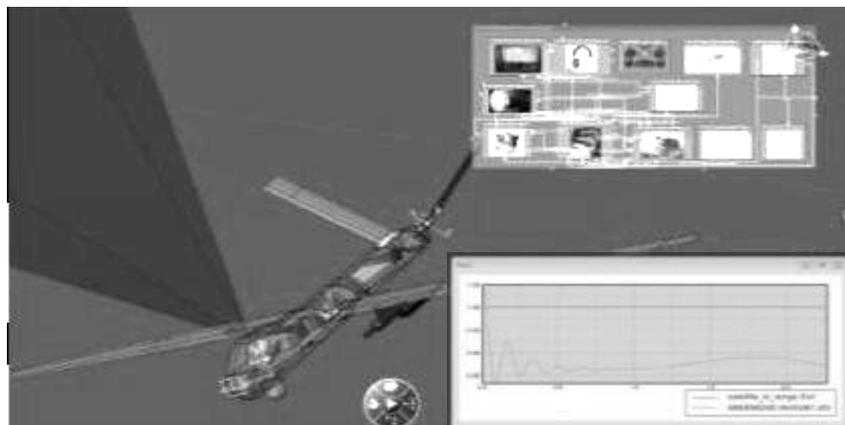


Рис. 3. Функциональный цифровой макет изделия в системе CATIA V6

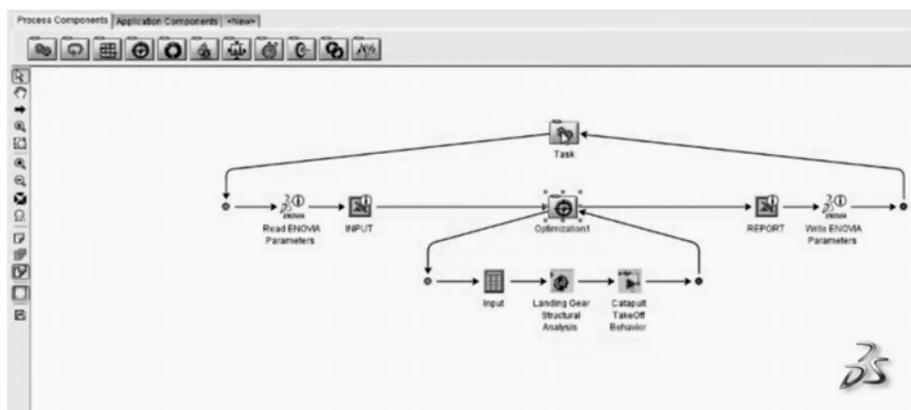


Рис. 4. Схема мультидисциплинарной оптимизации элемента изделия в пакете SIMULIA iSight

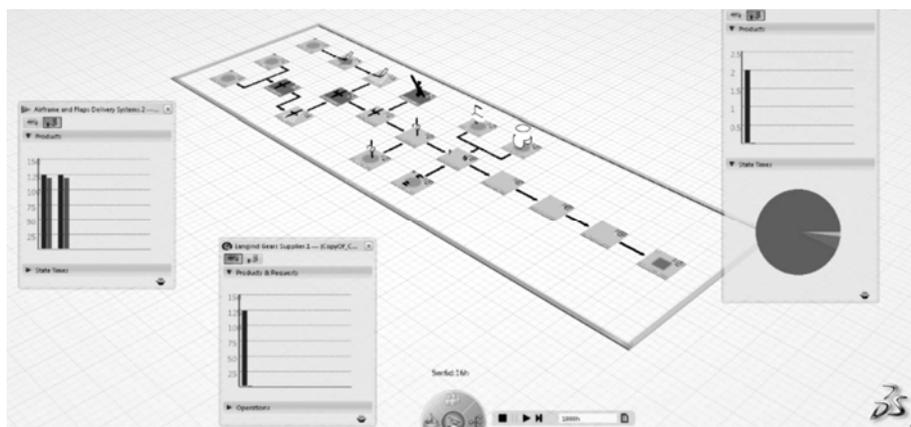


Рис. 5. Схема сборки изделия в системе DELMIA V6

Таким образом, технология ФЦМИ является новым шагом в развитии технологий управления жизненным циклом изделия, и ее внедрение на предприятиях аэрокосмического комплекса способно повысить их конкурентоспособность при реализации коммерческих проектов создания космических аппаратов.

### References

1. *Strium Spaceplane project brings Dassault Systèmes and EADS Innovation Works together in*

*partnership.* available at: <http://www.3ds.com/fileadmin/Industries/Aerospace-Defense/Pdf/articles/astrium-spaceplane-project-article-aerospace-defense.pdf>.

2. *Functional DMU: towards experiencing behavior of mechatronic systems in DMU* Dr.- Ing. André Stork Fraunhofer Institut für Graphische Datenverarbeitung IGD Fraunhoferstraße 5 64283 Darmstadt. Available at: <http://www.igd.fraunhofer>.

© Лихачев М. В., Шангина Е. А., 2013

УДК 629.78.002.3

## УСОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ КОНСТРУКЦИИ ЭЛЕКТРОДУГОВОГО МЕТАЛЛИЗАТОРА

А. Е. Михеев, Р. В. Алякрецкий, Д. А. Микуцик, А. В. Гирн

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31.  
E-mail: ankain-romario@yandex.ru

*Предлагается способ повышения КИМ и адгезионной прочности, а также понижения пористости покрытий, наносимых методом электродуговой металлизации, за счет использования сопла с обжимающим потоком воздуха.*

*Ключевые слова: покрытия, электродуговой металлизатор, газотермическое напыление.*

## IMPROVING THE DESIGN OF ELECTRIC-ARC METALLIZATOR

A. E. Mikheev, R. V. Alyakretskiy, D. A. Mikutsik, A. V. Girn

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: ankain-romario@yandex.ru

*Method to increase CMM and adhesion strength as well as decrease the porosity of coatings applied by electric plating using a nozzle with the nipping air flow is described.*

*Keywords: coatings, electric arc-metallizator, thermal spraying.*

Известно, что потери металла от износа и коррозии металлоконструкций составляют до 30 % от их массы. Поэтому актуальной задачей является защита деталей машин и механизмов от коррозии, а также разработка современных способов их восстановления.

Среди технологий, позволяющих реализовать данную задачу, интенсивно развивается группа методов газотермического напыления покрытий. К ним относятся, например, плазменное, детонационное, холодное газодинамическое напыление, электродуговая металлизация и другие способы [1].

В результате анализа способов нанесения покрытий выявлено, что электродуговая металлизация по стоимости обработки и производительности процесса предпочтительнее других способов нанесения покрытий. Методом электродуговой металлизации наносят защитные коррозионно и износостойкие, а также антифрикционные покрытия из различных металлов (алюминиевые и стальные сплавы, цинк) в виде проволоки. В обычных металлизаторах возбуждение дуги происходит между двумя проволоками, изолированными друг от друга и расположенными под острым углом. Затем эти проволоки расплавляются, после чего металл расплывается и выдувается сжатым воздухом.

Оборудование для электродуговой металлизации компактно, что позволяет наносить покрытия в полевых условиях на поверхности различной конфигурации и габаритов [2].

Таким образом, ЭДМ может рассматриваться как перспективный способ восстановления и защиты деталей машин и механизмов. Однако есть ряд недостатков, ограничивающих область применения данного метода. В первую очередь это невысокое качество покрытий вследствие высокой пористости и низкой адгезионной прочности, а также высокий коэффициент использования металла. Причинами этих недостатков являются как недостатки метода (обработка на воздухе, ограниченная температура нагрева напыляемого материала), так и несовершенство конструкции напыляемого оборудования (большой угол распыла, низкая скорость потока частиц). Поэтому повышение качества покрытий является актуальной проблемой, что определило цель и задачи исследования.

Для повышения качества покрытий разрабатываются технологии, направленные на совершенствование конструкции в зоне горения дуги. Эти меры взаимосвязаны, однако условно и их можно разделить на 3 группы:

1. Увеличение тепловложения за счет увеличения вылета электродов.
2. Усиление химического воздействия.

3. Усиление газодинамического воздействия.

Для модернизации ЭДМ-процесса предлагается разработать конструкцию сопла с насадкой для усиления газодинамического воздействия на периферийные области струи металла. Данный поток должен обжимать центральную подачу воздуха, который переносит напыляемый материал, тем самым уменьшая факел распыла на подложку и увеличивая скорость напыляемых частиц. Разрабатываемая в работе конструкция устанавливается на серийно выпускаемый аппарат ЭМ-17 (производитель г. Бийск).

Для разработки конструкции, которая будет обеспечивать оптимальные параметры струи (скорость, угол распыла), был использован пакет математического моделирования SolidWorks и SolidWorks Flow Simulation, в котором был проведен газодинамический расчет потока воздуха. На основе полученной модели была разработана и сконструирована насадка для создания обжимающего потока воздуха.

Для подтверждения теоретических исследований и определения оптимальных технологических режимов обработки были проведены экспериментальные исследования по нанесению покрытий на образцы.

Для изготовления образцов был использован листовый прокат марки Ст 3 толщиной 3 мм, который нарезался на прямоугольные образцы размером 25×25 мм с помощью вулканиста. Шероховатость поверхности осуществлялась с помощью дробеструйного аппарата нагнетательного типа.

Электродуговая металлизация проводилась по технологическому процессу нанесения покрытий методом ЭДМ.

В качестве напыляемого материала была использована стальная проволока У9 диаметром 1,5 мм и алюминиевая проволока АМГ 6 диаметром 2 мм.

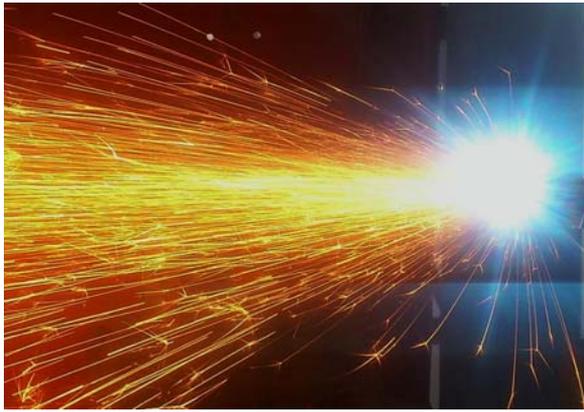
Формирование покрытий проводили на следующих режимах ЭДМ:

$U - 22 \div 40$  В,  $I - 400$  А,  $n - 2$  м/мин,  $J - 100$  мм,  $P_1 - 0,5 \div 0,6$  мПа,  $P_2 - 0,2 \div 0,6$  мПа,  $Q - \text{до } 90$  м<sup>3</sup>/ч,  $t - 5 \div 10$  с.

Металлографический анализ показал, что покрытие с модернизированным процессом является более качественным, равномерным и тонким, что способствует хорошей адгезионной прочности и пористости.

При проведении экспериментальных исследований были выявлены зависимости пористости, адгезионной прочности, микротвердости покрытия от различных параметров.

Исходя из проведенных исследований выявлено, что модернизированный процесс напыления весьма эффективен и перспективен.

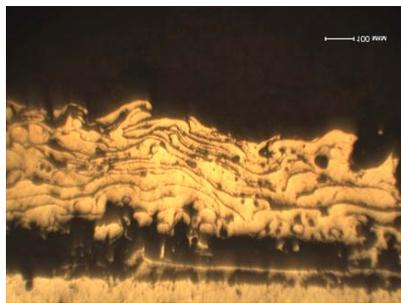


*a*

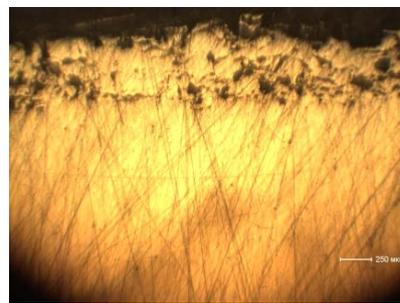


*б*

Рис. 1. Сравнение режимов работы ЭМ-17:  
*a* – стандартный режим; *б* – с усовершенствованной насадкой

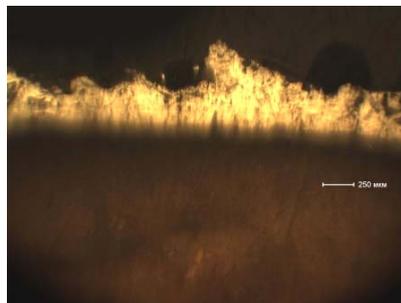


*a*



*б*

Рис. 2. Микроструктура образцов с алюминиевым покрытием  
*a* – стандартный процесс; *б* – модернизированный процесс



*a*



*б*

Рис. 3. Микроструктура образцов со стальным покрытием  
*a* – стандартный процесс; *б* – модернизированный процесс

Коэффициент использования материалов увеличился с 0,6 до 0,8, качество покрытий по адгезионной прочности увеличилось на 20 %, а пористость покрытия снижена с 20 до 10 %.

#### Библиографические ссылки

1. Абрамян И. А., Андронов А. Н., Титов А. И. Физические основы электронной и ионной технологии. М. : Высш. шк., 1984. 265 с.
2. Основы высоких технологий : учеб. пособие / В. А. Рогов, Л. А. Ушомирская, А. Д. Чудаков. М. : Вузовская книга, 2001. 256 с.

#### References

1. Abramjan I. A., Andronov A. N., Titov A. I. Fizicheskie osnovy jelektronnoj i ionnoj tehnologii. M. : Vysshaja shkola. 1984. 265 s.
2. Osnovy vysokih tehnologij : ucheb. posobie / V. A. Rogov, L. A. Ushomirskaja, A. D. Chudakov. M. : Vuzovskaja kniga, 2001. 256 s.

© Михеев А. Е., Алякрецкий Р. В.,  
Микущук Д. А., Гирн А. В., 2013

УДК 621.372.8

## ФОРМИРОВАНИЕ ДИХРОИЧНОЙ СТРУКТУРЫ НА РЕФЛЕКТОРАХ ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ЛАЗЕРНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ

*М. М. Михнёв, М. А. Гордовенко, Н. Н. Шмелев*

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»  
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52. E-mail: shmelev@iss-reshetnev.ru

*Описан метод формирования дихроичной структуры с использованием лазерного излучения на рефлекторах из полимерных композиционных материалов.*

*Ключевые слова: рефлектор, лазерное излучение, дихроичная структура.*

## THE METHOD OF LASER EMISSION FOR DICHROIC STRUCTURE FORMATION ON REFLECTORS FROM POLYMER COMPOSITE

*M. M. Michnev, M. A. Gordovenko, N. N. Shmelev*

JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”  
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia. E-mail: shmelev@iss-reshetnev.ru

*The method of dichroic structure formation with laser emission on reflectors from polymer composite is described.*

*Keywords: reflector, laser emission, dichroic structure.*

Создание двухконтурных приемо-передающих антенн с горизонтальной и вертикальной поляризацией является перспективным направлением совершенствования антенно-фидерной системы КА связи в целях снижения габаритно-весовых характеристик спутника [1].

Одна из основных задач, требующих решения при изготовлении двухконтурных антенн, – это формирование дихроичной структуры на рефлекторе антенны.

Дихроичная структура, в общем случае, представляет собой элементы металлизации, нанесенные на гладкую отражающую поверхность рефлектора из радиопрозрачного материала. Отрабатанная в ОАО «ИСС» конструкция дихроичной структуры представляет собой полосы металлизации толщиной 1–2 мкм и шириной  $0,4 \pm 0,05$  мм, интервалы между полосами  $0,8 \pm 0,05$  мм, при этом не допускаются повреждение материала поверхности отражателя и неполное удаление алюминия между полосами.

Выбранный метод получения дихроичной структуры заключается в напылении алюминия на зеркало рефлектора с последующим формированием полос металлизации путем направленного удаления алюминия.

Сущность процесса лазерной обработки состоит в испарении частей обрабатываемого материала (алюминия). При воздействии сфокусированного лазерного излучения на материал происходит интенсивный нагрев, плавление и испарение части материала из зоны воздействия, этот процесс настолько стремительный, что материал зеркала рефлектора не успевает нагреваться и разрушаться. Перемещая сфокусированный луч с помощью сканирующих зеркал, управляемых персональным компьютером, можно получить на поверхности обрабатываемого изделия то или иное изображение. Сложность метода лазерной абляции рефлекторов заключается в формировании дихроич-

ной структуры на криволинейной поверхности, что требует перемещать излучатель не только в горизонтальной плоскости, но и вертикально для обеспечения заданного фокусного расстояния [2].

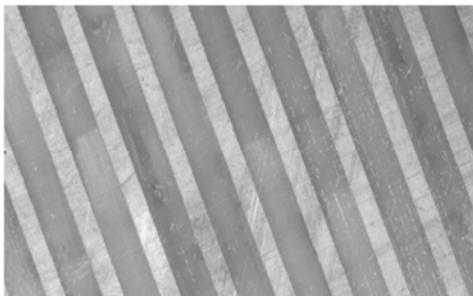
Для решения поставленных задач по выбранному методу разработан и внедрен стенд лазерной обработки рефлекторов и сотовых панелей (СЛЮ РиСП).

Конструктивно стенд основан на использовании серийно выпускаемого маркиратора «МиниМаркер 2-20А4» с иттербиевым импульсным волоконным лазером. Из состава маркиратора используются блок питания и управления маркиратора и доработанный сканирующий блок. По сравнению со штатным использованием маркиратора предусмотрено крепление блока питания и управления на вертикально фрезерном станке с ЧПУ GR-712 (с помощью специального кронштейна, при этом блок перемещается по X-Y координатам) и крепление сканирующего блока (с помощью переходных пластин, перемещение осуществляется по X-Y-Z координатам).

Зона обработки маркиратором ограничена фокусным расстоянием объектива сканирующего блока и кривизной обрабатываемого изделия (при используемом объективе максимально –  $160 \times 160$  мм<sup>2</sup> на плоской поверхности). Для обработки габаритных образцов используются возможности станка GR712, а именно: обрабатывается небольшой участок поверхности рефлектора; затем, по окончании работы маркиратора, сканирующий блок перемещается в следующую точку, и выполняется лазерная обработка соседнего участка и т. д.

В настоящее время изготовлена антенна, в состав которой входит рефлектор с нанесенной дихроичной структурой (см. рисунок). Проведенный анализ геометрических параметров на КИМ Video-Check HA 400 показал: во всех исследуемых точках отклонение ширин полос и интервалов между полосами соответ-

ствует заданным требованиям. Визуально край полос ровный, отклонение от параллельности также соответствует установленным требованиям – 0,05 мм. Полученные положительные результаты подтверждают высокую производительность и точность изготовления выбранным методом.



Снимок фрагмента рефлектора под 12-кратным увеличением

### Библиографические ссылки

1. Тестоедов Н. А., Михнёв М. М., Михеев А. Е. и др. Технология производства космических аппаратов / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2009. 352 с.
2. Водоватов Ф. Ф. Лазеры в технологии // под ред. М. Ф. Стельмаха. М. : Энергия, 1975. 216 с.

### References

1. Testoedov N. A., Mihnev M. M., Miheev A. E. and i. e. *Tekhnologiya proizvodstva kosmicheskikh apparatov* (The spacecraft processing technology). SIBSAU, Krasnoyarsk, 2009. 352 p.
2. Vodovатов F. F., *Lazery v tehnologii* (The Lasers technology in manufacturing process. M., Energy.1975, 216 p.

© Михнёв М. М., Гордовенко М. А., Шмелев Н. Н., 2013

УДК 621.372.8

## РЕШЕНИЕ ПРОБЛЕМЫ СБОРКИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ АНТЕНН

*М. М. Михнёв, В. В. Землянский, М. В. Житник, С. В. Ермакова*

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»  
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52

*Представлен процесс сборки антенны, изготавливаемой методом склеивания рефлектора и облучателя с соединительной опорой.*

*Ключевые слова: антенна, склеивание, гексаподы.*

## SOLUTION OF ADJUSTMENT PROBLEM FOR PERSPECTIVE ANTENNAS

*M. M. Michnev, V. V. Zemlyansky, M. V. Zhitnik, S. V. Ermakova*

JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”  
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia

*The adjustment process for antennas produced with gluing of reflector and feeder with connecting support is introduced.*

*Keywords: antenna, gluing, hexapods.*

На одном из перспективных изделий конструкторским бюро предложена конструкция антенны, изготавливаемой методом склеивания рефлектора и облучателя с соединительной опорой (рис. 1). Задачу сборки подобной конструкции усложняют ее небольшие габариты. Процессу сборки антенны должна предшествовать окончательная выставка взаимного положения рефлектора и облучателя по результатам измерений радиотехнических характеристик [1; 2].

Таким образом, процесс необходимо разбить на три логических шага:

- 1) выставка взаимного положения рефлектора и облучателя, проведение радиотехнических измерений;
- 2) монтаж опоры;
- 3) снятие антенны.

Для выставки элементов антенны разработано универсальное приспособление, в состав которого входят гексаподы М-850. Гексапод представляет собой устройство для высокоточного 3-мерного позиционирования. Гексапод состоит из двух оснований и системы приводов, управляя приводами, имеем возможность изменять взаимное положение оснований. Внешний вид гексапода приведен на рис. 2.

С помощью переходников облучатель антенны устанавливается на первый гексапод, а рефлектор на второй (см. рис. 3). Установка на переходники за посадочные отверстия.

С помощью гексаподов, обеспечивающих точность позиционирования до 0,05 мм, производится юстировка с последующим проведением радиотехнических измерений (рис. 4).

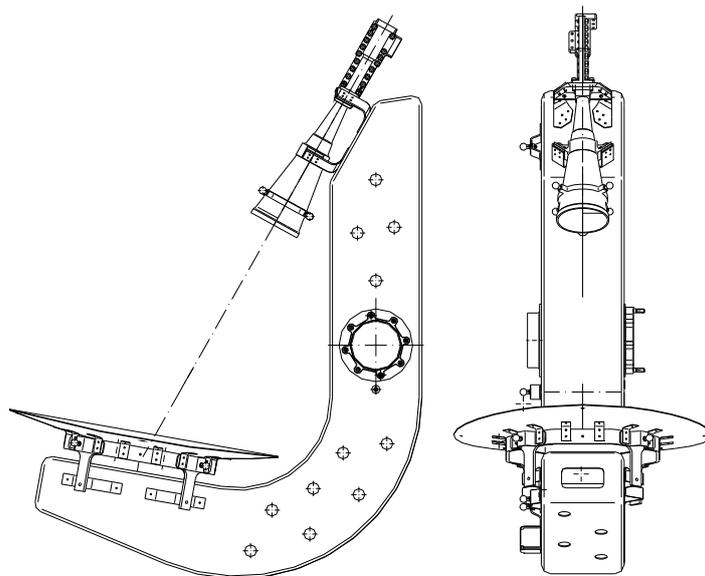


Рис. 1. Конструкция антенны

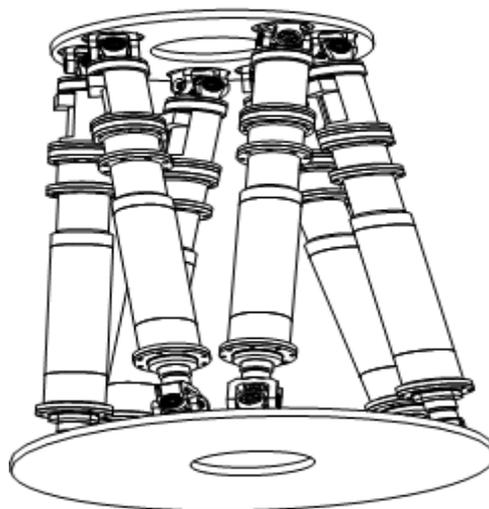


Рис. 2. Конструкция гексапода

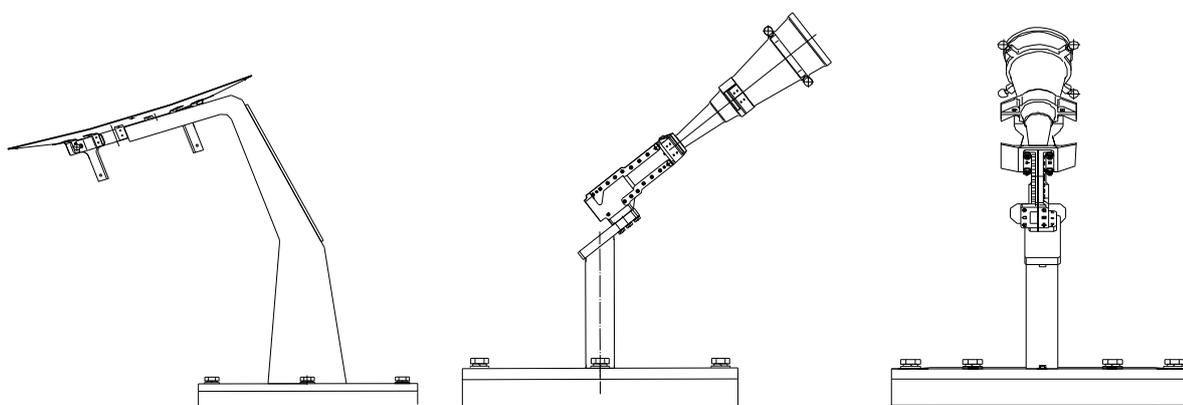


Рис. 3. Установка облучателя и рефлектора на переходники

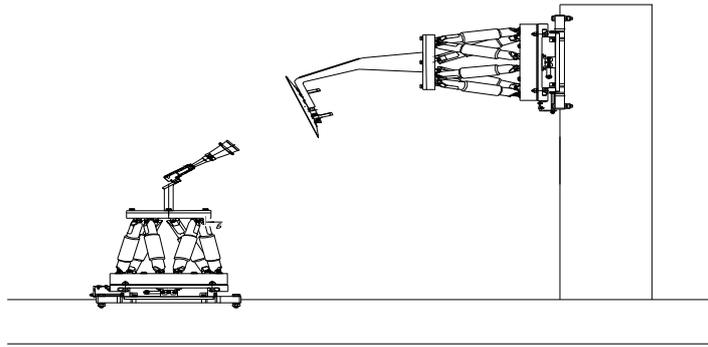


Рис. 4. Универсальное приспособление для сборки, юстировки и измерений РТХ антенны и установленные на нее рефлектор и облучатель

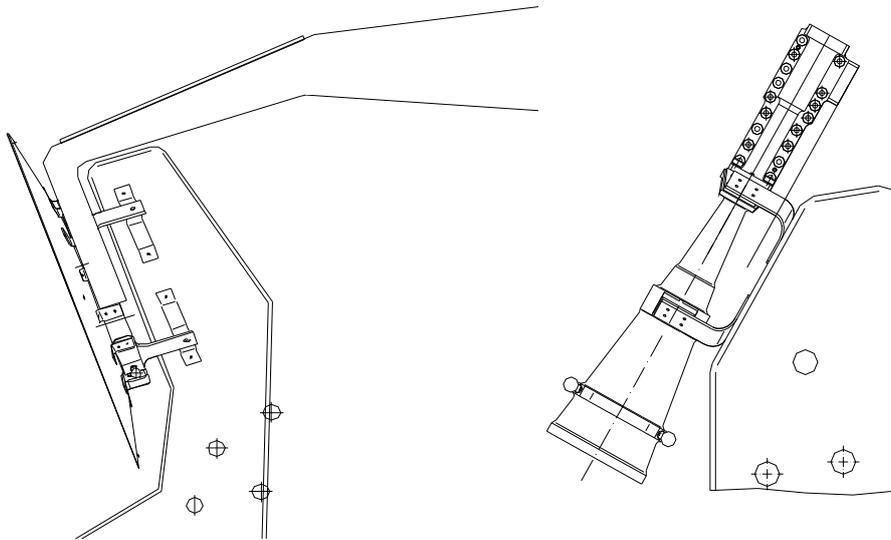


Рис. 5. Обеспечение контакта опоры с рефлектором и облучателем

В состав универсального приспособления входит стойка, необходимая для фиксации опоры антенны (рис. 5).

1) опора устанавливается на подвижную часть стойки, позволяющую перемещать (с фиксацией) опору;

2) опора, установленная на стойку, крепится к универсальному приспособлению;

3) передвигая опору на стойке, добиваемся контакта опоры с рефлектором и облучателем, производится разметка зон контакта;

4) после снятия опоры с приспособления на отмеченные зоны наносится клей Hysol, отличительной чертой которого является отсутствие усыхания при полимеризации;

5) повторяется процедура установки опоры под облучатель и рефлектор, в зафиксированном положении проводится полимеризация клея.

Таким образом, организации сборки антенн подобной конструкции должны предшествовать разработка и изготовление универсального приспособления для сборки, юстировки и измерения радиотехнических характеристик антенны.

#### Библиографические ссылки

1. Лавров В. И., Сомов В. Г., Сивирин П. Я. Измерение параметров крупногабаритных бортовых антенн спутниковых систем связи / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2010. 152 с.

2. Ерохин Г. А., Чернышев О. В., Козырев Н. Д., Кочержевский В. Г. Антенно-фидерные устройства и распространение радиоволн. Горячая линия-Телеком, 2004. 491 с.

#### References

1. Lavrov V. I., Somov V. G., Sivirin P. Ya. Parameter measurement of oversized satellite antennas. 2010. 152 s

2. Erohin G. A., Chernyshev O. V., Kozyrev N. D., Kochergevskiy V. G. Antenna-feeder gadgets and radio wave dissemination. 2004. 491 s.

© Михнёв М. М., Землянский В. В., Житник М. В., Ермакова С. В., 2013

УДК 621.372.8

## ОТРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ОПРАВКИ ДЛЯ ФОРМИРОВАНИЯ РЕФЛЕКТОРОВ ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИТНЫХ МАТЕРИАЛОВ

*М. М. Михнёв, О. А. Павлова*

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»  
Россия, 662972, г. Железнодорожск Красноярского края, ул. Ленина, 52. E-mail: OAPavlova@iss-reshetnev.ru

*Описана технология изготовления высокоточных оправок для формирования рефлекторов из полимерных композиционных материалов.*

*Ключевые слова: рефлектор, оправка, параболоид, формообразующая поверхность.*

## DEVELOPMENT OF THE MANDREL MANUFACTURING TECHNOLOGY FOR THE FORMATION OF REFLECTORS FROM POLYMERIC COMPOSITE MATERIALS

*M. M. Michnev, O. A. Pavlova*

JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”  
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia. E-mail: OAPavlova@iss-reshetnev.ru

*The technology of producing high-precision mandrels for the formation of reflectors made of composite materials is presented.*

*Keywords: reflector, mandrel, paraboloid, forming surface.*

Повышение качества и надежности цифрового телерадиовещания и навигации требует внедрения технологии изготовления высокоточных размеростабильных рефлекторов, в том числе трехслойных на основе полимерных композиционных материалов (ПКМ).

Для достижения наилучшего приема и передачи полезного сигнала требуется высокая точность соответствия отражающей поверхности реального рефлектора форме отражающей поверхности идеального параболоида. Точность изготовления формы рефлектора напрямую зависит от точности изготовления формообразующей оправки [1; 2].

В качестве заготовки для оправки может быть использована отливка из сплава 33НКУЛ. Основным достоинством данного материала является его низкий коэффициент линейного расширения, который обеспечивает максимальное уменьшение тепловой деформации оправки и терморазмерную совместимость с композиционным материалом, так как полимеризация композиционного материала происходит при  $t^{\circ}$  до 180 °С.

Обеспечение точности формообразующей поверхности оправки для формования рефлекторов влечет за собой решение ряда задач. Прежде всего, это влияние стойкости режущего инструмента на точность обработки, так как машинное время на стадиях чистовой механической обработки формообразующих поверхностей может составлять 30–60 часов. Процесс обработки оправки представлен на рис. 1.

При этом увеличение скорости подачи для сокращения времени обработки практически невозможно, так как не обеспечится требуемая шероховатость обрабатываемой поверхности. Замена изношенного режущего инструмента (в том числе пластин) ведет к образованию на обработанной поверхности небольших уступов (границ) между сменами инструмента,

что усложняет последующую шлифовку и полировку обработанной поверхности приспособления, увеличивает производственный цикл изготовления приспособления.



Рис. 1. Процесс обработки оправки

Последовательность изготовления оправки.

После предварительной черновой механической обработки оправки проводится термическая операция для снятия остаточных напряжений. Следующим этапом является получистовая и чистовая обработка. Ключительный этап – контроль точности полученной поверхности от теоретической. Последовательность этапов обработки оправки изображена на рис. 2.

Контроль точности поверхности оправки осуществляется на контрольно-измерительной машине LK G CS45.20.12 с использованием контактного шупа TP200, контактного сканирующего шупа SP25 и оптического сканера LC60. Процесс обмера приведен на рис. 3.

Графическое представление результатов отклонений механически обработанной поверхности от теоретической поверхности представлен на рис. 4.



Рис. 2. Последовательность этапов обработки оправки



Рис. 3. Процесс обмера поверхности оправки

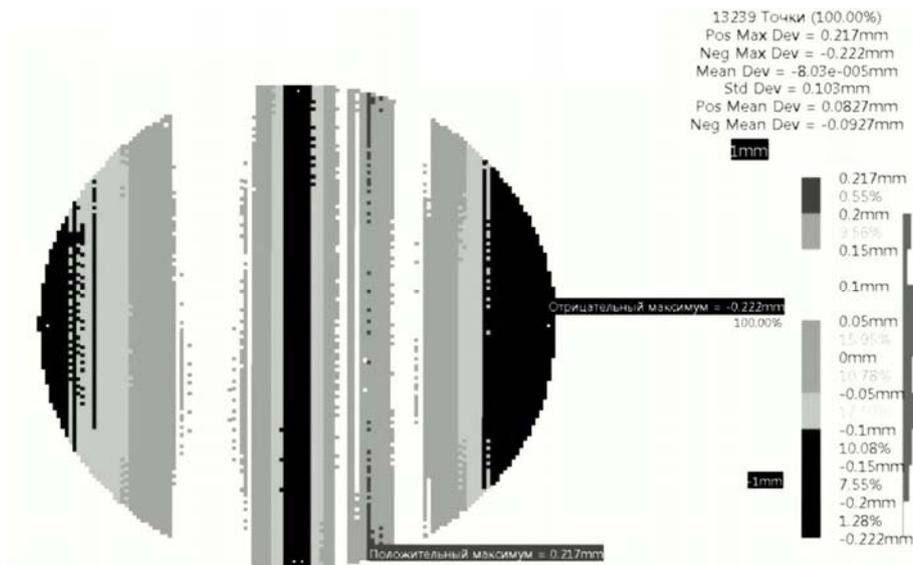


Рис. 4. Анализ отклонений

В результате отработки технологии изготовления формообразующей оправки можно сделать следующие выводы: 1) точность поверхности оправки зависит от размерного износа режущих кромок пластин; 2) наибольшее влияние на износ пластин оказывает скорость резания и качество обрабатываемой поверхности (наличие литевых дефектов); 3) скорость резания следует рассчитывать исходя из эффективного диаметра инструмента.

#### Библиографические ссылки

1. Фельдштейн Е. Э., Корниевич М. А. Обработка деталей на станках с ЧПУ : учеб. пособие. Минск : Новое знание, 2005. 287 с.
2. Эстерзон М. А. Технология обработки корпусных деталей на многоинструментных расточно-

фрезерно-сверлильных станках с программным управлением. М. : НИИМаш, 1981. 61 с.

#### References

1. Feldshtein E. J., Kornievich M. A. Obrabotka detalei na stankah s CHPY (processing of parts on CNC machines). *Novoe znanie*, 2005, 287 p.
2. Jsterzon M. A. Tehnologija obrabotki korpusnih detalei na mnogoinstrumentalnih rastочно-frezerno-sverlilnih stankah s programmim upravleniem (Technology of body parts on mnogoinstrumentnyh boring-milling-boring machines with program control). Moscow, NIIMash, 1981. 61 p.

© Михнёв М. М., Павлова О. А., 2013

## ПРОЕКТИРОВАНИЕ И АНАЛИЗ КАТАДИОПТРИЧЕСКОЙ ОПТИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ

М. Р. Нургужин, В. В. Тен, Б. Ш. Альбазаров, Б. Р. Жумажанов

Акционерное общество «Национальная компания «Қазақстан Ғарыш Сапары»  
Казахстан, 010000, г. Астана, Дом министерств, 4-й подъезд. E-mail: sktb@gharysh.kz

*Доклад посвящен технологии проектирования и анализа оптических параметров телескопа, используемого в целях дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) на малых космических аппаратах (КА). Описаны основные этапы проектирования телескопа на примере катадиоптрической системы и обоснована их необходимость. Приведена используемая философия моделирования, описан этап верификации. Статья дает общее представление о современных методах разработки оптической полезной нагрузки для малых КА.*

*Ключевые слова: оптическая система, функция передачи модуляции, дистанционное зондирование Земли.*

## DESIGN AND ANALYSIS OF CATADIOPTRIC OPTICAL SYSTEM

M. Nurguzhin, V. Ten, B. Albazarov, B. Zhumazhanov

JSC “National Company “Kazakhstan Gharysh Sapary”  
4-th entrance of House of Ministries, Astana, 010000, Kazakhstan. E-mail: sktb@garysh.kz

*The paper is devoted to design and analysis of the telescope technological parameters used in small satellites for remote sensing purposes. The main design phases for remote sensing telescope are described in the example of catadioptric system and the necessity of those phases is shown. The applied model philosophy is given, verification phase is described. The general view of modern methods to develop optical payloads for small satellites is presented.*

*Keywords: optical system, modulation transfer function, remote sensing of the Earth.*

Методы проектирования оптических систем с появлением специальных программных продуктов имеют свои особенности. Если раньше для разработки оптической системы (ОС) необходимо было проводить долгие расчеты с учетом геометрических особенностей поверхностей компонентов системы, характеристик используемых стекол (коэффициента преломления, числа Аббе), например [1; 2], то в последнее время этот процесс изменился. Появление такого программного обеспечения, как CodeV, ZEMAX, OPAL, OSLO и т. д., дает возможность ускорить процесс проектирования [3].

Данная работа была проведена в сотрудничестве с компанией SSTL (Великобритания) в рамках реализации проекта по созданию космического аппарата (КА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ).

Предлагаемая оптическая система разрабатывалась для использования в качестве полезной нагрузки на научно-технологическом КА с наблюдением всех

технологических требований, используемых в SSTL для создания коммерческих КА.

В качестве оптической системы была выбрана катадиоптрическая система, идея которой принадлежит Дэну Лоббу – одному из ведущих специалистов SSTL.

На первом этапе был обоснован выбор апертуры телескопа, зависящей от ряда факторов: характеристик детектора для регистрации получаемого излучения от подстилающей поверхности в 5-и мультиспектральных диапазонах и обеспечения необходимого отношения сигнала к шуму. Данное соотношение, как и ряд других, таких как требования к орбите, линейное разрешение получаемого изображения, как правило, следуют из требований заказчика космической системы. Также были рассчитаны другие основные параметры телескопа с углом поля зрения 7,5 градусов.

Приведем схему выбранной катадиоптрической системы.

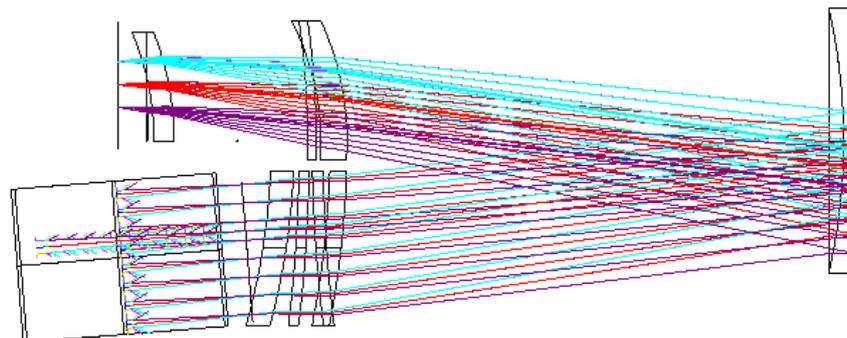


Рис. 1. Оптическая схема системы

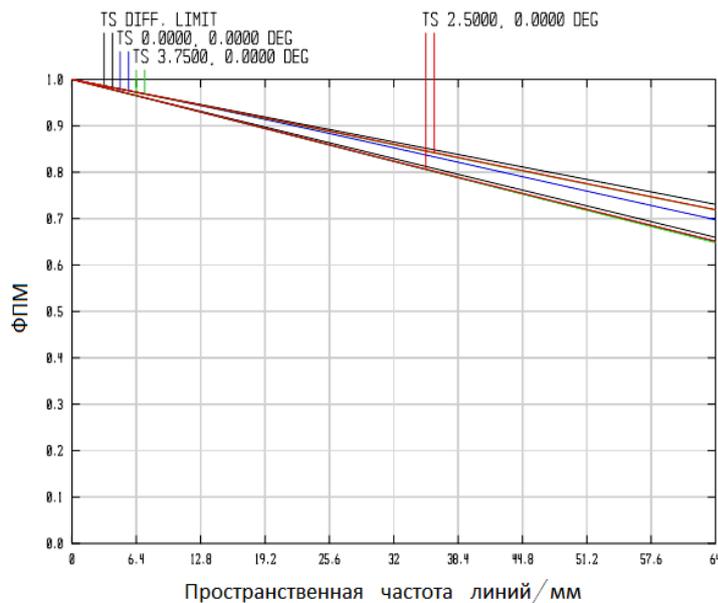


Рис. 2. График функции передачи модуляции для одного из спектральных каналов

На данной схеме приведен ход лучей, позиции зеркала Манжена, корректирующих линз, а также блока фокальной плоскости.

На рис. 2 представлен график оптической функции передачи модуляции (ФПМ), являющийся одним из основных параметров телескопа, для канала 810–840 нм. Значения ФПМ в других каналах и в центре поля еще выше. Разными цветами на графике обозначены разные углы поля зрения телескопа, две линии одного цвета – один и тот же угол поля, но в сагиттальном и тангенциальном направлениях. Приведен анализ влияния внешних факторов, таких как учет внешнего давления и температуры, на оптические характеристики телескопа. Как правило, рабочий диапазон изменения температуры определяется из требования, чтобы ФПМ в этом диапазоне не ухудшался более чем на 10 %. Данный анализ можно провести существующим ПО, было получено, что при изменении температуры в диапазоне 20 град + –5 град значение ФПМ позволяет получить изображение необходимого качества. При этом уменьшение ФПМ идет за счет полученного запаса при проектировании. Полученный температурный диапазон необходим при проектировании системы терморегулирования телескопа.

Также проведен учет влияния механических допусков при изготовлении элементов системы и сборки телескопа. Принятие технологических допусков на качество изготовления элементов оптической системы требует учета неточностей изготовления при проектировании. Данные допуски также уменьшают полученное на первом этапе проектирования значение ФПМ, но за счет имеющего запаса, полученного на

начальном этапе проектирования – оптические характеристики являются удовлетворительными.

Анализируется вопрос выбора материала для изготовления механической части телескопа на соответствие тепловых коэффициентов расширения материала и используемых стекол, соответствия бюджету масс, стоимости, технологичности сборки, а также выбор и компоновка электроники телескопа.

#### Библиографические ссылки

1. Слюсарев Г. Г. Методы расчета оптических систем. Л. : Машиностроение, 1969. 672 с.
2. Максудов Д. Д. Астрономическая оптика. Л. : Наука. Ленингр. отд-ние, 1979. 395 с.
3. Полежаев В. В., Коршунова Г. Е., Тягур В. М. Зеркально-линзовый объектив. Патент на изобр. № 2333518. Зарегистрировано в Госреестре РФ 10.09.2008 г.

#### References

1. Slusarev G. G., Metody rascheta opticheskikh system. Leningrad, Mashinostroenie, 1969, 672 p.
2. Maksutov D. D., Astronomicheskaja optika. Leningrad : Nauka, 1979. 395 p.
3. Polezhaev V. V., Korshunova G. E., Tijgur V. M. Zerkalno – linzovyi ob'ektiv. Patent on an invention № 2333518. Was registered in Gosreestr RF 10.09.2008

© Нургужин М. Р., Тен В. В., Альбазаров Б. Ш., Жумажанов Б. Р., 2013

УДК 692.195.1

## СПОСОБ ПОСТРОЕНИЯ РАСШИРЕННОГО КАТАЛОГА КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ РАЗМЕРАМИ БОЛЕЕ 1 СМ НА ОСНОВЕ БАЗЫ ДАННЫХ АСПОС ОКП

И. И. Олейников, М. В. Астраханцев

Центр управления полетами Центрального научно-исследовательского института машиностроения  
Россия, 141070, г. Королев Московской области, ул. Пионерская, 4. E-mail: corp@tsniimash.ru

Рассмотрен способ построения каталога КО размерами более 1 см. Основной целью построения такого каталога является исследования вопросов обеспечения безопасности полета КА при наличии в системах предупреждения траекторной информации о мелкоразмерных КО.

Ключевые слова: космический аппарат (КА), космический объект (КО), космический мусор (КМ), околоземное космическое пространство (ОКП), система мониторинга космического пространства, каталог космических объектов.

## THE WAY TO CREATE THE CATALOGUE FOR BIGGER-THAN-1CM SPACE OBJECTS BASED ON THE ASPOS OKP DATABASE

I. I. Oleynikov, M. V. Astrakhansev

Mission control center of the machine-building central research institute  
4, Pionerskaya str., Korolev, Moscow region, 141070, Russia. E-mail: corp@tsniimash.ru

The way to create a catalogue for the space objects bigger than 1cm is considered. The main aim of this activity is to research the problem of spacecraft's safe flight if the information about the trajectories of fine-sized space objects is available.

Keywords: spacecraft, space object, space debris, near-earth space, space monitoring system, space object catalogue.

В процессе управления космическим аппаратом необходимо учитывать наличие большого количества ненаблюдаемых космических объектов (порядка 600 000 КО), данных о которых нет в каталоге, но ко-

торые могут причинить существенный ущерб КА. Зависимость количества объектов от их размеров и прогнозируемого ущерба представлена на рисунке (рис. 1) [1].

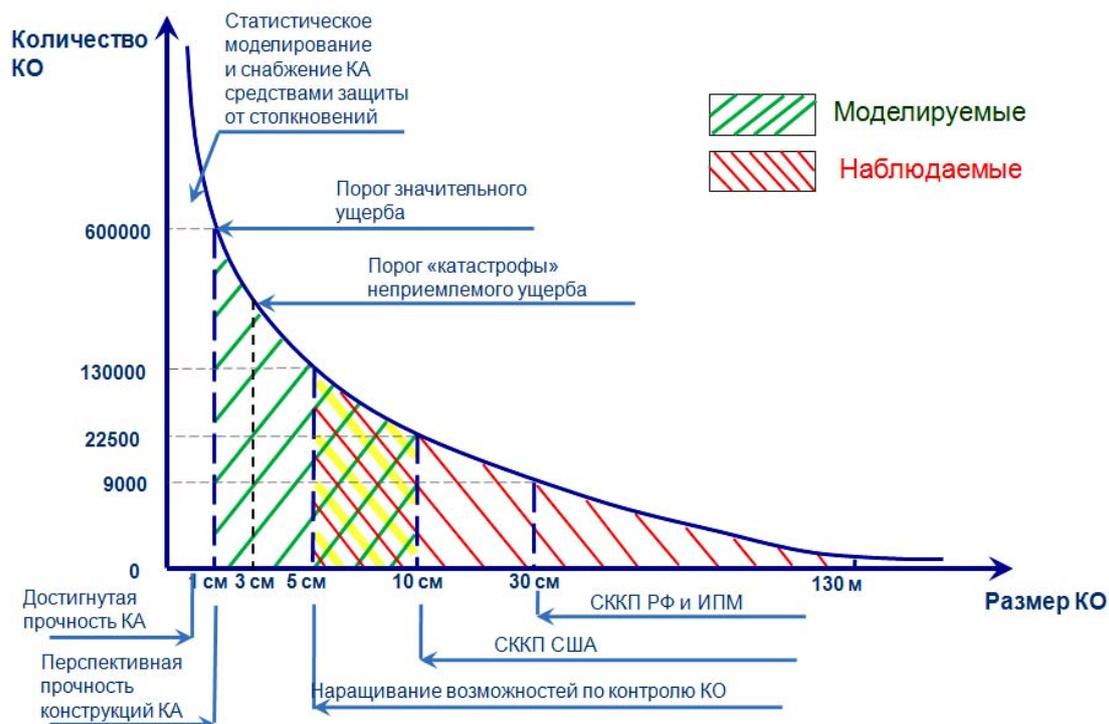


Рис. 1

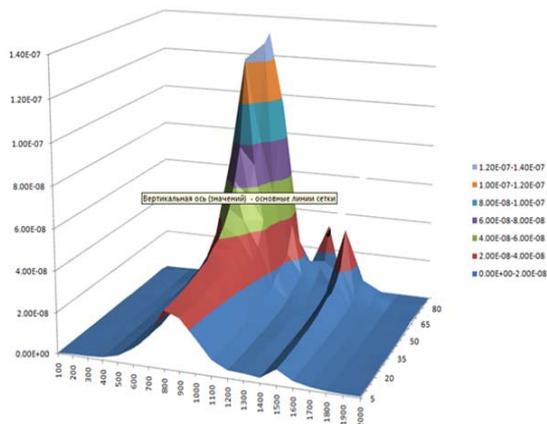


Рис. 2

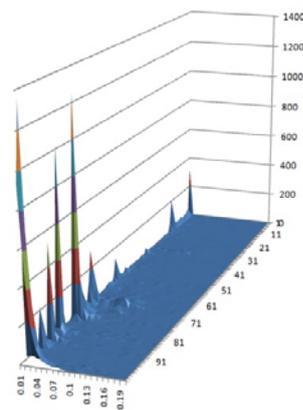


Рис.3

Отсутствие каталога КО размерами от 1 до 10 см обусловлено тем, что информации, получаемой от существующих средств наблюдения, недостаточно для того, чтобы сопровождать движение мелкогабаритных КО (мерный интервал поступления измерительных данных превышает требуемый диапазон) [2].

Статистический подход к описанию засоренности ОКП, предлагаемый в современных моделях MASTER, SDPA и др., позволяет представить картину распределения техногенного вещества в ОКП в целом, выявить наиболее засоренные области, исследовать эволюцию КМ на длительных интервалах времени и оценить риски столкновения КА с фрагментами космического мусора (КМ). Однако для оперативного реагирования на возрастающие риски столкновения управляемых КА с КО создаются специальные системы предупреждения об опасных ситуациях в ОКП [1; 4]. В процессе создания подобных систем возникает задача обоснования требований к ним, таких как [5]:

- точность сопровождения КО;
- пропускная способность системы по контролю опасных ситуаций в ОКП;
- уровень ложных тревог и вероятность пропуска столкновений.

Определение этих характеристик является исследовательской задачей, решение которой осуществляется с применением подхода математического моделирования процессов функционирования системы предупреждения. Для определения этих характеристик в дополнение к существующему каталогу КО с размерами более 10 см необходимо наличие расширенного каталога с полным вектором состояния КО размерами от 1 до 10 см. Наличие такого каталога повысит достоверность имитации фоно-целевой обстановки для исследуемой системы. Степень достоверности создаваемого расширенного каталога как модели фоно-целевой обстановки обуславливается способом построения с использованием реальных распределений, полученных в результате анализа существующей базы данных АСПОС ОКП, на основе допущения о том, что мелкогабаритная фракция КО сосредоточена в районах концентрации реальных КО.

Предлагается способ построения, состоящий из нескольких этапов:

1. Формирование ожидаемой статической сово-

купности КО. Каждому объекту, создаваемому в каталоге, присваивается радиус-вектор  $r(x, y, z)$ . Радиус-вектор определяется с учетом имеющегося высотнo-широтного распределения КО в пространстве (рис. 2). Данное распределение было получено с использованием базы данных АСПОС ОКП по методу А. И. Назаренко [3]. Долгота КО распределена равномерно.

2. Каждому имитируемому объекту присваивается вектор скорости  $V(V_x, V_y, V_z)$ , модуль которого определяется на основании распределения эксцентриситета по наклону (рис. 3). Данное распределение было получено с использованием действующей базы данных АСПОС ОКП.

Координаты вектора скорости в пространстве  $V(V_x, V_y, V_z)$  рассчитываются с учетом допущений:

- вектор скорости лежит в плоскости, перпендикулярной  $r$ ;
- азимут вектора скорости соответствует распределениям наклона  $i$  по высоте и широте, полученным из базы данных АСПОС ОКП.

С применением предложенного способа был сформирован расширенный каталог, в котором находится ожидаемое количество КО с определенными координатами радиус-вектора  $r(x, y, z)$  и вектора скорости  $V(V_x, V_y, V_z)$ . Каталог не является отображением реальной ситуации в ОКП, однако распределения по элементам орбиты, полученные на базе данного расширенного каталога, соответствуют распределениям реальных КО из базы данных АСПОС ОКП, что в свою очередь является подтверждением принятого допущения о сосредоточении мелкогабаритной фракции в районах концентрации реальных КО. Применение данного расширенного каталога позволяет моделировать опасные сближения с действующими КА, оценивать их количество в зависимости от орбит КА и исследовать вопросы обеспечения безопасности полета КА в зависимости от точности траекторной информации о мелкогабаритных КО в системах предупреждения.

#### Библиографические ссылки

1. Иванов В. М., Олейников И. И. Оперативный мониторинг и предупреждение опасных ситуаций в ОКП при управлении полетами из ЦУП ФГУП

ЦНИИмаш Седьмой международный аэрокосмический конгресс IAC'12, посвященный 55-летию со дня запуска первого искусственного спутника Земли, Москва, 26–31 августа 2012 г.

2. Меньшиков А. В., Хуторовский З. Н. и др. Идентификация американских и российских каталогов космических объектов. Столкновения в околоземном пространстве (космический мусор) / Ин-т астрономии РАН. М.: Космосинформ, 1995.

3. Назаренко А. И. Построение высотно-широтного распределения объектов в околоземном космическом пространстве. Проблема загрязнения космоса (космический мусор) / Ин-т астрономии РАН. М.: Космосинформ, 1993.

4. Олейников И. И., Шилин В. Д. Область контроля – околоземное пространство // ИАИ «Воздушно-космическая оборона». М., 2010.

5. Олейников И. И., Новиков П. В. Обоснование требований к системам предупреждения об опасных ситуациях в околоземном космическом пространстве исходя из критерия минимума среднего риска // Космонавтика и ракетостроение. Вып. 4(69). ЦНИИмаш, 2012.

## References

1. Ivanov V. M., Oleynikov I. I. Real-Time Monitoring and Warning of Near-Earth Space Dangerous Events for Mission Control by MCC TSNIIMASH Federal State Unitary Enterprise – 7<sup>th</sup> International Aerospace Congress IAC'12 dedicated to the 55 anniversary of the first near-earth satellite launch, Moscow, 26–31 August, 2012.

2. Menshikov A. V., Khutorovsky Z. N. American and Russian space objects catalogue identification. Near-earth space collisions (space debris), IA RAS, Moscow, COSMOSINFORM, 1995.

3. Nazarenko A. I. A Model of Distribution Changes of the Space Debris. The Technogeneous Space Debris Problem, IA RAS, Moscow, COSMOSINFORM, 1993.

4. Oleynikov I.I., Shilin V.D., Control flow of the near-earth space area, Moscow, IAI, «Aerospace defense», 2010.

5. Oleynikov I. I., Novikov P. V. Validation of requirements to the system for real-time monitoring and warning of near-earth space dangerous events based on the minimum mean risk criteria, Cosmonautics and rocket engineering, edition 4(69), TSNIIMASH, 2012.

© Олейников И. И., Астраханцев М. В., 2013

УДК 621.3.095.221

## СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ МОНТАЖА СОЕДИНИТЕЛЯ СНП339 В АППАРАТУРЕ РАДИОНАВИГАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ\*

М. И. Почуев<sup>1</sup>, Р. И. Аширбакиев<sup>2</sup>

<sup>1</sup> ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»  
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52. E-mail: PochuevMU@gmail.com

<sup>2</sup>Томский государственный университет систем управления и радиоэлектроники  
Россия, 634050, г. Томск, просп. Ленина, 40

*Предлагается увеличить надежность АРН в части соединителей СНП339, предложено использовать комбинированный вариант установки с измененными контактными площадками соединителя СНП339.*

*Ключевые слова: аппаратура радионавигации, соединитель, СНП339, Altium Designer, импорт, TALGAT.*

## IMPROVED MOUNTING CONNECTOR SNP339 IN RADIO NAVIGATION APPARATUS OF SPACE VEHICLES

M. I. Pochuev<sup>1</sup>, R. I. Ashirbakiev<sup>2</sup>

<sup>1</sup>JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”  
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia. E-mail: PochuevMU@gmail.com

<sup>2</sup>Tomsky State University of Control Systems and Radio Electronics  
40, Lenin prosp., Tomsk, 634050, Russia

*The variant to increase the reliability of the CEA board, in connectors of SNP339 type, the complicated equipment with the modified pad connectors SNP339 is proposed to apply.*

*Keywords: radio navigation equipment, connector, SNP339, Altium Designer, import, TALGAT.*

Для современной радиоэлектронной аппаратуры (РЭА) космических аппаратов (КА) необходимым условием сохранения конкурентоспособности на миро-

вом рынке является постоянное повышение надежности. Современная элементная база, в свою очередь, адаптирована под высокую плотность монтажа. Это

\* Работа выполнена в порядке реализации Постановления Правительства РФ № 218 от 09.04.2010 г. по договору № 96/12 от 16.11.2012 ТУСУРа и ОАО «ИСС».

потенциально приводит к ухудшению электромагнитной обстановки, локальной перегрузке по напряжению и температуре, уменьшению резервирования свободного пространства, конструктивному усложнению и, как следствие, к уменьшению надежности разрабатываемой РЭА.

Объектом исследования является отечественный, самый распространенный из традиционно-используемых соединителей в бортовой РЭА соединитель СНП339 (рис. 1). В зависимости от модификации он имеет от 21 до 76 контактов, в 1 ряд для 21 контакта и в 2 ряда (рис. 2, б) для остальных вариантов.

Целью данной работы является технологически обоснованная модернизация монтажа и установка соединителя СНП339 непосредственно в аппаратуре радионавигации (АРН).

Расстояние между выводами 1,25 мм, диаметр вывода 0,5 мм, диаметр отверстия необходимо обеспечить в 0,7 мм, тогда получается, что зазор по горизонтали между отверстиями под контакты соединителя в ПП составляет всего 0,55 мм. Этот зазор (вместе с КП) должен обеспечивать гарантированное сопротивление для предотвращения КЗ. Следуя нормативно-технологической документации, принятой на производстве ОАО «ИСС», минимальный зазор между металлизацией составляет 0,3 мм. Получается, что для каждого контакта остается лишь по 0,25 мм металлизации КП (ширина металла в КП будет составлять 0,125 мм (рис. 2, а). Если учитывать подтравливание, которое достигает 0,1 мм, то ширину металлизации следует увеличить.

На рис. 3 представлены различные варианты установки соединителя. Рассмотрим каждый в отдельно-

сти. Первый вариант (рис. 3, а) не был использован из-за конструктивных особенностей АРН. Дело в том, что данный вариант не предусматривает крепление кронштейном к ПП, а держится исключительно на стенке рамки, которая должна находиться симметрично основанию, а не с одной из сторон ПП (как в нашем случае). Штыревой вариант (рис. 3, б) плох тем, что зазоры (0,55 мм) между КП соединителя практически не оставляют возможности конструктору осуществить трассировку печатных проводников с соседнего ряда соединителей.

Наиболее удачным вариантом было предложено принять комбинацию двух первых. Верхний ряд контактов расплавился на КП на поверхности ПП, а нижний – по стандартному штыревому варианту. В таком случае нет необходимости обходить соседний ряд контактов соединителя при трассировке печатных проводников.

Далее было принято решение поправить КП у элемента из-за тонкого (0,125 мм, рис. 2, а) слоя металлизации, добавив толщины там, где это было возможно.

Дополнительная металлизация уменьшит внутреннее сопротивление в данном участке ПП, но, с другой стороны, возникает дополнительная емкостная связь между КП. Для ее оценки было принято решение сравнить стандартное посадочное место с измененным в системе TALGAT [1]. Файл из Altium Designer был импортирован в модуль моделирования трехмерных объектов, с помощью которого были получены следующие результаты (рис. 4).

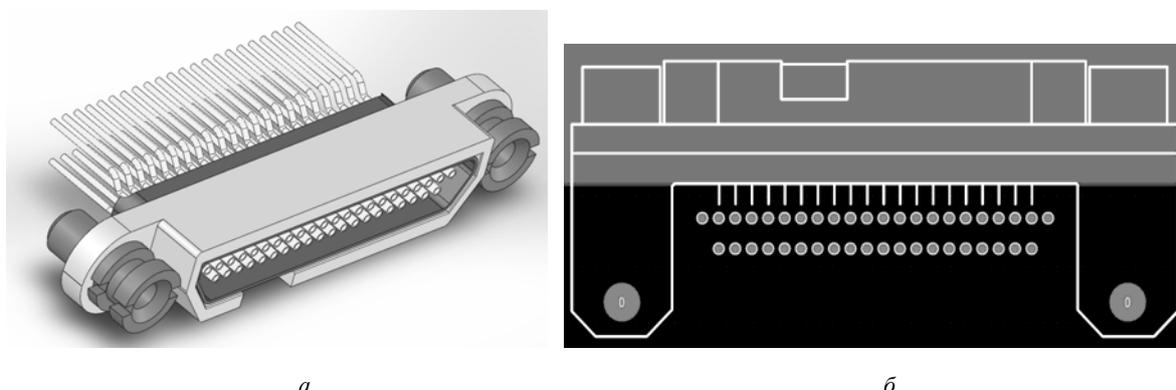


Рис. 1. Соединитель СНП339:  
а – внешний вид; б – посадочное место

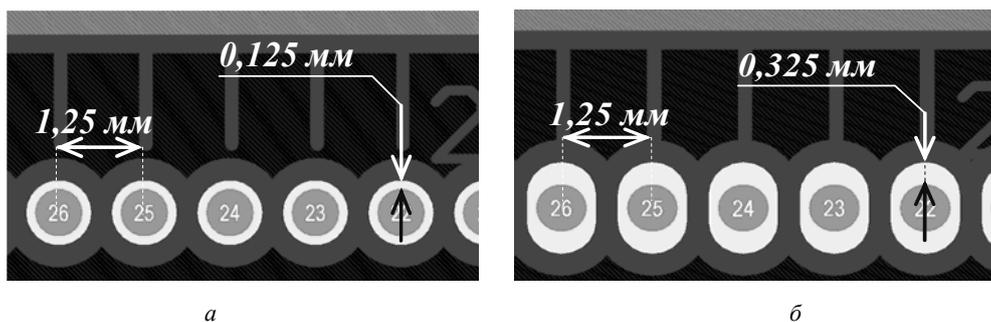


Рис. 2. Посадочное место СНП339:  
а – стандартное; б – измененное

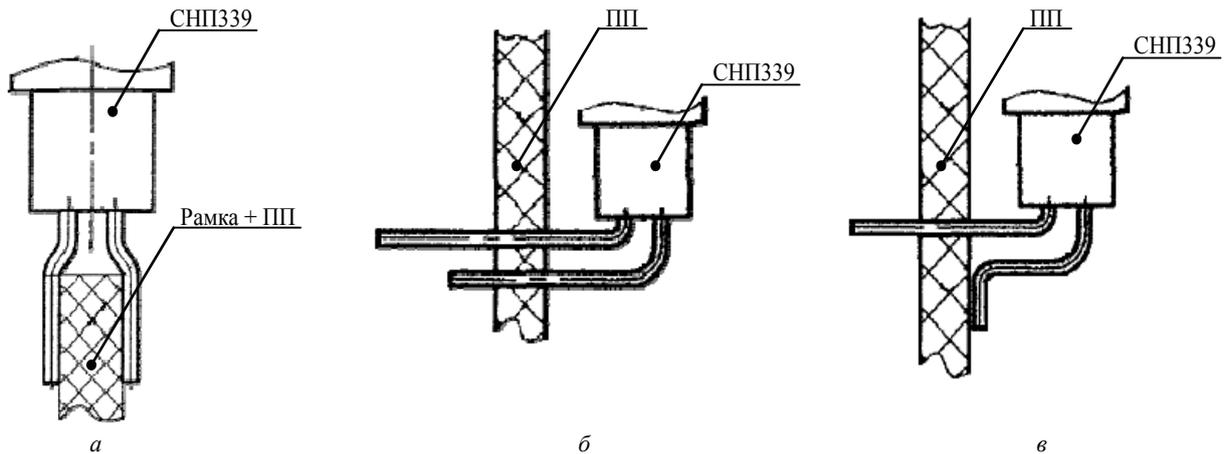
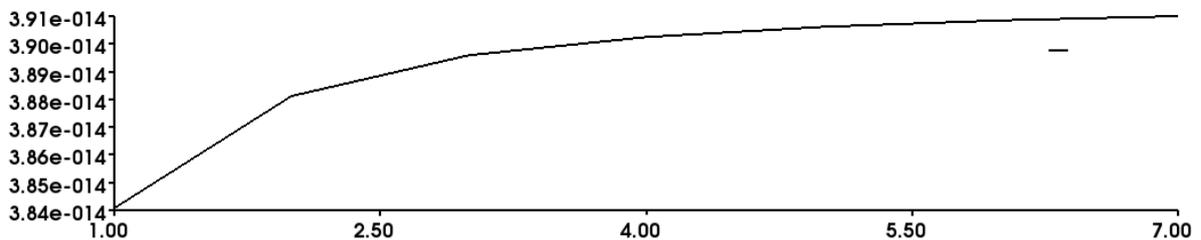
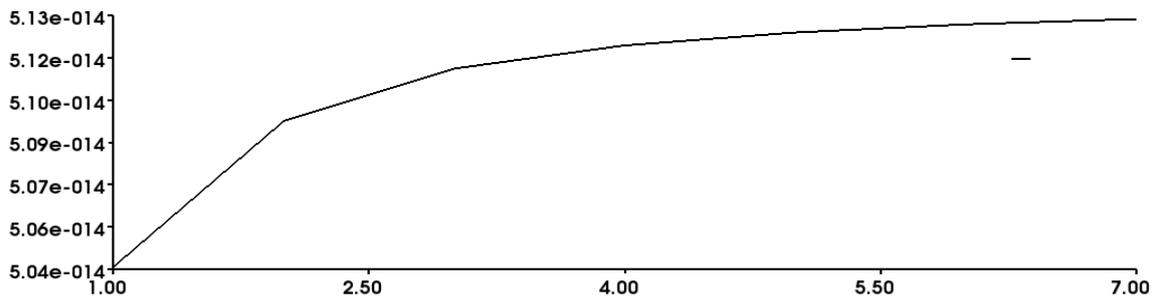


Рис. 3. Варианты установки СНП339:  
а – планарный; б – штыревой; в – комбинированный



а



б

Рис. 4. График сходимости емкости между КП:  
а – стандартного; б – измененного посадочного места СНП339

По графикам видно, как емкость увеличилась с 0,0391 пФ до 0,0513 пФ, т. е. на 0,0122 пФ, что составляет более 30 %, однако абсолютное значение столь мало, что в целом его влияние будет незначительным.

Таким образом, для увеличения надежности бортовой АРН в части соединителей СНП339 предложено использовать комбинированный (планарно-штыревой) вариант установки и доработать КП соединителя, с оценкой роста их взаимной емкости.

#### Библиографическая ссылка

1. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ №2012660373. TALGAT 2011. Авторы: Газизов Т. Р., Мелкозеров А. О., Газизов Т. Т., Куксенко С. П., Заболоцкий А. М., Аширбакиев Р. И., Лежнин Ег. В., Салов В. К., Лежнин Ев. В., Орлов П. Е.,

Калимулин И. Ф., Суровцев Р. С., Комнатнов М. Е. Заявка № 2012618426. Дата поступления 5 октября 2012 г. Зарегистрировано в Реестре программ для ЭВМ 16 ноября 2012 г.

#### Reference

1. Svidetel'stvo o gosudarstvennoj registracii programmy dlja JeVM № 2012660373. TALGAT 2011. Avtory: Gazizov T. R., Melkozerov A. O., Gazizov T. T., Kuksenko S. P., Zabolockij A. M., Ashirbakiev R. I., Lezhnin Eg. V., Salov V. K., Lezhnin Ev. V., Orlov P. E., Kalimulin I. F., Surovcev R. S., Komnatnov M. E. Zajavka № 2012618426. Data postuplenija 5 oktjabrja 2012 g. Zaregistrirvano v Reestre programm dlja JeVM 16 nojabrja 2012 g.

© Почув М. И., Аширбакиев Р. И., 2013

УДК 539.3

## ВАРИАЦИОННО-РАЗНОСТНЫЙ МЕТОД РАСЧЕТА ПЛАСТИН В УСЛОВИЯХ ПЛОСКОГО НАПРЯЖЕННОГО СОСТОЯНИЯ НА ТЕМПЕРАТУРНЫЕ НАГРУЗКИ В ФУНКЦИЯХ НАПРЯЖЕНИЙ

Р. А. Сабиров

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: rashidsab@mail.ru

*На основе функционала Кастилиано для плоской задачи теории упругости разработан вариационно-разностный метод решения краевой задачи в функциях напряжений. Для формирования коэффициентов системы уравнений и правой части используются вариации функционала. Составлена программа расчета на основе пакета Maple; приведен пример расчета свободной от закреплений пластинки на неравномерное нагревание.*

*Ключевые слова: плоская задача теории упругости, функционал Кастилиано, вариационно-разностный метод, функция напряжений.*

## VARIATIONAL-DIFFERENTIAL METHOD OF CALCULATION OF PLATES IN CONDITIONS OF PLANE STRESS FOR TEMPERATURE LOADINGS IN STRESS FUNCTIONS

R. A. Sabirov

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: rashidsab@mail.ru

*On the basis of Kastiliano's functional the variational-differential method for the solution of a boundary problem is developed for a plane problem of elasticity theory in stress functions. Functional variations are used for the formation of coefficients of the equations system and the right part. The calculation program on the basis of a Maple package is made; the example of calculation of an unfixed plate for uneven heating is given.*

*Keywords: plane problem of the elasticity theory, Kastiliano's functional, variational-differential method, stress function.*

1. Введение. Требуется оценить напряженное состояние тонких незакрепленных прямоугольных пластин на нагрузки, возникающие при воздействии стационарного теплового потока – температура является функцией координат. Для решения задачи воспользуемся «методом устранения деформаций» [1; 2]. В методе для изотермического нагружения объемные и поверхностные силы определяются через температурное поле  $T(x, y, z)$  исходной температурной задачи. Известно, что модуль упругости стали при нагревании уменьшается [2], а модули упругости сплавов при нагревании как уменьшаются, так и увеличиваются (причем в 1,5–2 раза) [4]. Чтобы в разрешающие уравнения не входили упругие постоянные материала, краевую задачу сформулируем в напряжениях.

Научное содержание работы состоит: в полученном выражении функционала Кастилиано в функциях напряжений, учитывающем изменение температуры; алгоритме формирования системы уравнений и ее правой части; составленной программе расчета; расчете напряженного состояния пластинки при неравномерном нагреве.

2. Формулировка задачи. Рассмотрим вариационную формулировку, для которой получим функционал Кастилиано с учетом изменения температуры. Если для плоской задачи теории упругости использовать закон Гука [2], связывающий компоненты тензора напряжений с компонентами тензора деформаций

с учетом температурной деформации, то функционал приобретает вид

$$\begin{aligned} \mathcal{E}_K(\sigma_x, \sigma_y, \tau_{xy}) = \\ = \iint_S \frac{1}{2E} \left[ \sigma_x^2 - 2\mu \sigma_x \sigma_y + \sigma_y^2 + 2(1+\mu) \tau_{xy}^2 + E\alpha T(\sigma_x + \sigma_y) \right] dx dy. \quad (1) \end{aligned}$$

Здесь  $E = E(x, y)$  – модуль упругости;  $\mu = \mu(x, y)$  – коэффициент Пуассона;  $\alpha = \alpha(x, y)$  – коэффициент линейного температурного расширения материала;  $T = T(x, y)$  – температурное поле.

Введем в функционал (1) функцию (Airy) напряжений  $\varphi(x, y)$

$$\begin{aligned} \mathcal{E}_K(\varphi) = \\ = \iint_S \frac{1}{2E} \left[ \left( \frac{\partial^2 \varphi}{\partial x^2} \right)^2 - 2\mu \frac{\partial^2 \varphi}{\partial x^2} \frac{\partial^2 \varphi}{\partial y^2} + \left( \frac{\partial^2 \varphi}{\partial y^2} \right)^2 + 2(1+\mu) \left( \frac{\partial^2 \varphi}{\partial x \partial y} \right)^2 + E\alpha T \left( \frac{\partial^2 \varphi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \varphi}{\partial y^2} \right) \right] dx dy \quad (2) \end{aligned}$$

и сформулируем, что из всех возможных напряженных состояний находящейся в равновесии пластинки действительное напряженное состояние сообщает (2) максимальное значение. Чтобы найти это напряженное состояние пластинки, запишем первую и вторую вариации (2):

$$\delta \mathcal{E}_K(\varphi(x, y)) = \iint_S \frac{1}{E} \left[ \frac{\partial^2 \varphi}{\partial x^2} \frac{\partial^2 \delta \varphi}{\partial x^2} - 2\mu \left( \frac{\partial^2 \delta \varphi}{\partial x^2} \frac{\partial^2 \varphi}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \varphi}{\partial x^2} \frac{\partial^2 \delta \varphi}{\partial y^2} \right) + \frac{\partial^2 \varphi}{\partial y^2} \frac{\partial^2 \delta \varphi}{\partial y^2} + 2(1+\mu) \frac{\partial^2 \varphi}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 \delta \varphi}{\partial x \partial y} + E \alpha T \left( \frac{\partial^2 \delta \varphi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \delta \varphi}{\partial y^2} \right) \right] dx dy; \quad (3)$$

$$\delta_2(\delta_1 \mathcal{E}_K) = \iint_S \frac{1}{E} \left[ \frac{\partial^2 \delta_2 \varphi}{\partial x^2} \frac{\partial^2 \delta_1 \varphi}{\partial x^2} - 2\mu \left( \frac{\partial^2 \delta_2 \varphi}{\partial x^2} \frac{\partial^2 \delta_1 \varphi}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \delta_1 \varphi}{\partial x^2} \frac{\partial^2 \delta_2 \varphi}{\partial y^2} \right) + \frac{\partial^2 \delta_2 \varphi}{\partial y^2} \frac{\partial^2 \delta_1 \varphi}{\partial y^2} + 2(1+\mu) \frac{\partial^2 \delta_2 \varphi}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 \delta_1 \varphi}{\partial x \partial y} \right] dx dy. \quad (4)$$

3. Вариационно-разностная постановка. Выберем на области пластинки прямоугольную равномерную сетку

$\omega_{ij} = \{(x_i = i\lambda_x, y_j = j\lambda_y), i = 0, 1, \dots, m, j = 0, 1, \dots, n\}$  на отрезках  $[0, l_x]$  и  $[0, l_y]$ . Здесь  $x = x_i$  и  $y = y_j$  – узлы сетки;  $\lambda_x = l_x / m$  и  $\lambda_y = l_y / n$  – шаг сетки, а  $l_x$  и  $l_y$  – размеры пластинки по направлениям осей координат  $x$  и  $y$ . Введем сетку с узлами  $\xi, \eta$ :

$$\omega_{\xi\eta} = \{(x_\xi = \lambda_x / 2 + i\lambda_x, y_j = \lambda_y / 2 + j\lambda_y), i = 0, 1, \dots, m-1, j = 0, 1, \dots, n-1\}.$$

Континуальную область в (3) и (4) заменим дискретной. Тогда

$$\delta_2(\delta \mathcal{E}_K) = \sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^n \frac{1}{E_{i,j}} \left[ \frac{\partial^2 \delta_2 \varphi}{\partial x^2} \frac{\partial^2 \delta_1 \varphi}{\partial x^2} - 2\mu \times \left( \frac{\partial^2 \delta_2 \varphi}{\partial x^2} \frac{\partial^2 \delta_1 \varphi}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \delta_1 \varphi}{\partial x^2} \frac{\partial^2 \delta_2 \varphi}{\partial y^2} \right) + \frac{\partial^2 \delta_2 \varphi}{\partial y^2} \frac{\partial^2 \delta_1 \varphi}{\partial y^2} \right] S_{i,j} + \sum_{i=1}^m \sum_{\eta=1}^{n-2} \left[ (1+\mu) \frac{\partial^2 \delta_2 \varphi}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 \delta_1 \varphi}{\partial x \partial y} \right]_{i,\eta} S_{i,\eta} + \sum_{j=1}^n \sum_{\xi=1}^{m-2} \left[ (1+\mu) \frac{\partial^2 \delta_2 \varphi}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 \delta_1 \varphi}{\partial x \partial y} \right]_{j,\xi} S_{j,\xi}; \quad (5)$$

$$\delta \mathcal{E}_K(\delta_1 \varphi(x, y)) = \sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^n \left[ \alpha T \left( \frac{\partial^2 \delta_1 \varphi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \delta_1 \varphi}{\partial y^2} \right) \right]_{i,j} S_{i,j}. \quad (6)$$

Здесь площадки интегрирования  $S_{\alpha,\beta}$  равны:  $\lambda_x \lambda_y$  – во внутренних узлах области;  $\lambda_x \lambda_y / 2$  – в узлах, расположенных на контуре;  $\lambda_x \lambda_y / 4$  – в узлах, расположенных в углах пластинки.

Дифференциальные операторы в (5) и (6) заменяются конечно-разностными аналогами.

4. Алгоритм формирования системы уравнений и правой части. Пусть функционал (2) в дискретной форме содержит вектор  $p$  переменных  $\bar{\varphi} = (\varphi_1, \varphi_2, \dots, \varphi_p)$ . Тогда (5) содержит вариации вектора  $\delta_1 \bar{\varphi} = (\delta_1 \varphi_1, \delta_1 \varphi_2, \dots, \delta_1 \varphi_p)$  и  $\delta_2 \bar{\varphi} = (\delta_2 \varphi_1, \delta_2 \varphi_2, \dots, \delta_2 \varphi_p)$ . Элемент матрицы  $a_{ij}$  системы линейных алгебраических уравнений вычисляется как

$$a_{ij} = \delta^2 \mathcal{E}_K(\delta_1 \bar{\varphi}, \delta_2 \bar{\varphi}) = \delta_2(\delta_1 \mathcal{E}_K(\delta_1 \bar{\varphi}, \delta_2 \bar{\varphi})) = \sum_{k=1}^p \frac{\partial}{\partial \varphi_k} \left( \sum_{l=1}^p \frac{\partial \mathcal{E}_K(\delta_1 \bar{\varphi}, \delta_2 \bar{\varphi})}{\partial \varphi_l} \delta_1 \varphi_l \right) \delta_2 \varphi_k, \quad (7)$$

$$\delta_2 \varphi_k = \begin{cases} 1, & \text{при } k = i, \\ 0, & \text{при } k \neq i. \end{cases}$$

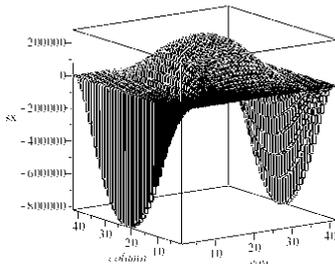
$$\delta_1 \varphi_l = \begin{cases} 1, & \text{при } l = j, \\ 0, & \text{при } l \neq j. \end{cases}$$

$$i = 1, 2, \dots, p, \quad j = 1, 2, \dots, p. \quad (8)$$

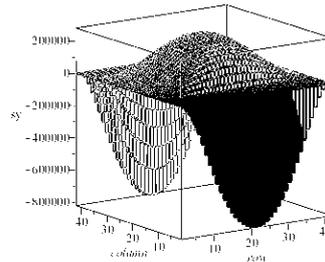
Цикл (8) из (7) формирует квадратную матрицу симметричную относительно главной диагонали. Соответственно, вектор правой части определяется из (6) циклом:

$$b_i = \delta_1 \mathcal{E}_K(\delta_1 \bar{\varphi}) = \sum_{l=1}^p \frac{\partial \mathcal{E}_K(\delta_1 \bar{\varphi})}{\partial \varphi_l} \delta_1 \varphi_l; \quad i = 1, 2, \dots, p; \quad \delta_1 \varphi_l = \begin{cases} 1, & \text{при } l = i, \\ 0, & \text{при } l \neq i. \end{cases} \quad (9)$$

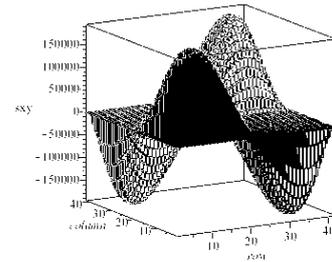
В контурных узлах значения функций Эри известны. В законтурных узлах  $\varphi$  вычисляется по формуле  $d\varphi/dv = N$ , где  $v$  – нормаль к контуру рамы, а  $N$  – продольное в раме усилие.



а



б



в

Напряжения в пластинке:

а – эпюра  $\sigma_x$ ; б – эпюра  $\sigma_y$ ; в – эпюра  $\tau_{xy}$

5. Программа вычислений и расчеты. Составлена программа расчета на основе пакета Maple. Приведем пример тестового расчета пластинки на изменение температуры по закону  $T(x, y) = T_{\max}(1 - 2y/l_y)$ . Такое распределение температуры рассматривается для балок в [1–3]. Эпюры напряжений для конечно-разностной сетки  $40 \times 40$  приведены на рисунке. Значения напряжений, приведенных на эпюрах, следует умножить на постоянную  $\alpha T_{\max}$ .

6. Характер распределения напряжений  $\sigma_x$  согласуется с характером распределения аналогичного напряжения в балках, рассмотренных в [1–3]; исследования сходимости решений в напряжениях от сгущения сетки показали *достаточность редкой сетки*, что позволяет *внедрить* метод решения рассмотренной задачи в учебный курс теории упругости.

#### Библиографические ссылки

1. Тимошенко С. П. Теория упругости. ОНТИ. М.; Л., 1937. 451 с.

2. Тимошенко С. П., Гудьер Дж. Теория упругости. М.: Наука, 1975. 576 с.

3. Биргер И. А., Мавлютов Р. Р. Сопrotивление материалов. М.: Наука, 1986. 560 с.

4. Механические свойства материалов с эффектом памяти при сложном температурно-силовом воздействии и ортогональном нагружении: монография / под ред. И. Н. Андронova. Ухта: УГТУ, 2010. 191 с.

#### References

1. Timoshenko S. P. Teorija uprugosti. ONTI. L.-M., 1937. 451 s.

2. Timoshenko S. P., Gud'er Dzh. Teorija uprugosti. M.: Nauka, 1975. 576 s.

3. Birger I. A., Mavl'jutov R. R. Soprotivlenie materialov. M.: Nauka, 1986. 560 s.

4. Mehanicheskie svojstva materialov s jeffektom pamjati pri slozhnom temperaturno-silovom vozdejstvii i ortogonal'nom nagruzhonii: monografija/pod red. I. N. Andronova. Uhta: UGTU, 2010. 191 s.

© Сабиров Р. А., 2013

УДК 539.3

### К РАСЧЕТУ УСТОЙЧИВОСТИ ИЗОТРОПНОЙ ПЛАСТИНЫ, НАГРУЖЕННОЙ В СВОЕЙ ПЛОСКОСТИ СИЛАМИ ИНЕРЦИИ

Р. А. Сабиров, А. В. Быков

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: rashidsab@mail.ru

*Рассматривается подход к расчету напряженно-деформированного состояния и поиску собственных значений пластинки, нагруженной силами, действующими в плоскости базисной поверхности.*

*Ключевые слова: расчет пластин, устойчивость, вариационно-разностный метод.*

### CALCULATING STABILITY OF THE ISOTROPIC PLATE LOADED IN THE PLANE INERTIA FORCES

R. A. Sabirov, A. V. Bykov

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochoy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: rashidsab@mail.ru

*Approach to calculate the intense deformed condition and to search for the values of a plate loaded by forces operating in the plane of a basic surface is considered.*

*Keywords: calculation of plates, stability, variation and differential method.*

Дифференциальная формулировка задачи о выпучивании изотропной пластинки описывается уравнением равновесия Сен-Венана [1; 2]

$$D \left( \frac{\partial^4 w}{\partial x^4} + 2 \frac{\partial^4 w}{\partial x^2 \partial y^2} + \frac{\partial^4 w}{\partial y^4} \right) = N_x \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + N_y \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + 2S_{xy} \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} + q_z. \quad (1)$$

Здесь  $D$  – цилиндрическая жесткость,  $w = w(x, y)$  –

функция прогиба;  $q_z$  – нормальная плоскости пластинки нагрузка. Мембранные усилия  $N_x$ ,  $N_y$ ,  $S_{xy}$  выражаются через перемещения нейтрального слоя пластинки  $u = u(x, y)$ ,  $v = v(x, y)$ :

$$N_x = \frac{Eh}{1-\mu^2} \left[ \frac{\partial u}{\partial x} + \mu \frac{\partial v}{\partial y} \right],$$

$$N_y = \frac{Eh}{1-\mu^2} \left[ \frac{\partial v}{\partial y} + \mu \frac{\partial u}{\partial x} \right],$$

$$S_{xy} = \frac{Eh}{2(1+\mu)} \left( \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right), \quad (2)$$

где  $E$  – модуль Юнга;  $\mu$  – коэффициент Пуассона;  $h$  – толщина пластинки. В качестве уравнений для вычисления мембранных усилий известны уравнения, полученные в [3]:

$$\frac{\partial}{\partial x} \left( \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} \right) + \frac{1-\mu}{1+\mu} \left( \frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} \right) = -\frac{2(1-\mu)}{Eh} q_x, \quad (3)$$

$$\frac{\partial}{\partial y} \left( \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} \right) + \frac{1-\mu}{1+\mu} \left( \frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} \right) = -\frac{2(1-\mu)}{Eh} q_y. \quad (4)$$

Здесь  $q_x(x, y) = hX$ ,  $q_y(x, y) = hY$ ,  $q_z = 0$ . Объемные силы  $X = \rho g n_x$ ,  $Y = \rho g n_y$  зависят от плотности материала  $\rho$ , ускорения  $g$  и коэффициентов перегрузки  $n_x$ ,  $n_y$ .

Уравнения (3) и (4) не содержат функции прогиба, поэтому задача распадается на две. В первой задаче по формулам (3) и (4) вычисляем перемещения и усилия по формуле (2). Во второй задаче уравнение (1) в дискретной форме, с известными усилиями представляет собой обобщенную проблему собственных значений:

$$[A]\{\bar{w}\} = s[B]\{\bar{w}\}, \quad (5)$$

где матрица  $[A]$  – порождается левой частью уравнения (1), правая часть уравнения (1) дает матрицу  $[B]$ ;  $\{\bar{w}\}$  – собственный вектор;  $s$  – собственное число.

Формулировка уравнений (3), (4) может давать матрицу  $[B]$  особенную. Поэтому заменим дифференциальную формулировку первой задачи формулировкой интегральной

$$\begin{aligned} \mathcal{E}_n(u, v) = & -\frac{E}{2(1-\mu^2)} \iint_S \left[ \left( \frac{\partial u}{\partial x} \right)^2 + \left( \frac{\partial v}{\partial y} \right)^2 + \right. \\ & \left. + 2\mu \frac{\partial u}{\partial x} \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{1-\mu}{2} \left( \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right)^2 \right] dx dx + \\ & + \iint_S (Xu + Yv) dx dy + \int_{y=0}^{y=b} (\sigma_x^* u + \tau_{xy}^* v) \times \\ & \times dy \left[ \int_{x=0}^{x=a} + \int_{x=0}^{x=a} (\sigma_y^* v + \tau_{yx}^* u) dx \right]_{y=0}^{y=b} \end{aligned} \quad (6)$$

и добавим главные граничные условия:  $u = u^*$ ,  $v = v^*$ . В (6)  $\sigma_x^*$ ,  $\tau_{xy}^*$ ,  $\sigma_y^*$ ,  $\tau_{yx}^*$  – заданные напряжения. Выражение (6) содержит производные функций перемещений меньшего порядка по сравнению (3), (4); матрица  $[B]$  всегда симметричная. Используем первую и вторую вариации функционала (6)

$$\begin{aligned} \delta_1 \mathcal{E}_n = & \iint_S (X \delta_1 u + Y \delta_1 v) dx dy + \int_{y=0}^{y=b} (\sigma_x^* \delta_1 u + \tau_{xy}^* \delta_1 v) dy \Big|_{x=0}^{x=a} + \\ & + \int_{x=0}^{x=a} (\sigma_y^* \delta_1 v + \tau_{yx}^* \delta_1 u) dx \Big|_{y=0}^{y=b}, \end{aligned} \quad (7)$$

$$\begin{aligned} \delta^2 \mathcal{E}_n = & \delta_2 (\delta_1 \mathcal{E}_n) = -\frac{E}{(1-\mu^2)} \iint_S \left[ \frac{\partial \delta_2 u}{\partial x} \frac{\partial \delta_1 u}{\partial x} + \frac{\partial \delta_2 v}{\partial y} \frac{\partial \delta_1 v}{\partial y} + \right. \\ & \left. \mu \left( \frac{\partial \delta_2 u}{\partial x} \frac{\partial \delta_1 v}{\partial y} + \frac{\partial \delta_1 u}{\partial x} \frac{\partial \delta_2 v}{\partial y} \right) + \right. \\ & \left. + \frac{1-\mu}{2} \left( \frac{\partial \delta_2 u}{\partial y} + \frac{\partial \delta_2 v}{\partial x} \right) \left( \frac{\partial \delta_1 u}{\partial y} + \frac{\partial \delta_1 v}{\partial x} \right) + \right. \\ & \left. + \frac{1-\mu}{2} \left( \frac{\partial \delta_2 u}{\partial y} + \frac{\partial \delta_2 v}{\partial x} \right) \left( \frac{\partial \delta_1 u}{\partial y} + \frac{\partial \delta_1 v}{\partial x} \right) \right] dx dx, \end{aligned} \quad (8)$$

как для вычисления правой части системы уравнений

$$\begin{aligned} b_i = & \delta_1 \mathcal{E}_n(\vec{u}, \delta_1 \vec{u}) = \sum_{l=1}^p \frac{\partial \mathcal{E}_n(\vec{u}, \delta_1 \vec{u})}{\partial u_l} \delta_1 u_l; \quad i = 1, 2, \dots, p; \\ \delta_1 u_l = & \begin{cases} 1, & \text{при } l = i, \\ 0, & \text{при } l \neq i, \end{cases} \end{aligned} \quad (9)$$

так и для формирования коэффициентов этой системы уравнений

$$\begin{aligned} a_{ij} = & \sum_{k=1}^p \frac{\partial}{\partial u_k} \left( \sum_{l=1}^p \frac{\partial \mathcal{E}_n(\vec{u}, \delta_1 \vec{u}, \delta_2 \vec{u})}{\partial u_l} \delta_1 u_l \right) \delta_2 u_k, \quad (10) \\ \delta_2 u_k = & \begin{cases} 1, & \text{при } k = i, \\ 0, & \text{при } k \neq i, \end{cases} \\ \delta_1 u_l = & \begin{cases} 1, & \text{при } l = j, \\ 0, & \text{при } l \neq j, \end{cases} \\ i = & 1, 2, \dots, p; \quad j = 1, 2, \dots, p \end{aligned}$$

Здесь  $\vec{u} = (u_1, u_2, \dots, u_p)$  – вектор перемещений для  $p$  переменных и вариации вектора перемещений:

$$\delta_1 \vec{u} = (\delta_1 u_1, \delta_1 u_2, \dots, \delta_1 u_p),$$

$$\delta_2 \vec{u} = (\delta_2 u_1, \delta_2 u_2, \dots, \delta_2 u_p).$$

Для реализации задачи методом конечных разностей наложим на область пластинки прямоугольную равномерную сетку

$\omega_{ij} = \{(x_i = id_x, y_j = jd_y), i = 0, 1, \dots, m, j = 0, 1, \dots, n\}$  на отрезках  $[0, l_x]$  и  $[0, l_y]$ . Здесь  $x = x_i$  и  $y = y_j$  – узлы сетки;  $d_x = l_x / m$  и  $d_y = l_y / n$  – шаг сетки, а  $l_x$  и  $l_y$  – размеры пластинки по направлениям осей координат  $x$  и  $y$ . Эту сетку с узлами  $i, j$  назовем основной сеткой. Введем дополнительную сетку с узлами  $\xi, \eta: \omega_{\xi\eta} = \left\{ \begin{aligned} & (x_\xi = d_x / 2 + id_x, y_\eta = d_y / 2 + jd_y), \\ & i = 0, 1, \dots, m-1, j = 0, 1, \dots, n-1 \end{aligned} \right\}$ .

Континуальную область в (7) и (8) заменим дискретной  $\iint_S ( ) dx dy = \sum_{\xi=1}^{m-1} \sum_{\eta=1}^{n-1} ( ) d_x d_y$ , а дифференциальные операторы заменим конечно-разностными аналогами.

Приведем тестовый пример расчета пластинки, назначив  $X = 1$ ,  $Y = 0$ . Размеры  $l_x = 0,8$  м;  $l_y = 0,6$  м. Материал пластинки имеет характеристики  $E = 10^{10}$  Па и  $\mu = 0,45$ . Внутренние мембранные усилия покажем на рис. 1, а деформированный вид на рис. 2.

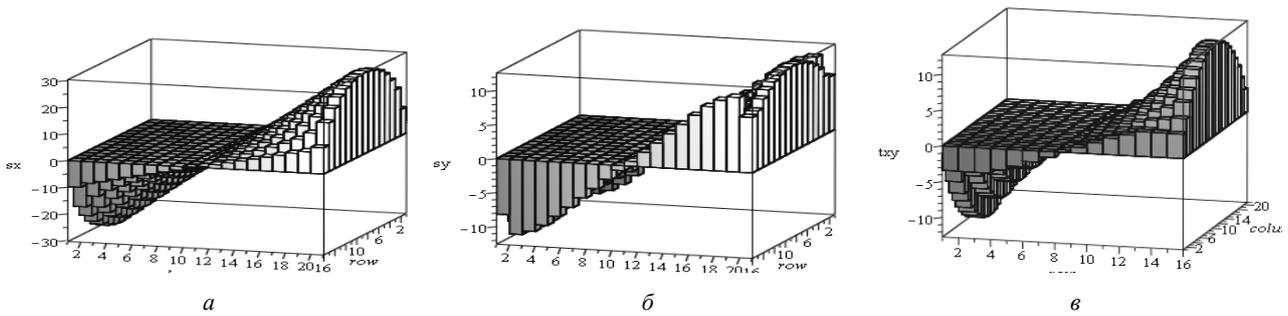


Рис. 1. Эпюры внутренних усилий:  
 а – продольные  $N_x$ ; б – продольные  $N_y$ ; в – сдвиговые  $S_{xy}$

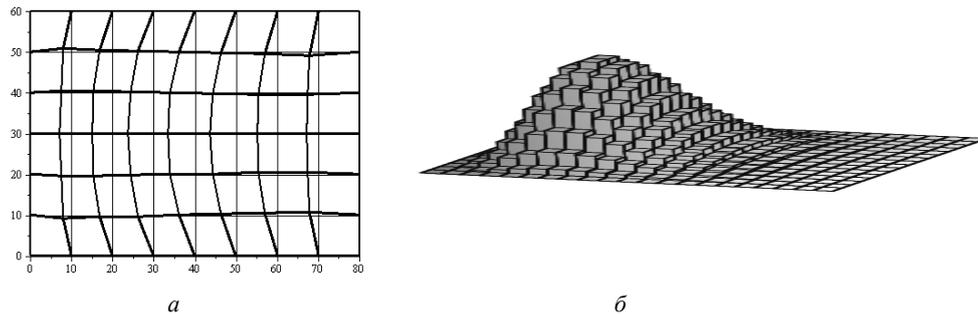


Рис. 2. Деформированный вид базисной поверхности:  
 а – перемещения  $u$ ; б – выпучивание пластинки, то есть первая равновесная форма

Рассмотренный подход к расчету «продольно-поперечного изгиба» пластин может быть использован для подбора и анализа геометрических и жесткостных параметров панелей при заданном ускорении или торможении, применяемых в технике.

#### Библиографические ссылки

1. Théorie de l'Élasticité des Corps Solides. Paris, 1883.
2. Тимошенко С. П. Устойчивость упругих систем. Л. ; М. : ОГИЗ, 1946. 532 с.

3. Тимошенко С. П., Гудьер Дж. Теория упругости. М. : Наука, 1975. 576 с.

#### References

1. Théorie de l'Élasticité des Corps Solides. Paris, 1883.
2. Tymoshenko S. P. Stability of elastic systems. State publishing house of technical and theoretical literature. M.-L., 1946. 532 p.
3. Timoshenko S., Goodier J. N. Theory of elasticity. M. : Science, 1975. 576 p.

© Сабиров Р. А., Быков А. В. 2013

УДК 629.783:656.073.7

### СПОСОБЫ УМЕНЬШЕНИЯ МАССЫ КОНСТРУКЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

И. В. Филимонов, А. К. Шатров

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»  
 Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52

Созданные на базе негерметичного исполнения космические аппараты отличаются долговечностью, простотой конструкции, модульностью, большим сроком активного существования, а также меньшей массой по сравнению с герметичным исполнением. В статье описаны способы уменьшения массы конструкции за счет применения адгезивных и композиционных материалов.

Ключевые слова: конструкция КА, масса КА, негерметичное исполнение.

## WAYS TO REDUCE THE WEIGHT OF THE STRUCTURE SPACECRAFT

I. V. Filimonov, A. K. Shatrov

JSC "Academician M. F. Reshetnev "Information Satellite Systems"  
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia

*Created on the basis of the nonpressurized space vehicles are durable, simple, modular with long operational life, and a lower weight than hermetic constructions. The ways to reduce the weight of the structure through the application of adhesive and composite materials are proposed.*

*Keywords: design of a space vehicle, the mass of the spacecraft, nonpressurized vehicles.*

Необходимость уместить как можно больше аппаратуры, используемой по целевому назначению, приводит к необходимости уменьшения массы основной конструкции космического аппарата. Крепление панелей между собой, а также к силовой конструкции корпуса в настоящее время в большей степени осуществляется с помощью интерфейсов-кронштейнов, выполняемых из сплавов алюминия (рис. 1). Замена материала у кронштейнов на альтернативные (композитные), а также изменение конфигурации кронштейнов приведет к значительной экономии массы конструкции в целом.

Предлагаемые способы закрепления панелей (см. рис. 2) несколько отличаются от применяемых на сегодняшний день. Далее кратко рассмотрены некоторые из них.

1. Соединение типа «крест». В предлагаемом способе соединение панелей осуществляется с помощью 4-х уголков из углепластика без использования вставок, клея ПЭК-74 и крепежа. Толщина уголка состав-

ляет 0,3 мм. Уголки клеятся к поверхности панелей с помощью эпоксидного адгезива.

2. Т-образное соединение панелей. Замена парных интерфейсных кронштейнов на объединенный U-образный кронштейн. Закрепление такого кронштейна осуществляется также с помощью эпоксидного адгезива и без использования вставок, клея ПЭК-74, крепежа.

3. Т-образное соединение панелей. Применение уголков из углепластика. Резьбовая часть в уголках получается за счет применения авиационных гаек, которые крепятся на уголок с помощью заклепок.

4. Использование вместо блоковых вставок из металлов вставок, изготовленных из углепластика. Изготавливаются квадратные трубки размером 20×20, после чего склеиваются между собой с помощью клея. Посадочные места для закрепления оборудования получаются за счет вклеивания вкладышей из металла необходимой толщины.

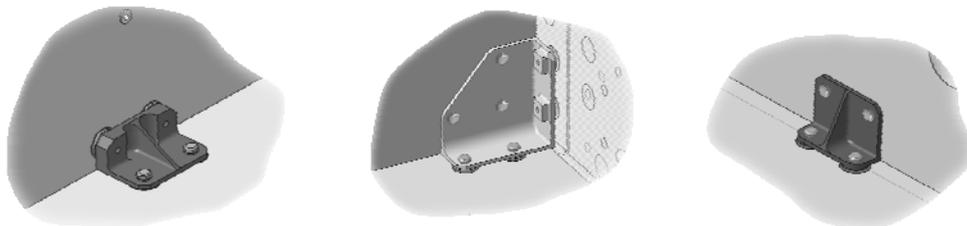


Рис. 1. Используемые виды закрепления панелей

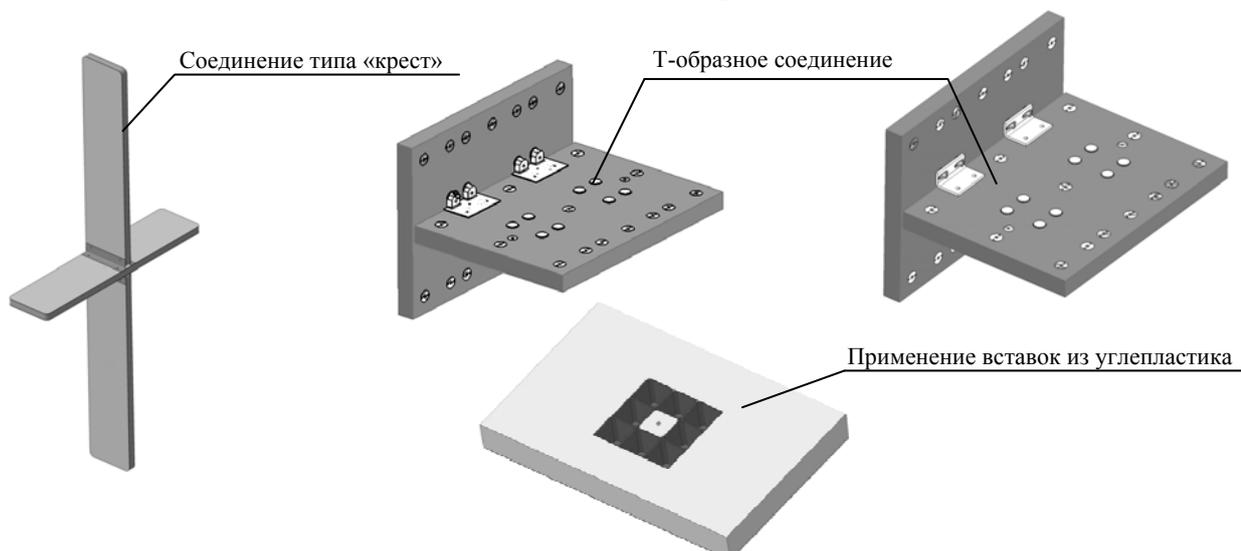


Рис. 2. Предлагаемые способы закрепления панелей

УДК 621.372.83.001.24

## О НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОМ СОСТОЯНИИ В ОТКРЫТОМ КОСМОСЕ КОНСТРУКЦИЙ ВОЛНОВОДНО-РАСПРЕДЕЛИТЕЛЬНЫХ СИСТЕМ\*

В. И. Халиманович<sup>1</sup>, М. М. Михнёв<sup>1</sup>, В. Н. Наговицын<sup>1</sup>, О. Б. Гоцелюк<sup>1</sup>  
П. Н. Сильченко<sup>2</sup>, И. В. Кудрявцев<sup>2</sup>

<sup>1</sup>ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»  
Россия, 662972, г. Железнодорожск Красноярского края, ул. Ленина, 52. E-mail: lekan@iss-reshetnev.ru

<sup>2</sup>Сибирский федеральный университет  
Россия, 660074, Красноярск, ул. Киренского, 26. E-mail: PSilchenko@kras-sfu.ru

*Рассматриваются вопросы оценки влияния тепловых воздействий на напряженно-деформированное состояние волноводно-распределительных систем космических аппаратов при эксплуатации на орбите.*

*Ключевые слова: космический аппарат, волноводно-распределительная система, солнечное излучение, нагрев, сигнал большой мощности, скин-слой, усталость.*

## ON STRESS-STRAIN STATE OF CONSTRUCTIONS OF WAVEGUIDE-DISTRIBUTION SYSTEMS IN THE OUTER SPACE

V. I. Halimanovich<sup>1</sup>, M. M. Michnev<sup>1</sup>, V. N. Nagovitsyn<sup>1</sup>, O. B. Gotseliuk<sup>1</sup>  
P. N. Sil'chenko<sup>2</sup>, I. V. Kudriavtsev<sup>2</sup>

<sup>1</sup>JSC "Academician M. F. Reshetnev "Information Satellite Systems"  
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia. E-mail: lekan@iss-reshetnev.ru

<sup>2</sup>Siberian Federal University  
26, Kirenskii str., Krasnoyarsk, 660074, Russia. E-mail: PSilchenko@kras-sfu.ru

*Assessment problems of influence of thermal effect on stress-strain state of waveguide-distribution systems of spacecrafts at operation in an orbit are considered.*

*Keywords: spacecraft, waveguide-distribution system, solar radiation, heating, high power signal, skin layer, fatigue.*

В процессе эксплуатации космических аппаратов (КА) на орбите все их элементы, узлы и системы подвергаются периодическому воздействию солнечного излучения, которое приводит к нагреву областей конструкций в зоне досягаемости прямых солнечных лучей и охлаждению остальных поверхностей, находящихся в тени. В результате такого неравномерного нагрева во всех открытых элементах космического аппарата, в частности волноводно-распределительных системах (ВРС), появятся температурные напряжения и деформации.

ВРС представляет набор жестко соединенных в протяженную пространственную систему тонкостенных трубчатых элементов прямоугольного поперечного сечения [1].

Проблема расчета ВРС на статическую и динамическую прочность на этапах изготовления, сборки и вывода КА на орбиту подробно рассмотрена в [1; 2] и др. Разработана методика расчета ВРС как стержневой конструкции с возможностью выделения локальных участков [1; 2] более точными методами теории пластин и оболочек, на основе которых получена система дифференциальных уравнений равновесия тонкостенного элемента с граничными условиями [3].

В процессе работы расположение ВРС и ее элементов относительно Солнца изменяется в широком

диапазоне в зависимости от точки орбиты, где находится КА. Следовательно, нагрев волноводов и полученное при этом напряженно-деформированное состояние от температурных воздействий будет постоянно изменяющимся и неопределенным.

Выполнение термоупругого анализа для всех возможных ориентаций ВРС относительно Солнца является практически невыполнимой задачей. При проектировании из всех возможных положений ВРС относительно Солнца необходимо выбрать такое положение, которое приводит к опасному напряженно-деформированному состоянию (НДС) от температурных излучений.

Определить направление вектора наиболее опасного температурного излучения на конструкцию ВРС КА является задачей весьма сложной, так как необходимо учитывать взаимосвязь между собой всех соединенных тонкостенных элементов прямоугольного поперечного сечения при их тепловых деформациях [4], а также их взаимодействие с платформой всего КА, на которую и устанавливается ВРС.

Предлагается на первом этапе исследовать возможные конфигурации отдельных участков ВРС на действие вектора температурных излучений различных направлений с учетом всех возможных краевых условий, определяющих установку этого участка на платформу КА.

\* Работа выполнена при поддержке гранта Президента РФ № МК-257.2013.8.

По результатам расчета НДС можно определить опасные точки конструкции участка ВРС и обосновать методы их конструктивного исполнения для обеспечения условий прочности.

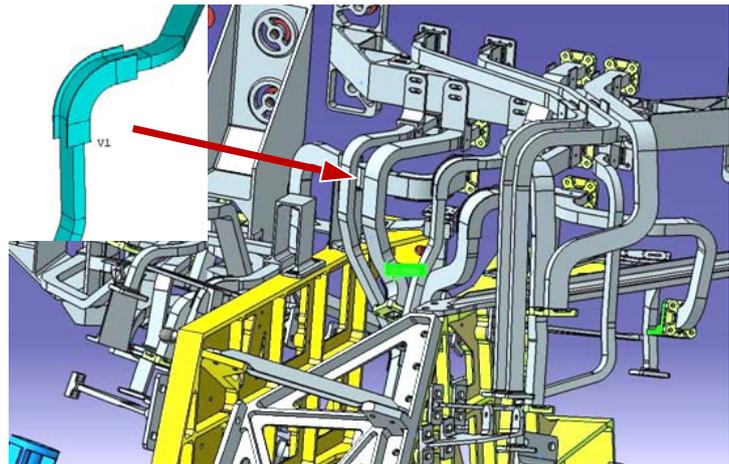
Регулировать НДС участка волновода можно изменением толщины стенки элементов, установкой дополнительных опор, применением накладок (см. рисунок) и др.

Результаты термоупругого анализа, полученные при расчете участков ВРС различной конфигурации, показали, что наиболее опасными будут являться случаи, когда при нагреве солнечным излучением волноводов образуется критическое НДС, вызывающее остаточные деформации формы прямоугольного поперечного сечения, мест соединения и крепления участков волноводов. Помимо солнечного излучения, дополнительным источником нагрева волноводов является выделение тепла при передаче по ним электромагнитных сигналов большой мощности. В этом случае часть сигнала рассеивается в тонком проводящем скин-слое в виде тепла, нагревая волновод изнутри.

Периодический нагрев солнечным излучением в сочетании с выделением тепла от регулярной передачи электромагнитных сигналов, с последующим охлаждением волноводов до температуры открытого космоса приводит к появлению температурных напряжений, которые изменяются по циклическому закону. С учетом длительности срока активного существования современных КА (15–20 лет) такое циклическое нагружение может привести к тому, что число циклов «нагрев-охлаждение» достигнет предела выносливости материала волноводов с возникновением микротрещин и возможными разрушениями.

Одним из условий проектирования ВРС является выполнение требований по обеспечению прочности при минимальной массе. Достижение условия минимальной массы можно выполнить снижением толщины стенки волноводов, рациональной расстановкой опор и др. Но при этом должны быть обеспечены требования по выполнению определенного динамического состояния как отдельных участков, так и ВРС в целом. Можно сделать толщину стенку волновода малой, но при этом может возникнуть ситуация, что при выводе на орбиту в некоторых точках ВРС будет образовываться критическое НДС или собственные и вынужденные частоты будут находиться в опасной области от требуемых. В этом случае возможно регулирование НДС производить установкой дополнительных накладок, как это выполнено в КА «Express-AM6» (см. рисунок). Но будут ли обеспечены условия минимума массы, достаточной прочности, жесткости и термоусталостной прочности при установке этих дополнительных накладок на срок активной эксплуатации КА 15–20 лет, остается неясным.

Для оценки нагрева волноводов от солнечного излучения и передачи по ним электромагнитных сигналов большой мощности нами разрабатывается методика расчета, которая позволит определять их температурные поля при различных граничных и началь-



Участок ВРС с накладками

ных условиях, а также соответствующие им температурные напряжения. Разработанная методика позволяет оценивать полное статическое и динамическое состояние ВРС на всех стадиях жизненного цикла космического аппарата.

#### Библиографические ссылки

1. Методика расчета напряженно-деформационного состояния волноводно-распределительных систем космических аппаратов / П. Н. Сильченко, И. В. Кудрявцев, М. М. Михнёв, В. Н. Наговицин // Журнал Сибирского федерального университета. Сер. Техника и технологии. 2012. № 2. С 150–161.
2. Анализ динамического состояния волноводно-распределительных систем от воздействия вибрационных нагрузок на этапе вывода космического аппарата на орбиту / П. Н. Сильченко, И. В. Кудрявцев, М. М. Михнёв, В. И. Халиманович, В. Н. Наговицин // Журнал Сибирского федерального университета. Сер. Техника и технологии. 2012. № 2. С. 205–219.
3. Система дифференциальных уравнений для элемента волноводного тракта космических аппаратов / П. Н. Сильченко, И. В. Кудрявцев, М. М. Михнёв // Междунар. конф. по дифференциальным уравнениям и динамическим системам. Суздаль, 2–7 июля 2010 года. С. 172–174.
4. Сильченко П. Н. Обеспечение прочности и точности крупногабаритных волноводно-распределительных систем космических аппаратов связи / П. Н. Сильченко, М. М. Михнёв, А.В. Анкудинов, И. В. Кудрявцев // Проблемы машиностроения и надежности машин. 2012. № 1. С. 112–117.

#### References

1. Sil'chenko P. N. Metodika raschjota naprjazhjonno-deformacionnogo sostojanija volnovodno-raspreditel'nyh sistem kosmicheskikh apparatov / P. N. Sil'chenko, I. V. Kudrjavcev, M. M. Mihnjov, V. N. Nagovicin // Zhurnal Sibirskogo federal'nogo universiteta. Serija: Tehnika i tehnologii. 2012 g. № 2. S. 150–161.
2. Sil'chenko P. N. Analiz dinamicheskogo sostojanija volnovodno-raspreditel'nyh sistem ot

vozhdeystviya vibracionnyh nagruzok na jetape vyvoda kosmicheskogo apparata na orbitu / P. N. Sil'chenko, I. V. Kudrjavcev, M. M. Mihnjov, V. I. Halimanovich, V. N. Nagovicin // Zhurnal Sibirskogo federal'nogo universiteta. Serija: Tehnika i tehnologii. 2012 g. № 2. S. 205–219.

3. Sistema differencial'nyh uravnenij dlja jelementa volnovodnogo trakta kosmicheskikh apparatov / Sil'chenko P. N., Kudrjavcev I. V., Mihnev M. M. Mezhdunarodnaja konferencija po differencial'nym uravnenijam i

dinamicheskim sistemam – Suzdal', 2–7 ijulja 2010 goda. S. 172–174.

4. Sil'chenko P.N. Obespechenie prochnosti i tochnosti krupnogabaritnyh volnovodno-raspreditel'nyh sistem kosmicheskikh apparatov svjazi / P. N. Sil'chenko, M. M. Mihnev, A.V. Ankudinov, I. V. Kudrjavcev // Problemy mashinostroenija i nadezhnosti mashin. 2012. № 1. S. 112–117.

© Халиманович В. И., Михнёв М. М., Наговицин В. Н., Гоцелюк О. Б., Сильченко П. Н., Кудрявцев И. В., 2013

УДК 629.7(075.8)

## СИЛОВОЙ МИНИ-ПРИВОД РУЛЕВЫХ ПОВЕРХНОСТЕЙ

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

<sup>1</sup> Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: yakovlevish@mail.ru

<sup>2</sup> ООО «КВОНТ»  
Россия, 660041, Красноярск, просп. Свободный, 75

*Показана схема электромеханического привода, в котором внутри цилиндрических зубчатых колес установлены бесколлекторные вентильно-индукторные двигатели. Экспериментальный образец такого привода показал несомненные преимущества по сравнению с другими приводами.*

*Ключевые слова: электромеханический привод, зубчатое колесо, вентильно-индукторный двигатель.*

## POWER MINI WHEEL FOR STEERING SURFACES

I. Y. Shestakov<sup>1</sup>, C. G. Nadaraia<sup>2</sup>, A. A. Fadejev<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: yakovlevish@mail.ru

<sup>2</sup>«CVONT» LLC  
75, Svobodnyy prosp., Krasnoyarsk, 660041, Russia

*A diagram of the electromechanical drive is shown. The drive contains the cylindrical gears installed brushless valve-inductor motors inside. Experimental sample of such a drive demonstrates evident advantages in comparison with other drives.*

*Keywords: Electromechanical drive, gear wheel, a valve-inductor engine.*

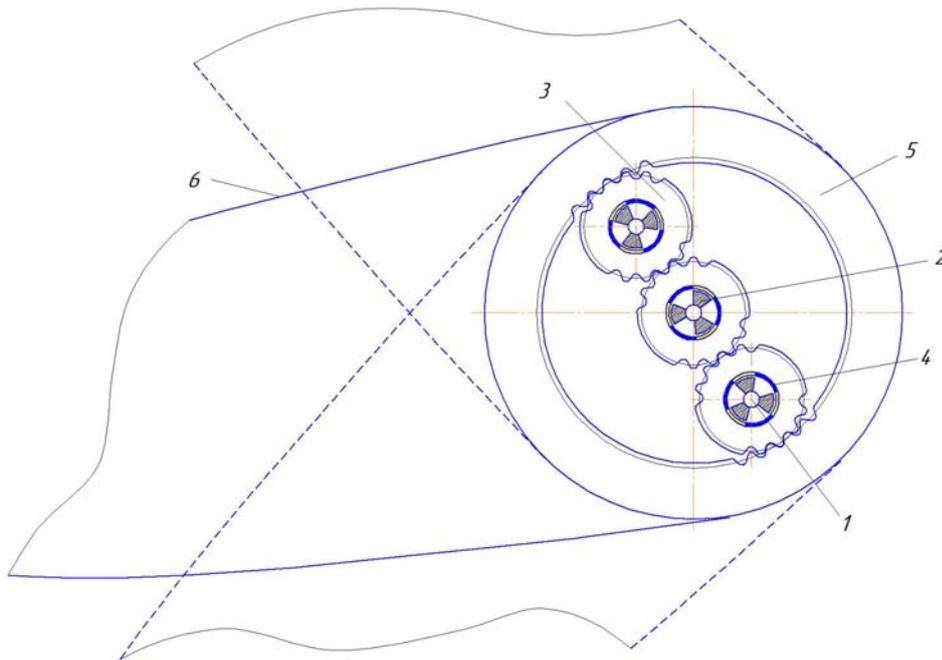
Системы управления рулями самолетов – одни из основных и важных бортовых систем, во многом определяющие его эксплуатационные и тактические возможности, включая безопасность полета. Они представляют собой сложный комплекс электронно-вычислительных, электрических, гидравлических и механических устройств, в совокупности обеспечивающих необходимые характеристики устойчивости и управляемости самолета, стабилизацию установленных летчиком режимов полета, программное автоматическое управление самолетом на всех режимах.

Широкое распространение в системе управления самолетом получили гидравлические приводы. Гидропривод позволяет создавать большое усилие, обеспечивает фиксацию промежуточных положений механизмов управления. Недостатки гидросистем: значительные массы и габариты, сложная схема трубопроводов, зависимость параметров рабочего тела от

температуры окружающей среды, при повреждении агрегатов и трубопроводов происходит потеря управления самолетом. Электромеханические приводы не имеют подобных недостатков, поэтому на данном этапе развития авиастроения принята концепция самолета с повышенным уровнем электрификации, предусматривающая использование электрической энергии для широкой номенклатуры потребителей, в том числе для электромеханических приводов [1].

Проектирование электромеханических приводов для самолетов 5-го поколения потребует, прежде всего, разработки и совершенствования основных элементов, входящих в электромеханический привод: электродвигателей и редукторов с лучшими массогабаритными и энергетическими характеристиками по сравнению с существующими.

Одной из наиболее перспективных кинематических схем электромеханических приводов является



Силовой электромеханический привод

схема исполнительного механизма, состоящего из бесконтактных электродвигателей, установленных внутри зубчатых цилиндрических колес (см. рисунок). На неподвижных осях (1) расположены статорные обмотки (2) вентильно-индукторного двигателя. Коаксиально осям на подшипниках качения (на рисунке не показаны) установлены зубчатые колеса (3), на внутренней поверхности которых размещены сегменты (4) из магнитотвердых материалов. Колесо (5) с зубьями, расположенными по внутренней поверхности, жестко соединено с рулевой поверхностью (6). При такой конструкции привода крутящий момент на зубчатом колесе (5) будет равен сумме моментов, создаваемых каждым электродвигателем при равенстве диаметров зубчатых колес, в которых установлены электродвигатели.

В заводских условиях была изготовлена партия рассмотренных выше приводов. В крыле беспилотного летательного аппарата (длина крыла 2200 мм, ширина – 700 мм) было установлено 6 силовых мини-приводов: 2 в элероне и 6 в закрылке. Мощность одного электромеханического привода равна 700 Вт, напряжение питания – 24 В, число оборотов роторов регулировалось от 10 до 1000 об/мин. Габариты мини-

привода были равны: диаметр 30 мм, ширина 20 мм. Испытания беспилотного аппарата прошли успешно. Силовой мини-привод отработал всю программу полета без замечаний.

#### Библиографическая ссылка

1. Кузьмичев Р. В., Ситин Д. А., Степанов В. С. Исполнительные механизмы петлеобразной формы приводов самолетов с повышенным уровнем электрификации // Труды МАИ. 2011. № 45. [Электронный ресурс]. URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=25426> (дата обращения: 20.09.2013).

#### Reference

1. Kuzmichev R. V., Sitin D. A., Stepanov V. S. *Elektronnyi zhurnal "Trudy MAI"*, 2011, no 45 available at: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=25426> (accessed 20.09.2013).

© Шестаков И. Я., Надараица Ц. Г.,  
Фадеев А. А., 2013



*Секция*

**«КРУПНОГАБАРИТНЫЕ  
ТРАНСФОРМИРУЕМЫЕ КОНСТРУКЦИИ  
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ»**



УДК 629.78.06-533.6

## РЕЗУЛЬТАТЫ СОЗДАНИЯ КОНТУРНЫХ ТЕПЛОВЫХ ТРУБ И ИХ ИСПОЛЬЗОВАНИЕ В СОВРЕМЕННЫХ КА

*А. И. Алифанов, С. П. Ермилов, М. И. Синиченко, Л. М. Бородин*

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»  
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52

*Рассматриваются разработка и создание в ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева» контурных тепловых труб для современных КА.*

*Ключевые слова: система терморегулирования, контурная тепловая труба.*

## RESULTS OF DESIGNING LOOP HEAT PIPES AND THEIR USE IN MODERN SPACECRAFT

*A. I. Alifanov, S. P. Ermilov, M. I. Sinichenko, L. M. Borodin*

JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”  
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia

*The development and design of loop heat pipes for modern satellites by the Joint- Stock Company «Academician M. F. Reshetnev «Information satellite systems» are considered.*

*Keywords: the thermal control system, loop heat pipe.*

В настоящее время, в эру космических технологий, в мире сложилась тенденция постоянно растущего спроса на услуги связи, телерадиовещания, Интернета и навигации, что, несомненно, требует создания более мощной бортовой аппаратуры и систем ее обеспечения.

Современные космические аппараты (далее по тексту – КА) создаются на базе комических платформ негерметичного исполнения, что изменяет состав их систем терморегулирования.

До недавнего времени при разработке систем терморегулирования ввиду особенности некоторых приборов основная ставка делалась на тепловые трубы. Но из-за их жесткой конструкции возникают некоторые сложности с их размещением внутри сотовых панелей космического аппарата. Также тепловые трубы обладают способностью только распределять небольшое количество тепла по поверхности сотовой панели, что не всегда представляется возможным в связи с плотной компоновкой теплоизлучающих приборов и выделением ими слишком большого количества тепла, которое необходимо сбрасывать в открытое пространство. По сравнению с тепловыми трубами контурные тепловые трубы способны передавать большое количество тепловой нагрузки при незначительных перепадах температуры между зоной отвода тепла и радиатором на необходимое расстояние. Отличаются кажущейся простотой конструкции, незначительной массой, отсутствием движущихся частей и полной автономностью.

Сейчас, когда наметилась тенденция повышения мощности аппаратуры, появилась необходимость в разработке и использовании нового устройства системы терморегулирования контурной тепловой трубы (далее по тексту – КТТ). Внешний вид КТТ показан на рис. 1.

КТТ является двухфазным теплопередающим устройством. Капиллярный испаритель (капиллярный насос) является одной из основных частей двухфаз-

ных теплопередающих устройств с капиллярной прокачкой теплоносителя, осуществляющих передачу тепла в испарительно-конденсационном цикле. Отличительной особенностью конструкции КТТ является наличие высокопористой капиллярной структуры из спеченного никелевого порошка, только в самом капиллярном испарителе, что позволяет с легкостью прокладывать гладкостенные трубопроводы малого сечения по конструкции космического аппарата. За счет сил поверхностного натяжения аммиака создается капиллярный напор, обеспечивающий перепад давления и циркуляцию пара и жидкости по контуру на достаточно большое расстояние. Кроме того, по сравнению с тепловыми трубами в КТТ благодаря высокому напору нет существенных ограничений по положению контурной тепловой трубы относительно горизонта в условиях наземных испытаний.

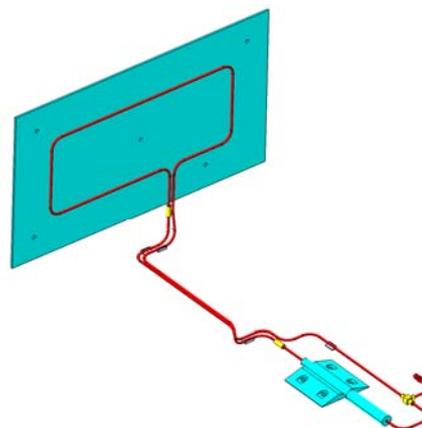


Рис. 1. Внешний вид контурной тепловой трубы

Основной сложностью при создании КТТ является получение высокопористой капиллярной структуры из спеченного никелевого порошка и получение перепада

давления рабочей жидкости за счет плотной посадки этой структуры в корпус капиллярного насоса, чем и определяется его дальнейшая работоспособность.

На протяжении последних нескольких лет конструкторами ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева непрерывно ведутся работы по освоению технологии, внедрению ее в производство и созданию этих теплопередающих устройств. За это время на предприятии выпущена конструкторская, технологическая и программно-методическая документация, организованы производственные помещения, чистые зоны, произведено обновление необходимого оборудования, созданы все необходимые условия для производства, изготовления и испытания контурных тепловых труб.

На сегодняшний день итогами работ является разработанная, созданная и успешно запущенная на орбиту функционирования в составе малого космического аппарата «МиР» миниатюрная контурная тепловая труба, в настоящий момент прошедшая квалификационные испытания в условиях реального космического пространства. Контурная тепловая труба, установленная на малом космическом аппарате «МиР» вместо одной из двух газорегулируемых тепловых труб (ГРТТ) для проведения летного эксперимента, как показала практика, на порядок превосходит ее по своим теплофизическим характеристикам. Схема установки КТТ совместно с ГРТТ на приборном кронштейне показана на рис. 2.

КТТ по сравнению с ГРТТ имеет следующее преимущество:

- масса газорегулируемой тепловой трубы – 800 г;
- масса контурной тепловой трубы – 300 г;
- передаваемая тепловая мощность газорегулируемой тепловой трубы – 15 Вт;
- передаваемая тепловая мощность контурной тепловой трубы – 40–50 Вт;
- общий гарантийный срок газорегулируемой тепловой трубы – 6,5 лет;
- общий гарантийный срок контурной тепловой трубы не менее 15 лет.

То есть наряду с тем что масса контурной тепловой трубы в два с половиной раза меньше, она способна отводить от приборных кронштейнов в 3 раза больше тепловой нагрузки. В ходе наземной экспериментальной отработки найдена зависимость запуска контурной тепловой трубы и режимов ее постоянной работы от начала подвода тепловой нагрузки и ее завершением. Испытания проводились как при нормальных условиях, так и в барокамере при вакууме с разным количеством заправленного аммиака и с разной подаваемой тепловой нагрузкой.

Следовательно, доказана целесообразность применения новых устройств в системе терморегулирования – контурных тепловых труб.



Рис. 2. Контурная тепловая труба совместно с газорегулируемой тепловой трубой на приборном кронштейне перед установкой на МКА «МиР»

В данный момент на базе этой КТТ разработана и изготавливается усовершенствованная КТТ с капиллярным испарителем, имеющим увеличенный объем гидроаккумулятора, которая будет установлена на будущий малый космический аппарат «ДОСААФ-85» этой же серии. Также параллельно с этим ведутся работы по созданию двухфазного раскрываемого радиатора с более мощными капиллярными испарителями, способными отводить до 1000 Вт тепловой нагрузки. Проработан вопрос создания детального конструктивного исполнения капиллярных насосов, представленных в двух исполнениях испарительной части: алюминиевом и стальном корпусе. Получены уникальные результаты по сравнению характеристик этих двух исполнений капиллярных насосов.

На сегодняшний день темпы роста продукции космической отрасли уже соизмеримы с общемировыми, но для поддержания постоянной конкурентоспособности продукции необходимо постоянно совершенствоваться, развивать производство, обновлять станочный парк, создавать необходимые производственные площади, чистые зоны и привлекать высококвалифицированные кадры. Объем всех этих важнейших вышеперечисленных задач на протяжении последних лет с блеском решается на предприятии ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»

Контурные тепловые трубы открывают новые перспективные направления использования этих устройств в системе терморегулирования на качественно новом уровне, с возможностью дальнейшего развития производства и установки их уже на платформах космических аппаратов тяжелого класса.

© Алифанов А. И., Ермилов С. П., Синиченко М. И., Бородин Л. М., 2013

УДК 629.78

## ОПЫТ ПРИМЕНЕНИЯ ТЕКСТИЛЬНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ИЗДЕЛИЙ ИЗ КОМПОЗИТНЫХ МАТЕРИАЛОВ

*А. П. Белоглазов, А. В. Габов, В. И. Елистратов*

Общество с ограниченной ответственностью «Ниагара»  
Россия, 119049, г. Москва, ул. Донская, 6, стр. 2. E-mail: niagara-mos@inbox.ru

*Представлены результаты разработки в ООО «Ниагара» (г. Щелково Московская область) технологий получения бесшовных труб из УП (углепластика) и 3D-каркасов для УУКМ (углерод-углеродные композитные материалы).*

*Ключевые слова: тканые и плетеные каркасы, нетканая технология, бесшовные трубы из углепластика, 3D-каркасы для УУКМ.*

## APPLICATION EXPERIENCE OF TEXTILE TECHNOLOGIES FOR MANUFACTURING COMPOSITE MATERIAL ARTICLES

*A. P. Beloglazov, A. V. Gabov, V. I. Elistratov*

Niagara Ltd.  
6, Donskaya str., Moscow, 119049, Russia. E-mail: niagara-mos@inbox.ru

*The technology development results obtained in Niagara Ltd are presented. (Shchelkovo, Moscow region) The technologies are to produce seamless pipes from carbon plastics and 3D-frames for carbon-carbon composites.*

*Keywords: woven and braided preforms, non-woven technologies, seamless pipes from carbon plastics, 3D-preforms for carbon-carbon composites.*

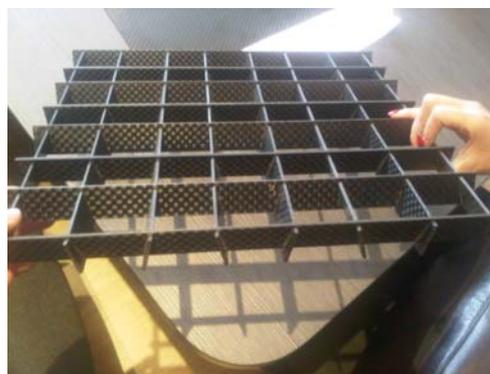
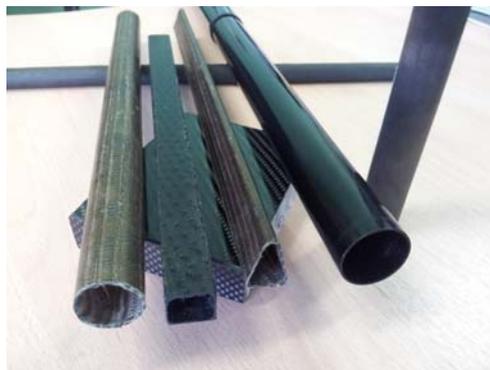
Ткачество, плетение, нетканые технологии и их комбинации в принципе позволяют получать одно- и многослойные структуры сложной формы, минуя стадию послойной выкладки ткани или ленты. Однако применение типовых технологий для таких «нетипичных» волокон, как комплексные углеродные, арамидные, стекло- и высокомолекулярные полиэтиленовые требует специальных приемов и оснастки.

ООО «Ниагара» (лицензия Роскосмоса № 967К от 8 августа 2008г.) специализируется на разработке и производстве тканых и плетеных трубок, лент, шнуров из перечисленных материалов для применения в том числе в аэрокосмической индустрии.

После пропитки связующим возможно получение таких композитных изделий, как бесшовные трубы различного сечения и формы (треугольные, прямоугольные, винтовые и др.). Нетканые технологии используются для производства 3D-каркасов для УУКМ (углерод-углеродные композитные материалы).

Проводятся исследования по возможному применению разрабатываемых нетканых материалов для теплоизоляции в конструкциях космических аппаратов.

Некоторые из полученных результатов представлены в настоящем докладе.



Образцы изделий

© Белоглазов А. П., Габов А. В., Елистратов В. И., 2013

УДК 621.396.67:624.07

## РАЗРАБОТКА МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ И ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ КРУПНОГАБАРИТНОГО РЕФЛЕКТОРА

А. В. Бельков<sup>1</sup>, О. К. Валишевский<sup>2</sup>, А. И. Величко<sup>2</sup>, А. П. Жуков<sup>1</sup>, М. С. Павлов<sup>1</sup>, В. С. Пономарев<sup>1</sup>,  
С. В. Пономарев<sup>1</sup>, А. В. Попов<sup>2</sup>, В. И. Халиманович<sup>2</sup>, В. В. Шальков<sup>2</sup>, Д. О. Шендалев<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Научно-исследовательский институт прикладной математики и механики  
Томского государственного университета

Россия, 634050 г. Томск, пл. Ленина 36. E-mail: psv@niipmm.tsu.ru

<sup>2</sup>ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»

Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52. E-mail: usmanov@iss-reshetnev.ru

*Рассматриваются результаты численного моделирования крупногабаритного рефлектора вантовой конструкции. Конечно-элементная модель рефлектора реализует математическую постановку задачи с учетом нелинейного характера деформирования всей конструкции. Выполнен анализ напряженно-деформированного состояния, анализ собственных частот рефлектора на штанге и тепловой анализ.*

*Ключевые слова: конечно-элементное моделирование, напряженно-деформированное состояние, крупногабаритный рефлектор.*

## DEVELOPMENT OF MATHEMATICAL MODEL AND NUMERICAL MODELLING OF THE INTENSE-DEFORMED CONDITION OF THE LARGE-SIZED REFLECTOR

А. В. Belkov<sup>1</sup>, О. К. Valishevskii<sup>2</sup>, А. И. Velichko<sup>2</sup>, А. П. Zhukov<sup>1</sup>, М. С. Pavlov<sup>1</sup>, С. В. Ponomarev<sup>1</sup>,  
V. S. Ponomarev<sup>1</sup>, А. V. Popov<sup>2</sup>, V. I. Halimanovich<sup>2</sup>, V. V. Shalkov<sup>2</sup>, D. O. Shendalev<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Scientifically – research Institute of Applied Mathematics and Mechanics with Tomsk State University  
36, Lenina Av., Tomsk, 634050, Russia. E-mail: psv@niipmm.tsu.ru

<sup>2</sup>JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”

52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia. E-mail: usmanov@iss-reshetnev.ru

*The mathematical model is developed and the large-sized reflector of umbellate type is numerically modeled. The reflector's finite element model realizes mathematical statement of a problem in view of nonlinear character of deformation of all design. The analysis of a reflector's own frequencies on a bar and the thermal analysis are performed under the intense-deformed condition.*

*Keywords: finite element modeling, a large-sized reflector, intense-deformed condition.*

Проведено численное моделирование напряженно-деформированного состояния крупногабаритного антенного рефлектора космического аппарата с учетом тепловых воздействий при его эксплуатации. На рисунке 1 показана конструкция рефлектора: вид сбоку (а) и вид «в чашу» (б). Офсетный рефлектор имеет восемь спиц со штангой, крепящейся к одной из спиц. Исследованы различные конфигурации как формообразующей структуры (фронтальная и тыльная сети), так и вантовой системы (оттяжки), обеспечивающие наилучшие значения среднеквадратичного отклонения (СКО) отражающей поверхности при различном количестве вант. Также рассмотрены различные варианты крепления рефлектора к штанге и выполнена оценка жесткости конструкции и устойчивости основных элементов.

Рассматривались рефлекторы с разными силовыми каркасами, состоящими из 6, 8 и 12 спиц. В результате проведенных исследований выбрана конструкция с 8 спицами с учетом требований по таким параметрам, как масса и жесткость рефлектора. Анализ достижимой точности отражающей поверхности рефлектора (СКО, фокус, фокальная ось) показал, что тре-

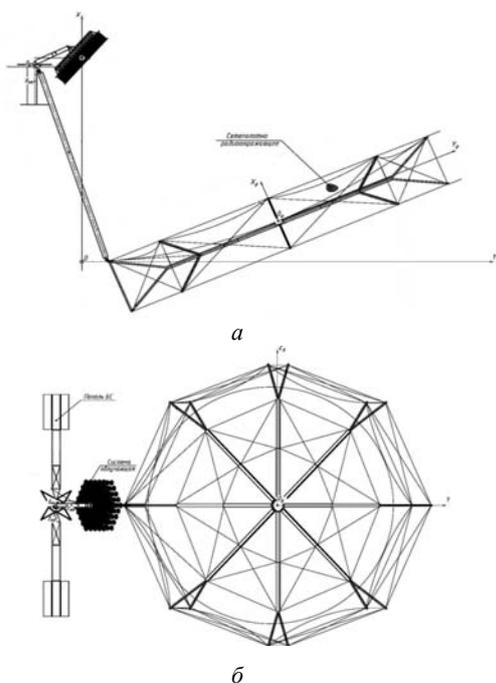
буемая точность достигается при количестве оттяжек, не превышающем 800.

Численное моделирование показывает, что симметрия фронтальной и тыльной сетей позволяет более точно настроить форму отражающей поверхности после нескольких итераций процесса настройки.

Исследование жесткости конструкции рефлектора показало, что конструкция с 8 спицами удовлетворяет требованиям технического задания по частотам собственных колебаний.

Проведен тепловой анализ по элементам конструкции антенны в условиях ее эксплуатации на геостационарной орбите Земли. Основными факторами, влияющими на тепловой режим рефлектора, являются нагрев за счет солнечного излучения, нагрев за счет отраженного от элементов конструкции спутника солнечного излучения и остывание элементов конструкции.

Для решения задачи нахождения распределения температуры в элементах конструкции использовался метод конечных элементов. В тепловой модели учитывались кондуктивный теплообмен антенны и теплообмен переизлучением между элементами конструкции.



Антенный рефлектор с 8 спицами:  
а – вид сбоку; б – вид «в чашу»

Тепловой анализ рефлектора проведен для следующих расчетных случаев: весеннее равноденствие; осеннее равноденствие; летнее солнцестояние; зимнее солнцестояние. Для каждого расчетного случая рассматривался один виток орбиты продолжительностью в 24 часа с дискретизацией в 1 час.

По результатам анализа для весеннего и осеннего равноденствия, а также зимнего и летнего солнцестояния выявлены элементы конструкции с максимальными и минимальными температурами. Зимнее солнцестояние и весеннее равноденствие выбраны в качестве «горячего» и «холодного» случаев соответственно для анализа температурных деформаций антенны. Наибольшие искажения отражающей поверхности возникают при выходе рефлектора из тени Земли в весеннее равноденствие и при падении солнечного излучения «в чашу» рефлектора в период зимнего солнцестояния. В целом СКО отражающей поверхности рефлектора не превышает значения, определенно техническим заданием.

© Бельков А. В., Валишевский О. К., Величко А. И., Жуков А. П., Павлов М. С., Пономарев В. С., Пономарев С. В., Попов А. В., Халиманович В. И., Шальков В. В., Шендалев Д. О., 2013

УДК 621.396.67

## МЕТОДИКА ЮСТИРОВКИ И СБОРКИ АНТЕНН КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ, НЕ ИМЕЮЩИХ СОБСТВЕННЫХ ЭЛЕМЕНТОВ РЕГУЛИРОВКИ

*В. В. Болгов, В. Б. Тайгин*

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52. E-mail: bolgov-v@iss-reshetnev.ru

*Анализируются существующие методы юстировки антенн космических аппаратов и описывается новый метод. Показаны особенности нового метода на примере настройки и сборки офсетной зеркальной антенны. Разработанный метод юстировки антенн космических аппаратов применим для большого класса антенн (зеркальные антенны различного исполнения), не имеющих в конструкции элементов регулировки положения.*

*Ключевые слова: зеркальная антенна, юстировка и настройка антенн космических аппаратов, антенна со сложным интерфейсом.*

## METHOD OF ADJUSTMENT AND ASSEMBLING OF SPACECRAFT ANTENNAS HAVING NO ADJUSTMENT ELEMENTS

*V. V. Bolgov, V. B. Taigin*

JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”  
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia. E-mail: bolgov-v@iss-reshetnev.ru

*The article analyzes the existing methods for spacecraft antennas adjustment and describes a new method. The features of a new method are shown considering the example of configuration and assembling of an offset reflector antenna. The developed method of spacecraft antennas adjustment is applicable for a large class of antennas (reflector antennas of different design) which do not include position adjustment elements.*

*Keywords: reflector antenna, adjustment and assembling of spacecraft antennas, antenna with a complex interface.*

Антенны космических аппаратов – сложные конструкции, важным критерием работоспособности которых является соответствие значений радиотехнических характеристик (РТХ) (диаграмма направленно-

сти, коэффициент стоячей волны и др.) заданным. Получить нужные значения РТХ у антенны можно ее юстировкой (настройкой).

Существует несколько методов настройки антенн

космических аппаратов (КА). Первый метод реализуется наличием в конструкции антенны элементов регулировки (косые кольца, пазы, отверстия и другие конструктивные решения). Антенна настраивается в сборе. Второй метод реализуется на антеннах со сложным интерфейсом (не имеют общей базы, антенны больших габаритов), он заключается в настройке антенны на юстировочном стенде и последующем проектировании переходных кронштейнов для установки элементов антенны на КА. Методы отработаны и используются в разработках современных конструкций антенн КА. Перспективным методом юстировки антенн является второй метод, при котором антенна настраивается на юстировочном стенде, так как снижается масса антенны ввиду отсутствия элементов регулировки, а также повышается жесткость конструкции, так как имеется меньшее количество крепежных элементов.

Но данный метод не всегда актуален ввиду особенностей состава антенны и расположения антенны на КА – для антенн с малыми габаритами и фокусными расстояниями и антенн, конструктивно расположенных на общих силовых опорах (антенна Грегори, антенна Кассегрена, параболические антенны).

Проанализировав имеющиеся методы настройки антенн, разработали новый метод юстировки. Предлагаемый новый метод настройки и сборки антенн КА позволяет упростить конструкцию антенн в части элементов настройки, а конструктивное решение исполнения антенны позволяет избавиться от компенсаторов для температурных развязок, снижает массу антенны, обеспечивает высокую точность установки.

Данный метод рассмотрен на малогабаритной зеркальной антенне (рис. 1). Антенна состоит из рупорного облучателя, рефлектора и силовой опоры.

Зеркальная антенна представляет собой достаточно общий тип излучающей системы, с помощью которой в принципе можно получить близкое приближение практически к любой заданной форме диаграммы направленности [1].

Новая методика юстировки и сборки антенн состоит из трех этапов.

Этап 1. Юстировка антенны. После изготовления составных частей антенны следующим этапом является настройка антенны на технологическом юстировочном стенде. Юстировочный стенд – технологическое приспособление, на котором при помощи переходных кронштейнов на устройствах с шестью степенями свободы (гексоподах) располагаются элементы антенны. Облучатель и рефлектор имеют положения, отличающиеся от теоретического ввиду погрешностей изготовления и сборки. Антенна настраивается перемещением рефлектора относительно неподвижного облучателя, что позволяет сохранить положение выходных фланцев и волноводов. В результате настройки достигаются необходимые значения РТХ антенны. На рефлекторе и облучателе антенны имеются оптические элементы контроля положения, после настройки они измеряются. Для обеспечения точных итоговых значений по установке вводятся системы координат, которые определены на различных стендах, что позволяет реализовать необходимые манипуляции.

Этап 2. Установка элементов антенн на силовые опоры. Для установки элементов антенны на силовую опору используется дополнительное технологическое приспособление (рис. 2), состоящее из направляющей, по которой перемещается модифицированное устройство с шестью степенями свободы. Устройство подводят поочередно к элементам антенны и монтируют к технологическим отверстиям. Технологическое приспособление с высокой точностью переносит облучатель и рефлектор на опору, сохраняя положение на штатной опоре аналогично настроенному.

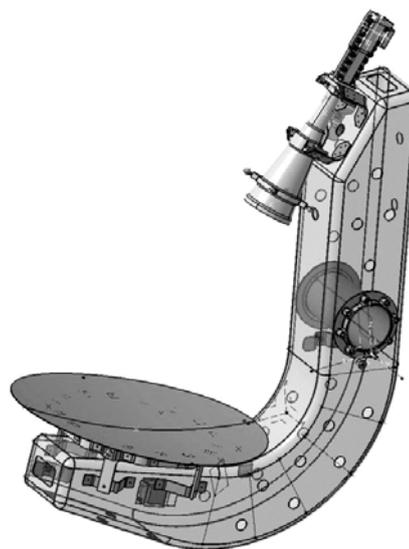


Рис. 1. Антенна в сборе

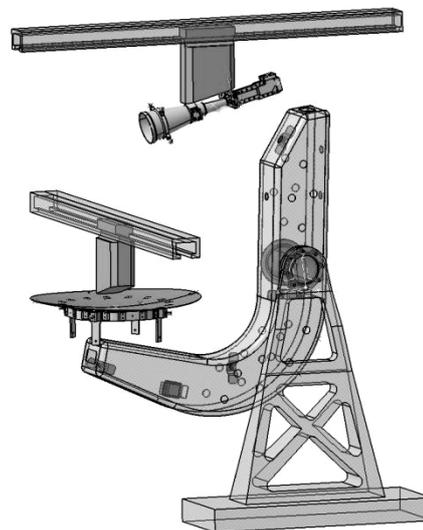


Рис. 2. Установка облучателя и рефлектора на опору

Этап 3. Сборка антенны. Связь опоры с облучателем обеспечивают композитные уголки, которые устанавливаются на клей. Только после полимеризации клея технологическое приспособление может быть демонтировано, аналогично устанавливается и рефлектор антенны. Использование клея в конструкции позволяет использовать силовую опору с погрешностями, которые по результатам сборки устраняются.

Новый метод юстировки и сборки антенн КА позволяет:

– обеспечить требуемые точные показатели установки ( $\pm 0,2$  мм от показателей на юстировочном стенде), не имея в конструкции никаких элементов регулировки и настройки, ни одного крепежного элемента;

– получать размеростабильные конструкции после внешних воздействий, так как антенна является «монокристаллической»;

– создавать высокоточные антенны, сложные по составу с использованием в большом количестве полимерных композитных материалов (до 80 % от массы антенны) с меньшими массовыми значениями (массой на 20–60 % меньше массы аналогов).

Данный метод универсален и может быть применен для антенн различных габаритов, частотных диапазонов и конструктивных исполнений.

### Библиографическая ссылка

1. Вуд П. Анализ и проектирование зеркальных антенн. М.: Радио и связь, 1984. 208 с.

### Reference

1. Vud P. Analiz i proektirovanie zerkalnih antenn. M.: Radio i svyaz, 1984. 208 p.

© Болгов В. В., Тайгин В. Б. 2013

УДК 539.3

## МОДЕЛИРОВАНИЕ РЕФЛЕКТОРА С ТЕНЗОГРИДНЫМ ОБОДОМ

А. И. Величко<sup>1</sup>, С. В. Белов<sup>2</sup>, С. В. Пономарев<sup>2</sup>

<sup>1</sup>ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52. E-mail: vai@iss-reshetnev.ru

<sup>2</sup>Научно-исследовательский институт прикладной математики и механики  
Томского государственного университета  
Россия, 634050 г. Томск, пл. Ленина 36, корпус 10. E-mail: psv@niipmm.tsu.ru

*Рассмотрен трансформируемый космический рефлектор с апертурой двенадцать метров и тензогридным ободом, точность отражающей поверхности в узлах вант тыльной и фронтальной сети, формы колебаний, соответствующие наибольшей эффективной массе, напряженно-деформируемое состояние элементов конструкции.*

*Ключевые слова: рефлектор с тензогридным ободом, метод конечных элементов, среднеквадратическое отклонение (СКО).*

## MODELLING A REFLECTOR WITH TENSEGRETY RIM

A. I. Velichko<sup>1</sup>, S. V. Belov<sup>2</sup>, S. V. Ponomarev<sup>2</sup>

<sup>1</sup>JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”  
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia

<sup>2</sup>The Research Institute of Applied Mathematics and Mechanics of Tomsk State University  
36, Lenin str., Tomsk, 634050, Russia. E-mail: psv@niipmm.tsu.ru

*The space reflector with tensegrity rim is considered. A finite-element model of a reflector with aperture of 12 meters is developed. RMS value reflector’s surface, mode shapes with appropriate natural frequencies, deformation mode and effective mass are obtained.*

*Keywords: Space reflector with tensegrity rim, finite – element method, RMS value.*

«Тензогридность» происходит от английского слова «tensegrity», которое является производным слов «tensile» (растяжимый, эластичный) и «integrity» (целостность). Определение тензогридной структуры дано в работе Миуры и Пеллирино: «как любая структура состоящая из шнуров и стоек, где стойки находятся в состоянии предварительного напряжения, которое создает натяжения во всех шнурах конструкции» [1]. Очевидным преимуществом таких структур является небольшая масса и объем в сложенном состоянии.

Образцы рефлекторов тензогридной структуры подробно описаны в работе Тиберта [2]. На рис. 1 и 2 показаны рефлекторы на шести стойках, предложенные Кнайтом и др. в работе [3], и рефлектор AstroMesh компании Northgroup Grumman.

На сайте компании Northgroup Grumman указано, что существует возможность увеличения апертуры рефлектора AstroMesh до 50 метров, однако пока в печати указаны характеристики рефлектора с апертурой до 25 метров. А характеристики рефлектора, показанного на рис. 1, рассмотрены только с апертурой 3 метра в [2].

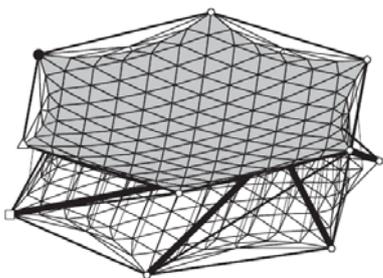


Рис. 1. Рефлектор на шести стойках

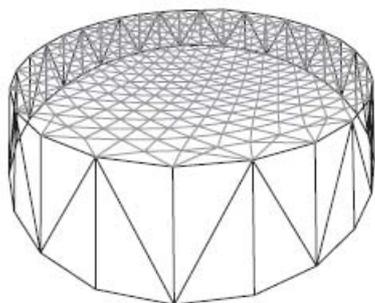


Рис. 2. Рефлектор AstroMesh компании Northgroup Grumman

В данной работе представлена численная реализация напряженно-деформируемого состояния элементов конструкции рефлектора с тензогридным ободом с апертурой 12 м в программном комплексе ANSYS с помощью метода конечных элементов. Конечно-элементная модель рефлектора показана на рис. 3. Обод рефлектора состоит из двенадцати звеньев, которые соединены шнурами с двенадцатью стойками.

Получены результаты численного расчета распределений отклонений от параболоида фронтальной сети в узлах вант и форма колебаний рефлектора, соответствующая частоте 0,26 Гц и наибольшей эффективной массе 17,68 кг. Как показали расчеты, величина СКО =  $7,74 \cdot 10^{-4}$  м в узлах фронтальной сети.

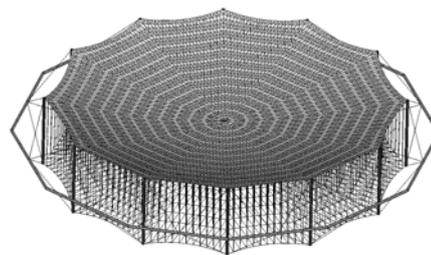


Рис. 3. Рефлектор с тензогридным ободом

Получены значения продольных сжимающих усилий возникающих в ободу и стойках рефлектора, которые приблизительно составляют 4397 и 1783,8 Н соответственно, а также найдены значения натяжений шнуров фронтальной (тыльной) сети, вант, шнуров, соединяющих стойки и обод, которые приблизительно составляют 44,57; 6,1; 1265 Н соответственно.

Данная конструкция рефлектора была также рассмотрена с апертурой 48 м в с СКО отражающей поверхности  $4,05 \cdot 10^{-3}$ .

### References

1. Miura K., Pellegrino S. Structural concepts. 1999. Draft.
2. Tibert A. G. Deployable Tensegrity Structures for Space Applications. Technical Reports from Royal Institute of Technology. Department of Mechanics. SE-100 44 Stockholm, 2002.
3. Knight B., Duffy J., Crane C., Rooney J. Innovative deployable antenna developments using tensegrity design. In 41<sup>st</sup> AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference and Exhibit (Atlanta, GA, USA, 3–6 April 2000), pp. 984–994. AIAA 2000-1481.

© Величко А. И., Белов С. В., Пономарев С. В., 2013

УДК 539.3

### МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРЕЦИЗИОННЫХ АНТЕННЫХ РЕФЛЕКТОРОВ ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

А. А. Глазунов<sup>1</sup>, А. С. Евдокимов<sup>2</sup>, Н. Н. Марицкий<sup>1</sup>, В. В. Миронович<sup>2</sup>, М. С. Павлов<sup>1</sup>, В. С. Пономарев<sup>1</sup>, С. В. Пономарев<sup>1</sup>, И. М. Тырышкин<sup>1</sup>, Д. Б. Усманов<sup>2</sup>, В. И. Халиманович<sup>2</sup>, Г. В. Шипилов<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Научно-исследовательский институт прикладной математики и механики  
Томского государственного университета

Россия, 634050 г. Томск, пл. Ленина, 36. E-mail: psv@niipmm.tsu.ru

<sup>2</sup>ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»

Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52. E-mail: usmanov@iss-reshetnev.ru

*Рассматриваются вопросы численного моделирования прецизионных антенных рефлекторов из полимерных композиционных материалов на различных этапах жизненного цикла изделия.*

*Ключевые слова: рефлекторы, жизненный цикл, деформации, геометрическая точность, температура.*

## MODELLING PRECISION ANTENNA REFLECTORS FROM POLYMERIC COMPOSITE MATERIALS

A. A. Glazunov<sup>1</sup>, A. S. Evdokimov<sup>2</sup>, N. N. Maritsky<sup>1</sup>, V. V. Mironovich<sup>2</sup>, M. S. Pavlov<sup>1</sup>, V. S. Ponomarev<sup>1</sup>, S. V. Ponomarev<sup>1</sup>, I. M. Tirishkin<sup>1</sup>, D. B. Usmanov<sup>2</sup>, V. I. Halimanovich<sup>2</sup>, G. V. Shipilov<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Scientific-research Institute of Applied Mathematics and Mechanics with Tomsk State University  
36, Lenina Av., Tomsk, 634050, Russia. E-mail: psv@niipmm.tsu.ru

<sup>2</sup>JSC "Academician M. F. Reshetnev "Information Satellite Systems"  
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia. E-mail: usmanov@iss-reshetnev.ru

*The issues of numerical modelling precision antenna reflectors made of polymeric composite materials at different life-cycle of an item are studied.*

*Keywords: Reflectors, life-cycle, deformation, geometrical precision, temperature.*

Одной из технических проблем при создании углепластиковой конструкции прецизионного рефлектора бортовой антенны является обеспечение геометрической точности и стабильности ее элементов. Традиционно в состав сотового отражателя рефлектора входят фронтальная и тыльная многослойные обшивки из углепластика. Схема армирования слоев тыльной обшивки является полностью симметричной схеме армирования фронтальной обшивки. В процессе полимеризации углепластика термически активированные деформации различных компонент заготовки рефлектора в автоклаве могут создать нежелательные отклонения профиля фронтальной обшивки. Распределение температуры на стенке между оправкой и отражателем можно оценить по результатам теплового анализа режимов формования в автоклаве. При этом изменение температуры воздуха должно соответствовать режиму формования рефлектора. В результате решения данной нестационарной задачи было получено, что течение газа довольно быстро становится квазиустановившимся и со временем практически не меняется.

Макроскопически размерная стабильность конструкций может быть улучшена посредством совершенствования технологических процессов, модификации форм, габаритов и взаимного положения компонентов конструкции и оснастки. Часто при изготовлении композиционных конструкций возникает размерное искривление углепластиковых конструкций [10], которое связывают с разницей в значениях коэффициентов температурного расширения (КТР). В качестве одного из возможных вариантов усовершенствования конструкции рефлектора, не приводящего к усложнению технологии изготовления сотовой конструкции, как и ее сборки, является конфигурация, включающая

дополнительную опорную силовую конструкцию с жесткими ребрами. Тогда задачу снижения общей массы рефлектора можно свести к уменьшению толщины сотозаполнителя и количества слоев в обшивках отражателя.

Обстоятельные обзоры по методам расчета элементов конструкций слоистой структуры и математическим моделям можно найти в работах А. Я. Александрова и Л. М. Куршина [1], А. Н. Андреева и Ю. В. Немировского [2], Э. И. Григолюка и Ф. А. Когана [3], Altenbach H. [5]. Вопросам термомеханики оболочек и слоистых структур с применением метода конечных элементов посвящены работы Nicholson D. W. [6], Chapelle D. и Bathe K.-J. [7], Dhondt G. [8], Matthews F. L. и др. [9].

Для исследования термомеханического поведения конструкции рефлектора и в целях обеспечения выполнения технических требований к конструкции рефлектора была разработана соответствующая конечно-элементная модель (КЭМ) рефлектора, общий вид которой показан на рис. 1. Оценка базового динамического поведения конструкции рефлектора была проведена по результатам модального анализа в диапазоне частот до 500 Гц. На рис. 2 представлены формы и частоты резонансных колебаний.

Основным фактором, влияющим на тепловой режим рефлектора в орбитальных условиях, является нагрев за счет солнечного излучения. Рассматривались точки весеннего равноденствия (ТВР) и зимнего солнцестояния (ТЗС). Для каждого случая были выбраны 16 основных позиций рефлектора на орбите, что соответствует дискретизации в 1,5 часа. Также для ТВР были рассмотрены 4 дополнительные позиции, связанные с резким изменением граничных условий при заходе и выходе рефлектора из тени Земли.

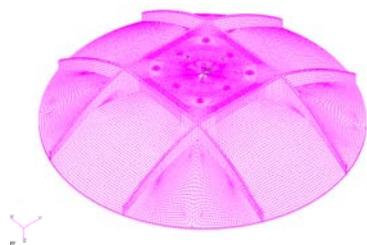


Рис. 1. Конечно-элементная модель рефлектора

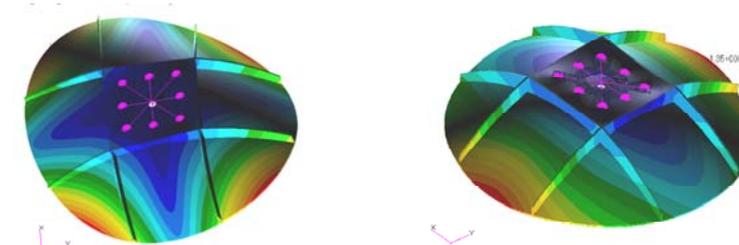


Рис. 2. Формы резонансных собственных колебаний модели рефлектора

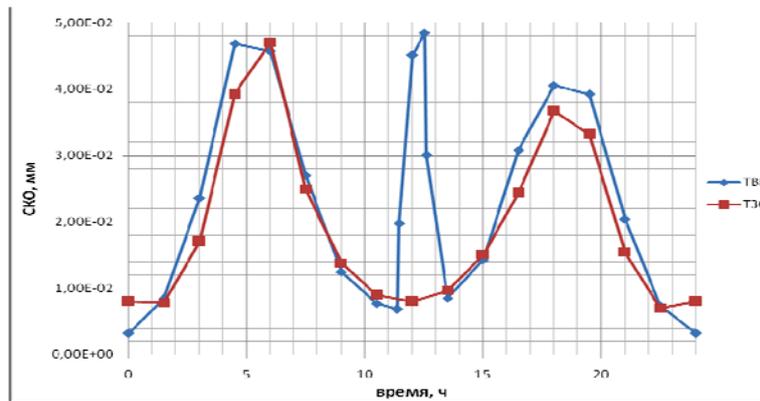


Рис. 3. Зависимость СКО рефлектора от положения на геостационарной орбите для ТВР и ТЗС

На рис. 3 представлена зависимость среднеквадратичного отклонения (СКО) отражающей поверхности рефлектора от теоретического профиля от времени. По результатам определения температурных деформаций в условиях орбитальной эксплуатации произведены расчеты диаграмм направленности рефлекторов. Таким образом, реализована методика комплексного моделирования углепластиковых конструкций рефлектора бортовой антенны на основных этапах жизненного цикла. Разработанная методика верифицирована по результатам изменения формы отражающей поверхности углепластиковых сотовых рефлекторов под действием силы тяжести при кантовании и затем использована для выбора конструкции прецизионного рефлектора меньшей массы, повышенной жесткости и точности в условиях орбитальной эксплуатации.

#### Библиографические ссылки

1. Александров А. Я., Брюккер Л. Э., Куршин Л. М. и др. Расчет трехслойных панелей. М. : Оборонгиз, 1960. 272 с.
2. Андреев А. Н., Немировский Ю. В. Многослойные анизотропные оболочки и пластины: Изгиб, устойчивость, колебания. Новосибирск : Наука, 2001, 288 с.
3. Григолюк Э. И., Коган Ф. А. Современное состояние теории многослойных оболочек. Прикладная механика. 1972. Т. 8, № 6. С. 3–17.
4. Болотин В. В., Новичков Ю. Н. Механика многослойных конструкций. М. : Машиностроение, 1980. 374 с.
5. Altenbach H. Theories for laminated and sandwich plates: A review. Mechanics of composite materials. 1998. Vol. 34. No. 3. P. 243–252.
6. Nicholson D. W. Finite element analysis : thermomechanics of solids. CRC Press LLC, 2003. 271 p.
7. Chappelle D. and Bathe K.-J. The Finite Element Analysis of Shells – Fundamentals, 2nd Ed. Springer-Verlag Berlin Heidelberg 2003, 2011. 426 p.
8. Dhondt G. The Finite Element Method for Three-dimensional Thermomechanical Applications. John Wiley & Sons Ltd, The Atrium. England, 2004. 355 p.
9. Matthews F. L., Davies G. A. O., Hitchings D., Soutis C. Finite element modelling of composite materials and structures. Woodhead Publishing Ltd., 2000. 225 p.
10. Gasick M. F., Renieri G. D. Analysis Techniques for

the prediction of Springback in Formed and Bonded Composite Components // Proceedings of Ninth DoD/NASA / FAA Conference on Fibrous Composites in Structural Design. Lake Tahoe, Nevada on November 4–7, 1991. Vol. III. FAA Technical Center, Atlantic City International Airport N. J. 08405. September, 1992. P. 1539–1550.

#### References

1. Aleksandrov A. Ja., Brjukker L. Je., Kurshin L. M. i dr. Raschet trehslojnyh panelej. M. : Oborongiz, 1960. 272 s.
2. Andreev A. N., Nemirovskij Ju.V. Mnogoslojnye anizotropnye obolochki i plastiny: Izgib, ustojchivost', kolebanija. Novosibirsk: Nauka, 2001, 288 s.
3. Grigoljuk Je. I., Kogan F. A. Sovremennoe sostojanie teorii mnogoslojnyh obolochek. Prikladnaja mehanika. 1972. T. 8. № 6. S. 3–17.
4. Bolotin V. V., Novichkov Ju. N. Mehanika mnogoslojnyh konstrukcij. M. : Mashinostroenie, 1980, 374 s.
5. Altenbach H., Theories for laminated and sandwich plates: A review, Mechanics of composite materials, 1998. Vol. 34. No. 3, pp. 243–252.
6. Nicholson D. W. Finite element analysis : thermomechanics of solids, CRC Press LLC 2003. 271 p.
7. Chappelle D. and Bathe K.-J. The Finite Element Analysis of Shells – Fundamentals, 2nd Ed., Springer-Verlag Berlin Heidelberg 2003. 2011. 426 p.
8. Dhondt G. The Finite Element Method for Three-dimensional Thermomechanical Applications, John Wiley & Sons Ltd, The Atrium, England, 2004. 355 p.
9. Matthews F. L., Davies G. A. O., Hitchings D., Soutis C. Finite element modelling of composite materials and structures, Woodhead Publishing Ltd. 2000. 225 p.
10. Gasick M. F., Renieri G. D. Analysis Techniques for the prediction of Springback in Formed and Bonded Composite Components // Proceedings of Ninth DoD/NASA/ FAA Conference on Fibrous Composites in Structural Design. Lake Tahoe, Nevada on November 4–7. 1991 Vol. III, FAA Technical Center, Atlantic City International Airport N. J. 08405, September, 1992, pp. 1539–1550.

© Глазунов А. А., Евдокимов А. С., Марицкий Н. Н., Миронович В. В., Павлов М. С., Пономарев В. С., Пономарев С. В., Тырышкин И. М., Усманов Д. Б., Халиманович В. И., Шипилов Г. В., 2013

УДК 629.76/78.001.63

## МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МЕТОДЫ, ИСПОЛЬЗУЕМЫЕ ДЛЯ ОЦЕНКИ ТОЧНОСТИ ПОЛОЖЕНИЯ И ФОРМЫ КРУПНОГАБАРИТНОГО РЕФЛЕКТОРА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Н. Н. Голдобин, Д. О. Шендалев

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»  
Россия, 662972, г. Железнодорожный Красноярского края, ул. Ленина, 52. E-mail: dirtykola@rambler.ru

*Рассмотрены некоторые математические методы, которые позволяют производить оценку точности положения, а также оценку точности формы отражающей поверхности крупногабаритного рефлектора космического аппарата. Приведены основные положения и примеры использования каждого метода.*

*Ключевые слова: космический аппарат, отражающая поверхность, рефлектор, параболоид, метод Левенберга–Марквардта, метод Ньютона.*

## MATHEMATICAL METHODS USED TO ASSESS THE POSITION AND FORM ACCURACY OF A LARGE-SIZED SPACECRAFT REFLECTOR

N. N. Goldobin, D. O. Shendalev

JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”  
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia. E-mail: dirtykola@rambler.ru

*The article considers some mathematical methods used to assess the position accuracy as well as the form accuracy of a reflecting surface of a large-sized spacecraft reflector. The basic points and examples of each method are given.*

*Keywords: spacecraft, reflecting surface, reflector, paraboloid, Levenberg-Marquardt method, Newton method.*

Важнейшую роль в создании зеркальных антенн космических аппаратов играют крупногабаритные трансформируемые рефлекторы, реализующие отражающую поверхность, или, иными словами, зеркало, посредством которого происходит передача электромагнитной волны. Основная цель рефлекторов антенн сводится к преобразованию сферического фронта волны в плоский (справедливо и обратное утверждение).

Требуемая форма отражающей поверхности сетчатого рефлектора задается путем натяжения шнуров формообразующей структуры и определяется массивом из  $N$  точек фронтальной сети.

С увеличением размеров трансформируемых рефлекторов возрастает влияние различных факторов на точность рефлектора в орбитальных условиях, что приводит к снижению радиотехнических характеристик [1; 2]. Как правило, оценка точности рефлектора сводится к определению следующих параметров:

- точность положения (точность установки) рефлектора;
- точность формы поверхности рефлектора.

Точность установки рефлектора определяется: допустимым смещением фокальной точки рефлектора относительно номинального положения; допустимым угловым отклонением фокальной оси рефлектора от ее номинального положения.

Точность формы поверхности определяется как среднеквадратическое отклонение (СКО) точек отражающей поверхности рефлектора от параболоида наилучшего соответствия (ПНС) с фокусным расстоянием  $F$  [3].

Для оценки точности установки рефлектора были разработаны следующие математические методы:

**1. Метод, основанный на использовании кинематической схемы штанга-рефлектор.** Данный метод связывает величины отклонений звеньев штанги с отклонениями фокальной точки и фокальной оси рефлектора, не учитывая деформацию отражающей поверхности (т. е. рефлектор абсолютно жесткий). Использование данного метода позволяет определить предельные отклонения фокальной точки, а также предельные угловые отклонения фокальной оси рефлектора.

**2. Метод «вписывания» параболоида наилучшего соответствия с помощью алгоритма Левенберга–Марквардта.** Алгоритм Левенберга–Марквардта предназначен для оптимизации параметров нелинейных регрессионных моделей и заключается в последовательном приближении заданных начальных значений к искомому локальному оптимуму [4]. Применение алгоритма Левенберга–Марквардта позволяет «вписать» ПНС в деформированную отражающую поверхность рефлектора с заданной точностью, определив его ориентацию в пространстве относительно канонической системы координат, что дает возможность в дальнейшем определить СКО смещенных точек отражающей поверхности от ПНС или от теоретического профиля [5].

Решение проводится по следующим этапам:

- 1) задание функции оптимизации, описывающей положение параболоида вращения в пространстве;
- 2) задание критерия оптимизации, используется среднеквадратическая ошибка модели на заданной выборке;
- 3) выполнение расчета по алгоритму, описанному в [5].

Для оценки точности формы отражающей поверхности рефлектора были разработаны следующие тематические методы:

**1. Выбор контрольных точек при радиально-кольцевом расположении.** Для описания положения идеального параболоида необходимо и достаточно иметь координаты шести КТ (в соответствии с общим уравнением поверхности второго порядка). Поскольку отражающую поверхность рефлектора лишь условно можно назвать параболической, то нельзя говорить об избыточном количестве точек, по которым определяется «наилучшее» СКО. Однако количество и место положения КТ можно оптимизировать с целью ускорения машинного времени расчета контролируемых геометрических параметров рефлектора.

Существует ряд критериев выбора количества и расположения контрольных точек (КТ), описывающих отражающую поверхность рефлектора, к которым относятся: диаметр апертуры рефлектора; компоновочная схема рефлектора; конструктивно-силовая схема рефлектора и др. В зависимости от этих критериев количество КТ может достигать нескольких сотен и даже тысяч. Для поиска оптимального количества КТ был рассмотрен метод радиально-кольцевого расположения КТ в системе координат теоретического параболоида (СК ТП).

Данный метод позволяет: определить погрешность измерения СКО отражающей поверхности, измеренной по КТ, от СКО реальной отражающей поверхности рефлектора; подобрать оптимальное количество КТ, необходимых для расчета СКО.

**2. Определение СКО с помощью метода Ньютона.** Использование метода Ньютона позволяет определить среднеквадратическое отклонение точек отражающей поверхности рефлектора от параболоида наилучшего соответствия, а также от теоретического параболоида (ТП) [5].

Решение данной задачи состоит из следующих этапов:

1. Задание функции оптимизации, определяющей наикратчайшее расстояние от точки до поверхности параболоида;

2. Определение расстояний от точек, описывающих радиоотражающую поверхность рефлектора, до ТП;

3. Определение СКО поверхности рефлектора от ТП.

Рассмотренные математические методы позволяют проводить полную оценку точности положения и точности формы отражающей поверхности рефлектора, определяя основные геометрические параметры рефлектора, такие как положение фокальной точки и фокальной оси, а также среднеквадратическое отклонение отражающей поверхности рефлектора от теоретического профиля. Данные методы могут быть применены как на этапе проектирования антенной системы, так и в процессе обработки результатов экспериментальных исследований.

#### Библиографические ссылки

1. Tibert G. Deployable tensegrity structures for space applications [Electronic resource] / Doctoral thesis.

Stockholm: Royal Institute of Technology, 2002. URL: [http://www.mech.kth.se/thesis/2002/phd/phd\\_2002\\_gunnar\\_tibert.pdf](http://www.mech.kth.se/thesis/2002/phd/phd_2002_gunnar_tibert.pdf).

2. Harada, S., Meguro, A., Watanabe, M. A High Precision Surface Shape Design for Large Deployable Mesh Antenna [Electronic resource] / meeting paper AIAA 2003-1497 of 44<sup>th</sup> AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Norfolk, VA, 2003. Access via AIAA Electronic Library. URL: <http://www.aiaa.org>.

3. Голдобин Н. Н. Обоснование методики оценки формы радиоотражающей поверхности крупногабаритных трансформируемых рефлекторов космических аппаратов с применением алгоритма Левенберга–Марквардта // Инновационные технологии и технические средства специального назначения : тр. V Общес. науч.-практ. конф. СПб. : 2012. С. 93–98.

4. Marquardt D. An algorithm for Least-Squares Estimation of the Nonlinear Parameters. SIAM Journal on Applied Mathematics. 1963. 11 (2). С. 431–441.

5. Голдобин Н. Н. Методика оценки форм радиоотражающей поверхности крупногабаритного трансформируемого рефлектора космического аппарата // Вестник СибГАУ. 2013. Вып. 1(47). С. 106–111.

#### References

1. Tibert G. Deployable tensegrity structures for space applications [Electronic resource] / Doctoral thesis. Stockholm: Royal Institute of Technology, 2002. URL: [http://www.mech.kth.se/thesis/2002/phd/phd\\_2002\\_gunnar\\_tibert.pdf](http://www.mech.kth.se/thesis/2002/phd/phd_2002_gunnar_tibert.pdf).

2. Harada, S., Meguro, A., Watanabe, M. A High Precision Surface Shape Design for Large Deployable Mesh Antenna [Electronic resource] / meeting paper AIAA 2003-1497 of 44<sup>th</sup> AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Norfolk, VA, 2003. Access via AIAA Electronic Library, URL: <http://www.aiaa.org>.

3. Goldobin N. N. Obosnovanie metodiki ocenki formi radiootragayshey poverhnosti krupnogabaritnih transformiryemih reflectorov kosmicheskig apparatov s primeneniem algoritma Levenberga-Markvardta (Rationale for assessment methodology forms reflector surface large transformable spacecraft using the Levenberg-Marquardt) Trudi pyatoy obshrossiyskoy naychno-prakticheskoy konferencii “Innovacionnie tehnologii I tehicheskie sredstva specialnogo naznacheniya”. SPb.: 2012, pp. 93–98.

4. Marquardt D. An algorithm for Least-Squares Estimation of the Nonlinear Parameters. SIAM Journal on Applied Mathematics 11 (2), 1963. С. 431–441.

5. Goldobin N. N. Metodika ocenki formi radiootragaushey poverhnosti krupnogabaritnogo transformiryemogo reflectora kocmicheskogo apparata (The estimation of the form of a large-sized transformed reflector surface for a spacecraft). Vestnik SibGAU. 2013. № 1 (47), pp. 106–111.

© Голдобин Н. Н., Шендалев Д. О., 2013

УДК 62-03.21474

**ВОЗМОЖНОСТИ ПЕНОМАТЕРИАЛОВ И ЭФФЕКТИВНОСТЬ МАТЕРИАЛОВ, ПРИМЕНЯЕМЫХ В КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ**

*В. В. Двирный<sup>1</sup>, В. В. Голованова<sup>2</sup>, Г. В. Двирный<sup>1</sup>, Е. С. Сидорова<sup>3</sup>*

<sup>1</sup> ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»  
Россия, 662972, г. Железнодорожск Красноярского края, ул. Ленина, 52. E-mail: dvirnyi@mail.ru

<sup>2</sup> ФГУП «Конструкторское бюро «Арсенал» имени М. В. Фрунзе»

Россия, 195009, г. Санкт-Петербург, ул. Комсомола, д. 1-3. E-mail: kbarsenal@peterlink.ru

<sup>3</sup> Филиал Сибирского федерального университета

Россия, 662972, Красноярский край, г. Железнодорожск, ул. Кирова 12а. E-mail: fsfu.ekaterina@mail.ru

*В настоящее время в ракетно-космической технике повысился интерес к созданию материалов, обладающих высокими эксплуатационными характеристиками. Наиболее перспективными в этом направлении являются пеноматериалы. Показано, как через эффективность материалов можно достичь повышения эффективности конструкции.*

*Ключевые слова: пеноматериал, коэффициент эффективности.*

**OPPORTUNITIES OF FOAM MATERIALS AND EFFECTIVENESS OF THE MATERIALS APPLIED IN SPASE TECHNOLOGY**

*V. V. Dvirny<sup>1</sup>, V. V. Golovanova<sup>2</sup>, G. V. Dvirny<sup>1</sup>, E. S. Sidorova<sup>3</sup>*

<sup>1</sup> JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”

52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia. E-mail: dvirnyi@mail.ru

<sup>2</sup> The Arsenal Design Bureau named after M. V. Frunze Federal State Unitary Enterprise

1-3, Komsomola str., St. Petersburg, 195009, Russia. E-mail: kbarsenal@peterlink.ru

<sup>3</sup> Branch of the Siberian Federal University

12a, Kirova str., Zheleznogorsk, 662972, Russia. E-mail: fsfu.ekaterina@mail.ru

*Currently in the rocket and space technology the interest to the designing materials with high performance is growing. The most promising in this direction are foam materials. It is shown how the construction efficiency depending on material efficiency can be achieved.*

*Keywords: foam materials, the coefficient of efficiency.*

Одним из важнейших аспектов при проектировании машин и механизмов является материал. Например, в авиации и космонавтике его выбирают по удельной прочности, т. е. отношению прочности к удельному весу. Для крылатого металла АМГ6:

$$K_{уд} = \frac{\sigma_B}{\gamma} = \frac{32 \text{ кг/мм}^2}{2,64 \cdot 10^{-6} \text{ кг/мм}^3} = 12 \cdot 10^6 = 12 \cdot 10^6,$$

где  $K_{уд}$  – удельная прочность;  $\sigma_B$  – предел прочности;  $\gamma$  – плотность материала.

Однако в рыночной экономике зачастую преобладающим показателем является стоимость. Поэтому эффективность материалов, применяемых в машиностроении, предлагаем оценивать по коэффициенту эффективности:

$$K_{эфф} = \frac{\sigma_B}{C \cdot \gamma},$$

где  $C$  – стоимость одного килограмма материала в рублях.

Примеры расчета коэффициента эффективности для некоторых материалов приведены в таблице.

Учитывая, что 1 кг полезного груза, выводимого на геостационарную орбиту, стоит 10–30 тыс. долл.

США, эффект от снижения массы очевиден и определяется он в основном через материалоемкость конструкции.

Материал	$\sigma_B$ кг/мм <sup>2</sup>	$\gamma$	C, руб.	Коэффициент
30ХГСА	110	78	35	0,04
АМГ6	32	2,64	151	0,08
ВТ14	110	4,5	1050	0,02
Пеноалюминий	32	0,264	151	0,8

Материалоемкость конструкции рассчитывается по условиям прочности и жесткости или устойчивости с соблюдением условия равнопрочности и учетом коэффициента эффективности. Таким образом, через эффективность материалов можно достичь повышения эффективности конструкции.

Следует отметить, что имеются случаи применения материалов в космической отрасли, когда, несмотря на более выгодный предложенный коэффициент эффективности, необходимо применять материал, обладающий определенными свойствами для данной конструкции. Например, из условий жесткости гироплатформы следует изготавливать из бериллия как наиболее жесткого материала и имеющего макси-

мальный модуль Юнга. Другой пример: в вентильном двигателе, затопленном рабочей жидкостью электронасосного агрегата космического аппарата, разделительный стакан с электрическими обмотками выполняются из титанового сплава, обладающего малой электропроводностью.

Наиболее перспективными в направлении развития эффективности материалов являются пеноматериалы: новый класс материалов ячеистой структуры. Пеноматериалы могут быть изготовлены из совершенно различных базовых материалов: никель, медь, железо, нихром, алюминий. Уникальная структура и свойства высокопористых ячеистых материалов: плотность при высокой прочности, предельно низкое гидравлическое сопротивление, высокая коррозионная и термическая стойкость делает их одним из наиболее перспективных материалов в современной промышленности [1].

### Библиографическая ссылка

1. Макаров А. М. Исследование структуры композиционных высокопористых ячеистых материалов рассеиванием и поглощением радиации // Современные проблемы науки и образования. 2006. № 4. С. 14–18.

### Reference

1. Makarov A. M. Issledovanie struktury kompozitsionnykh vysokoporistykh jacheistykh materialov rasseivaniem i pogloshheniem radiacii // Sovremennye problemy nauki i obrazovaniya. 2006. № 4. S. 14–18.

© Двирный В. В., Голованова В. В., Двирный Г. В., Сидорова Е. С., 2013

УДК 629.78:531.395

## К РАСЧЕТУ РАСКРЫТИЯ КРУПНОГАБАРИТНЫХ ТРАНСФОРМИРУЕМЫХ КОСМИЧЕСКИХ КОНСТРУКЦИЙ

В. Н. Зимин<sup>1</sup>, А. В. Крылов<sup>1</sup>, С. А. Чурилин<sup>1</sup>, Ф. Р. Файзуллин<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Московский государственный технический университет имени Н. Э. Баумана  
Россия, 105005, г. Москва, 2-я Бауманская, 5, стр. 1. E-mail: sm11@sm.bmstu.ru

<sup>2</sup>ЗАО «Автомеханика»  
Россия, 125363, г. Москва, ул. Новопоселковая, 6, корп. 4. E-mail: am@euler.ru

*Рассмотрены особенности моделирования динамики раскрытия многозвенных космических конструкций различной конфигурации. Расчетные модели построены в программных комплексах Euler и Adams.*

*Ключевые слова: расчет раскрытия, трансформируемые космические конструкции, моделирование развертывания космических конструкций, складные космические антенны.*

## ON LARGE TRANSFORMABLE SPACE STRUCTURES DEPLOY CALCULATION

V. N. Zimin<sup>1</sup>, A. V. Krylov<sup>1</sup>, S. A. Churilin<sup>1</sup>, F. R. Faizullin<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Bauman Moscow State Technical University  
5, block 1, Baumanskaia 2-ia str., Moscow, 105005, Russia. E-mail: sm11@sm.bmstu.ru

<sup>2</sup>ZAO «AvtomekhaNika»  
6, block 4, Novoposelkovaia str., Moscow, 125363, Russia. E-mail: am@euler.ru

*Special features of dynamic deploy modeling of space multi-section structures of various configurations were considered. Calculated models were built in bundled software Euler and Adams.*

*Keywords: deploy calculation, transformable space structures, space structures deploy modeling, folded space antennae.*

Создание крупногабаритных трансформируемых космических конструкций сопряжено с решением ряда технических и механических проблем, обусловленных уникальностью систем. Как правило, такие конструкции доставляются на орбиты в плотноупакованном (транспортном) состоянии, и дальнейшее приведение их в рабочее положение связано с реализацией процесса раскрытия.

Для моделирования динамики раскрытия таких трансформируемых конструкций целесообразно ис-

пользовать такие программные комплексы, как Euler и Adams.

С помощью данных программных комплексов были проведены расчеты раскрытия ряда трансформируемых космических конструкций: складного плоского антенного контура, космического сферического отражателя и параболического рефлектора ферменного типа. Для построения математических моделей принята достаточно хорошо учитывающая особенности многозвенных конструкций расчетная схема

в виде системы абсолютно твердых тел, связанных между собой шарнирными узлами. Массы и моменты инерции твердых тел принимаются равными массам и моментам инерции реальных элементов конструкции. Под шарнирным узлом здесь понимается не только шарнирное соединение, допускающее относительное вращение смежных звеньев, но и пружины кручения, накапливающие в процессе укладки изделия в транспортное положение необходимую для последующего его развертывания энергию, которые являются составной частью каждого шарнирного узла. При определенном относительном положении смежных звеньев во время раскрытия на них накладываются связи, ограничивающие их взаимное угловое смещение. Техническое исполнение связей может быть самым разным: различного рода упоры или фиксаторы. Реальные физические процессы, протекающие во время установки элементов на упоры или фиксаторы, достаточно сложны. Простейшая модель таких устройств может быть представлена в виде упругого и демпфирующего элементов с соответствующими характеристиками.

Результатами проведенных расчетов являются следующие характеристики: время принятия рабочего положения конструкциями; формы промежуточных положений конструкций во время раскрытия; зависимость углов раскрытия и угловых скоростей звеньев конструкций от времени. Данные характеристики необходимы для проведения расчета по определению напряженно-деформированного состояния элементов рассмотренных трансформируемых космических конструкций.

В целом результаты численного моделирования раскрытия рассмотренных конструкций, основанные на принятых допущениях, выявили следующие особенности раскрытия данных систем. При раскрытии складного плоского антенного контура диаметром 20 метров в рабочем положении, уложенного в транспортном положении в виде двух пакетов, происходит соударение элементов пакетов. Анализируя результаты расчета подобной пятиметровой конст-

рукции, подобного контактного взаимодействия не наблюдалось. Поэтому для учета такого контактного взаимодействия следует вводить дополнительные связи в используемую математическую модель. При анализе раскрытия космического сферического отражателя наблюдалось одновременное развертывание меридиональных ребер. Такая кинематика развертывания позволяет при расчете напряженно-деформированного состояния элементов каркаса рассмотреть только одно меридиональное ребро, которое, будучи закрепленным в полюсных шарнирах, динамически «ведет себя» подобно совокупности меридиональных ребер, собранных в силовой каркас. Проведенные исследования развертывания параболического рефлектора ферменного типа показали, что для конструкций ферменного типа, отличных от плоских, начальные значения обобщенных координат для сложного транспортного состояния необходимо определять исходя из предположения, что центры узловых шарнирных элементов должны располагаться на поверхности (параболической, сферической, цилиндрической и т. д.), соответствующей раскрытому рабочему положению конструкции. Совпадение форм, принимаемых конструкцией в различные моменты времени при раскрытии, с полученными формами экспериментальным путем свидетельствовало об адекватности расчетной модели

Параметры, полученные в ходе исследований, могут быть использованы в качестве исходных данных при разработке конструкций элементов, обеспечивающих раскрытие. Также они могут быть использованы для подготовки стендов для проведения экспериментальной отработки раскрытия конструкции в наземных условиях. Следует отметить, что теоретические модели являются единственным способом анализа раскрытия подобных конструкций при нестандартных ситуациях.

© Зимин В. Н., Крылов А. В.,  
Чурилин С. А., Файзуллин Ф. Р., 2013

УДК 539.3

## МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКОГО КОНТАКТНОГО ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ВИТКОВ ТОНКОГО ГИБКОГО СТЕРЖНЯ

*А. Н. Кожневников, Д. А. Красноуцкий, В. Е. Левин*

Новосибирский государственный технический университет  
Россия, 630073, г. Новосибирск, просп. К. Маркса, 20. E-mail: ak-1993@bk.ru, dakras@ya.ru

*Модель тонкого гибкого стержня развита на случай учета сил контактного взаимодействия, которые позволяют «устранить» самопересечения витков стержня при моделировании его динамического нелинейного деформирования. Такая задача возникла при попытке моделирования трансформирования спицы рефлектора космической антенны в рамках имеющейся математической стержневой модели.*

*Ключевые слова: контактное взаимодействие, динамическое нелинейное деформирование, модель стержня.*

## MODELLING A DYNAMIC CONTACT INTERACTION OF A THIN ELASTIC ROD

A. N. Kozhevnikov, D. A. Krasnorutskiy, V. E. Levin

Novosibirsk State Technical University

20, K. Marks prosp., Novosibirsk, 630073, Russia. E-mail: ak-1993@bk.ru, dakras@ya.ru

The nonlinear dynamic model of a thin elastic deformable rod expanded by contact forces to eliminate its self-intersection is introduced. This problem occurred due to attempt to simulate the transformation of spokes of space antenna using the available mathematical model of a rod.

Keywords: contact interaction, dynamic nonlinear deformation, the model of rod.

Модель тонкого упругого стержня [1] не препятствует самопересечению осевой линии. В процессе нелинейного динамического деформирования упругого стержня [2] такая ситуация может возникнуть. Контактные усилия реальных объектов обусловлены деформацией материалов контактирующих объектов [3].

Известен подход для устранения самопересечения осевой линии тонкого стержня, основанный на добавлении дополнительных уравнений, учитывающих возникающие силы контактного взаимодействия в рассматриваемых точках контакта [4; 5]. Такой точечный подход позволяет зафиксировать расстояние между контактирующими участками осевой линии, силы в точках контакта вычисляются исходя из этого условия. Такой подход, безусловно, обладает определенными преимуществами для решения задач статики, но он не позволяет моделировать динамическое взаимодействие и, по всей видимости, не обладает универсальностью применения. При моделировании динамического взаимодействия витков осевой линии стержня по методике [4] контакт происходит так, как будто вся кинетическая энергия (какой бы она ни была) поглощается в месте контакта.

Созданная в данной работе модель контактного взаимодействия учитывает только упругие деформации, при которых возникающая сила контактного взаимодействия пропорциональна некоторому расстоянию «проникновения» тел друг в друга [3].

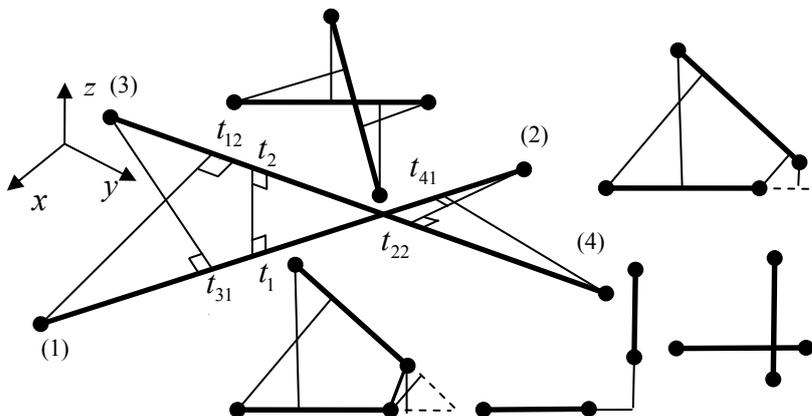
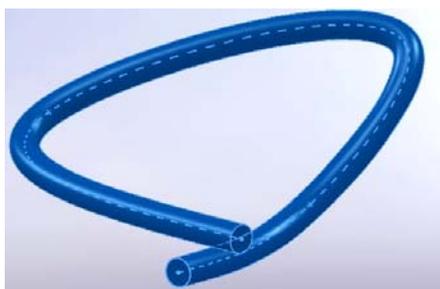
Численное решение краевой задачи предполагает дискретизацию по естественной координате стержня – длине осевой линии и по времени – стержень заменяется ломаной линией. Для расчета расстояния «проникновения», точек приложения и направлений контактных усилий можно использовать текущие коор-

динаты узлов, а также информацию об ориентации поперечных сечений в этих узлах для аппроксимации участка осевой линии, соединяющей узлы.

При разработке и реализации алгоритма расчета контактных усилий необходимо проследить, чтобы соблюдался третий закон Ньютона: возникающие усилия на одной части автоматически компенсировались равными по модулю и противоположными по направлению усилиями другой контактирующей части.

В данной работе рассматривается модель тонкого стержня, деформирование трехмерного объемного объекта, по сути, заменяется деформированием его осевой линии. Для расчета возникающих в процессе динамического взаимодействия контактных усилий необходимо в каждый момент времени определять расстояние между контактирующими участками осевой линии. Для этого необходимо учесть возможные варианты взаимной ориентации участков ломаной (осевой линии) в пространстве. На рисунке показаны различные возможные положения контактирующих участков осевой линии стержня; тонкими линиями обозначены расстояния контакта.

Взаимное положение двух участков осевой линии стержня характеризуется некоторым расстоянием «проникновения» (или сближения), которое определяется специальным образом через длины перпендикуляров. Кроме того, для независимости результирующих сил контактного взаимодействия от дискретизации осевой линии при решении нелинейной краевой задачи введен коэффициент взаимного влияния, связанный с площадью контакта. Для определения соответствующих расстояний разработан алгоритм, использующий формулы аналитической геометрии в пространстве.



Взаимное расположение отрезков скрещивающихся прямых

Разработанный алгоритм контактного взаимодействия моделирует абсолютно упругий контакт, однако используемый дифференциальный подход определения нелинейной динамики тонкого криволинейного стержня [2; 6] позволяет ввести дополнительные силы, зависящие от скорости и направления, чтобы моделировать поглощение энергии при динамическом контактом воздействии.

Работа выполнена при поддержке интеграционного проекта Министерства образования и науки РФ № 7.822.2011.

#### Библиографические ссылки

1. Левин В. Е., Пустовой Н. В. Механика деформирования криволинейных стержней : монография. Новосибирск : Изд-во НГТУ, 2008. 208 с.
2. Красноруцкий Д. А., Левин В. Е., Пустовой Н. В. Нелинейные колебания упругих стержней // Перспективные инновации в науке, образовании, производстве и транспорте : сб. науч. тр. по материалам Междунар. науч.-практ. конф. Т. 8. Физика и математика, Химия. Одесса: Черноморье, 2011. С. 50–55.
3. Кожевников А. Н., Красноруцкий Д. А., Левин В. Е. Модель плоского контактного взаимодействия витков тонкого упругого стержня // Наука. Промышленность. Оборона : тр. 14 Всерос. науч.-техн. конф., посвящ. 100-летию со дня рождения А. И. Покрышкина (24–26 апр. 2013 г.). Новосибирск : Изд-во НГТУ, 2013. С. 248–253.
4. Heijden G. H. M. van der, Neukirch S., Goss V. G. A., Thompson J. M. T. Instability and self-contact phenomena in the writhing of clamped rods // International Journal of Mechanical Sciences 45. 2003. С. 161–196.
5. Coleman B. D., Swigon D. Theory of supercoiled elastic rings with self-contact and its application to DNA plasmids // Journal of Elasticity 2000; 60. P. 173–221.
6. Пустовой Н. В., Левин В. Е., Красноруцкий Д. А. Методика вычисления параметров больших поворотов

поперечных сечений гибкого стержня при расчетах в рамках его дифференциальной модели. Ч. 1 // Науч. вестн. Новосиб. гос. техн. ун-та. 2013. № 2 (51). С. 155–164.

#### References

1. Levin V. E., Pustovoy N. V. Mehanika deformirovaniya krivolinejnyh sterzhnej : monografija. Novosibirsk: Izd-vo NGTU, 2008. 208 s.
2. Krasnorutskiy D. A., Levin V. E., Pustovoy N. V. Nelinejnye kolebanija uprugih sterzhnej. Sbornik nauchnyh trudov po materialam mezhdunarodnoj nauchno-prakticheskoj konferencii «Perspektivnye innovacii v nauke, obrazovanii, proizvodstve i transporte». Tom 8. Fizika i matematika, Himija. Odessa : Chernomor'e, 2011. s. 50–55.
3. Kozhevnikov A. N., Krasnorutskiy D. A., Levin V. E. Model' ploskogo kontaktnogo vzaimodejstvija vitkov tonkogo uprugogo sterzhnja // Nauka. Promyshlennost'. Oborona : Trudy 14 Vserossijskoj nauchno-tehnicheskoy konferencii, posvjashhennoj 100-letiju so dnja rozhdenija A. I. Pokryshkina (24–26 apr. 2013 g.). Novosibirsk : Izd-vo NGTU, 2013. S. 248–253.
4. Heijden G. H. M. van der, Neukirch S., Goss V. G. A., Thompson J. M. T. Instability and self-contact phenomena in the writhing of clamped rods // International Journal of Mechanical Sciences. 45. 2003. P. 161–196.
5. Coleman B. D., Swigon D. Theory of supercoiled elastic rings with self-contact and its application to DNA plasmids // Journal of Elasticity 2000; 60. P. 173–221.
6. Pustovoy N. V., Levin V. E., Krasnorutskiy D. A. Metodika vychislenija parametrov bol'shij povorotov poperechnykh sechenij gibkogo sterzhnja pri raschetah v ramkah ego differencial'noj modeli. Chast' 1 // Nauchnyj vestnik Novosibirskogo gosudarstvennogo tehničeskogo universiteta. 2013. № 2 (51). S. 155–164.

© Кожевников А. Н., Красноруцкий Д. А., Левин В. Е., 2013

УДК 629.78.064.55

## ОСОБЕННОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ МЕТАЛЛОКОМПОЗИТНЫХ БАКОВ НА БОРТУ КА

*И. А. Кравченко, А. В. Михеев, Л. М. Бородин*

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева)  
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52

*Рассматриваются основные проблемы, возникающие при изготовлении и использовании композитных баков высокого давления на борту КА.*

*Ключевые слова: космический аппарат, композитные баки высокого давления.*

## APPLICATION FEATURES OF METAL COMPOSITE TANKS ON BOARD OF SC

I. A. Kravchenko, A. V. Mikheev, L. M. Borodin

JSC "Academician M. F. Reshetnev "Information Satellite Systems"  
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia

The main issues arising in the manufacture and use of composite overwrapped pressure vessels on the board of the spacecraft (SC) are discussed.

Keywords: spacecraft, Composite Overwrapped Pressure Vessel.

На протяжении долгих лет лидирующую позицию в производстве космических аппаратов занимает так называемая «борьба за вес». Решение этой проблемы включает в себя много технологий и конструкторских решений, в том числе использование композитных баков высокого давления (КБВД, в англоязычной литературе Composite Overwrapped Pressure Vessel) в КА, главное преимущество которых над аналогичного размера металлическими сосудами высокого давления заключается в весе.

КБВД – это сосуд, состоящий из тонкого металлического лайнера, обмотанного силовой композиционной оболочкой, способной держать давление жидкости или газа. Лайнер обеспечивает барьер между жидкостью (газом) и композиционной оболочкой, предотвращая течь и химическую деградацию конструкции.

Выбор формы бака определяется конструктивными особенностями КА, условиями эксплуатации, возможностями технологии намотки композитной оболочки и другими факторами.



Бак хранения ксенона ОАО «ИСС» имени академика М. Ф. Решетнева

Основными силовыми воздействиями на КБВД в процессе изготовления, транспортировки и эксплуатации являются:

- внутреннее давление;
- вибрационные воздействия;
- климатические температурные воздействия.

Дополнительными являются воздействия космического пространства, включающие следующие процессы:

- воздействие ионизирующих излучений, тяжелых заряженных частиц;
- тепловое излучение Солнца;
- воздействие метеорных частиц.

С учетом этого и конструктивно-технологического исполнения КБВД (см. рисунок) можно выделить следующие повреждающие факторы, влияющие на ресурс:

- деградация свойств связующего композитной оболочки;

- трещинообразования и разрушение нитей композитной оболочки;

- накопление необратимых пластических деформаций в лайнере;

- дефекты и повреждения технологического характера.

Характер и степень реализации указанных повреждающих факторов в основном определяются климатическими температурными воздействиями, вибрационными и рабочими нагрузками.

Проведенные испытания и анализ напряженно-деформированного состояния КБВД показали, что определяющим условием работоспособности является условие обеспечения прочности. С учетом этого вероятность безотказной работы следует определять по показателям прочности. В качестве таких показателей в данном случае можно рассматривать внутреннее давление и предельное давление, при котором наступает отказ (нарушение герметичности или разрушение) КБВД.

С учетом этого вероятность безотказной работы можно представить на основе известной модели «нагрузка–прочность» как [1]:

$$P = \Phi \cdot \left\{ \frac{\mu_f - \mu_p}{\sqrt{s_f^2 + s_p^2}} \right\},$$

где  $P$  – вероятность безотказной работы;  $\mu_f$  и  $\mu_p$  – средние значения внутреннего и предельного давления;  $s_f$  и  $s_p$  – средние квадратические отклонения;  $\Phi$  – нормированная функция вероятностей.

В настоящее время за рубежом накоплен значительный опыт проектирования и изготовления, отраженный в целом ряде стандартов. Имеется и отечественный опыт применения КБВД малых размеров. Опыт проектирования, изготовления и эксплуатации КБВД больших размеров практически отсутствует. Нет и соответствующих нормативных документов. С этих позиций рассматриваемый КБВД является перспективной разработкой.

#### Библиографическая ссылка

1. Надежность технических систем : справочник / под ред. И. А. Ушакова. М. : Радио и связь, 1985.

#### Reference

1. Nadezhnost' tehniceskikh sistem: Spravochnik / pod red. I. A. Ushakova. M. : Radio i svjaz', 1985.

© Кравченко И. А., Михеев А. В., Бородин Л. М., 2013

УДК 621.396.677

## МЕТОДИКА СНИЖЕНИЯ ВЕЛИЧИНЫ ОШИБКИ ПРИ ОПРЕДЕЛЕНИИ ПОЛОЖЕНИЯ ОСИ ДИАГРАММЫ НАПРАВЛЕННОСТИ АНТЕННОЙ СИСТЕМЫ

*П. А. Краевский, В. Е. Чеботарев*

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева)  
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52

*Описана методика определения оси диаграммы направленности антенной системы в составе КА, позволяющая снизить величину ошибки при проведении измерений. Рассмотрены составляющие ошибки определения и примеры вариантов их уменьшения.*

*Ключевые слова: ось диаграммы направленности, антенна, методика снижения ошибки.*

## THE METHOD OF REDUCTION ANTENNA PATTERN DETERMINATION ERROR

*P. A. Kraevskii, V. E. Chebotarev*

JSC "Academician M. F. Reshetnev "Information Satellite Systems"  
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia

*The article presents the method of determination of antenna pattern. This method allows reduction of antenna pattern determination error. Components of determination error and examples of methods of their reduction are also considered in this article.*

*Keywords: antenna pattern, antenna, method of error reduction.*

На современном этапе создания спутниковых систем предъявляются высокие требования к точности изготовления и наведения антенных систем, возникает необходимость усовершенствования методов контроля и измерения положения оси диаграммы направленности этих антенных систем в наземных условиях при наземной экспериментальной отработке, что достигается созданием комплекса мероприятий по проведению измерений с использованием высокоточных измерительных приборов.

Применение антенных систем с узкой диаграммой направленности обусловлено тем, что в диапазоне ультракоротких радиоволн используются преимущественно антенны, обладающие острой направленностью хотя бы в одной плоскости. При малой длине волны такие антенны получаются достаточно компактными, что дает возможность, не встречая больших технических трудностей, делать их вращающимися. Благодаря этому имеется возможность, получая большой выигрыш в мощности и уменьшая взаимные помехи станций, осуществлять связь по любым желаемым направлениям [1].

Новые высокоточные антенные системы с шириной диаграммы направленности  $0,5^\circ$  предъявляют требования к наведению оси диаграммы направленности антенны на цель с суммарной погрешностью не более 6 угловых минут, из которых на величину погрешности определения электрической оси антенны выделяется не более 1 угловой минуты.

Применяемые методы при измерении положения диаграммы направленности антенной системы не учитывают многих факторов, влияющих в итоге на общую ошибку определения положения оси диаграммы направленности, таких как влияние неточности системы обезвешивания, неточность выставки антен-

ной системы в нулевое положение, возникающие при этом деформации, и т. д., что влечет за собой увеличение проектных запасов по точности определения положения диаграммы направленности антенной системы, а следовательно, и увеличение ошибки при наведении антенны космического аппарата на орбите.

Одним из ключевых элементов при создании комплекса мероприятий по проведению измерений является его уникальность для применения к той или иной антенной системе.

Поэтому при большом опыте создания антенных систем на данный момент нет разработанной универсальной методики по осуществлению мероприятий по проведению измерений положения диаграммы направленности антенной системы в составе КА.

В основе методики лежит поэтапный анализ составляющих ошибки, влияющих на точность определения положения оси диаграммы направленности антенной системы.

Сущность метода заключается в детальном анализе составляющих элементов, выборе методик для снижения или возможного исключения составляющих, проработки вариантов решения задачи, проведении расчетов, доказывающих правильность выбранного решения по сравнению с аналогами, обоснование применения более точных приборов для проведения операций по определению положения оси.

При определении положения оси диаграммы направленности антенной системы во время наземной экспериментальной отработки должны учитываться следующие составляющие:

- оптическая;
- весовая;
- электрическая;
- влияние параметров окружающей среды;

– влияние точности изготовления составных частей антенной системы;  
– повторяемость наведения антенны при помощи электромеханических приводов и т. д.

Детальный анализ составляющих и методов снижения их влияния зависит от конфигурации и состава конкретной антенной системы.

Так, например, для антенных систем, установленных на электромеханические приводы, ошибку повторяемости наведения антенны можно уменьшить установкой контрольных оптических элементов, измерением их взаимного положения и последующей выставкой на всех этапах работ с антенной системой.

В настоящее время по данной методике проведены анализы, расчеты, исследования и эксперименты, показывающие, что применение данной методики позволяет значительно снизить величину ошибки определения положения оси диаграммы направленности антенной системы без использования сверхдорогостоящего оборудования, а также уменьшить величину проектного запаса, закладываемого при определении положения оси диаграммы направленности, что по-

зволяет значительно повысить точность наведения антенн космических аппаратов при работе на орбите.

Актуальность использования такой методики очень велика, так как в последнее время на космические аппараты устанавливается все больше и больше антенн с узкой диаграммой направленности, при наведении которой необходимо максимально снизить ошибку нацеливания передаваемого сигнала на абонента.

#### Библиографическая ссылка

1. Изюмов Н. М., Линде Д. П. Основы радиотехники. М.; Л.: Энергия, 1965.

#### Reference

1. Izymov N. M., Linde D. P. Osnovi radiotekhniki, M.; L.: Energia, 1965.

© Краевский П. А., Чеботарев В. Е., 2013

УДК 621.3.049

### ПРИМЕНЕНИЕ НАНОТЕХНОЛОГИЙ ДЛЯ УПРОЧНЕНИЯ ПОВЕРХНОСТИ МЕТАЛЛОИЗДЕЛИЙ

*Г. Г. Крушенко*

Институт вычислительного моделирования СО РАН  
Россия, 660036, г. Красноярск, Академгородок, 50. E-mail: genry@icm.krasn.ru

*Описаны некоторые нанотехнологии упрочнения поверхности металлоизделий из алюминиевых сплавов и сталей.*

*Ключевые слова: нанотехнологии, упрочнение, металлоизделия.*

### THE USE OF NANOTECHNOLOGIES FOR METALWARES SURFACES HARDENING

*G. G. Krushenko*

Institute of Computational Modeling SB RAS  
50, Akademgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russia. E-mail: genry@icm.krasn.ru

*Some nanotechnologies of the aluminum alloys and steels metal wares surfaces are described.*

*Keywords: nanotechnologies, hardening, metalwares.*

В настоящее время бурно развивается отрасль, называемая нанотехнологией, которая включает сотни разнообразных технологий [1]. Нанотехнологии в приложении к машиностроению – это совокупность физико-химических процессов, позволяющих контролировать работу с нанообъектами, размеры которых находятся в пределах от 1 до 100 нанометров (1 нм =  $10^{-9}$  м), с целью формирования в конечном счете требуемых характеристик изделий из металлических композиций и других материалов.

Ниже приведено описание только двух из целого ряда разработанных с участием автора нанотехноло-

гий (25 авторских свидетельств и патентов), связанных с упрочнением поверхности металлоизделий.

*Упрочнение поверхности металлоизделий способом электроискрового легирования [2].*

Электроискровое легирование (ЭИЛ) относится к упрочняющим технологиям, которые основываются на взаимодействии материалов с высококонцентрированными потоками энергии и вещества. С целью упрочнения поверхности изделий из алюминиевых сплавов с применением НП нитрида кремния  $\text{Si}_3\text{N}_4$  и нитрида титана TiN было применено электроискровое легирование (ЭИЛ). Технологию упрочнения обраба-

тывали на плоских заготовках, вырезанных из прессованных полос алюминиевого деформируемого сплава Д1, упрочняемую поверхность которых предварительно промывали 10...15 мин в 15%-м растворе каустической соды при 363 К, после чего их сушили в потоке горячего воздуха. Затем в поверхность металла в течение около 2 мин втирали НП. После этого с помощью установки «Эмитрон-14» при использовании графитового электрода диаметром 6 мм (графит марки МПТ-6) производили электроискровую обработку поверхности при круговых перемещениях электрода со скоростью 0,07...0,09 мм/мин, частоте вибрации  $f = 400$  Гц и рабочем токе  $I_p = 1$  А. Из упрочненных заготовок вырезали цилиндрические образцы диаметром 10 мм и высотой 15 мм. На приборе ПМТ-3 измеряли микротвердость упрочненной поверхности (по Виккерсу HV). Испытания на износ проводили на машине МТ-2 при возвратно-поступательном перемещении образцов по контртелу из стали Ст3 в течение 3 ч при удельной нагрузке 10 Н/мм<sup>2</sup>. В качестве смазки использовали трансформаторное масло, которое подавалось в зону трения непрерывно в автоматическом режиме. Износ определяли по потере массы образцов путем их взвешивания на аналитических весах ВЛА-200 до и после испытания. Полученные данные показали, что ЭИЛ поверхности образцов из сплава Д1 графитовым электродом повышает ее микротвердость в 1,8 раза по сравнению с необработанным сплавом (с 200 до 360 ед. HV), а обработка НП Si<sub>3</sub>N<sub>4</sub> с последующей ЭИЛ графитовым электродом – в 1,87 раза (до 374 ед. HV) и обработка НП TiN и ЭИЛ графитовым электродом – в 2,26 раза (до 453 ед. HV). При этом износ упрочненной поверхности уменьшился соответственно в 1,84; 2,3 и в 4 раза.

Результаты этого эксперимента были использованы для повышения стойкости кокилей, отливаемых из алюминиевого сплава АК7 и применяемых для литья лодочных винтов из этого же сплава с массой 0,83 кг и диаметром по периферии лопастей 240 мм. Кокиль состоит из двух частей с горизонтальным разъемом. При удалении из него отлитых винтов, имеющих достаточно сложную криволинейную поверхность, происходит силовое и истирающее воздействие на места, оформляющие переходы лопастей к ступице, что приводит в конечном счете к их деформации. Результатом этого является изменение размеров как полости формы, так и тех мест отливок, которые они оформляют. При эксплуатации кокиля с неупрочненной рабочей поверхностью, предварительно окрашенной огнеупорной краской, геометрия полости формы четко воспроизводилась на 190...250 отливках, а в результате предварительной обработки этой поверхности НП TiN с последующей ЭИЛ графитовым электродом и окраской той же огнеупорной краской воспроизводимость размеров полости формы, а следовательно, и геометрия отливаемых винтов, сохранялась до съема 320...350 отливок (больше в 1,3...1,6 раза).

*Повышение износостойкости стальных деталей плазменным силицированием [3].*

Принцип нанотехнологий был реализован при разработке способа упрочнения методом плазменного силицирования формообразующих поверхностей мат-

риц и пуансонов чеканочных прессов, изготавливаемых из высококачественных легированных сталей с У8 и У10. Работа выполнена на Алма-Атинском заводе тяжелого машиностроения в рамках проведения совместных исследовательских работ по повышению качества металлопродукции. Одним из массовых изделий, выпускаемых заводом, являются изготавливаемые из хромистой 40Х и хромо-ванадиевой 40ХФА сталей «ключи гаечные двусторонние», номенклатура которых исчисляется десятками наименований (размер открытого зева от 10×12 до 22×24 мм), а количество каждого наименования – до нескольких тысяч в год.

При их изготовлении применяются чеканочные кривошипно-коленные прессы с усилием 400...1000 т, с помощью которых доводится конфигурация ключей. Стали, из которых их изготавливают, обладают достаточно высокими прочностными характеристиками, в связи с чем поверхности формообразующих вставок, устанавливаемых в матрице и пуансоне чеканочного пресса, подвергаются повышенному износу, что снижает ресурс их эксплуатации.

С целью упрочнения рабочих поверхностей формообразующих вставок была использована одна из упрочняющих технологий – плазменное силицирование. В основе разработанной производственной технологии лежит процесс плазмохимического осаждения на поверхность изделия и внедрения в нее атомов (кластеров, наночастиц) кремния из газовой фазы с помощью ВЧИ-генератора.

Установка состоит из питателя аргона; термостата; емкости, содержащей кремнийорганическую жидкость; трубки, предназначенной для подачи смеси плазмообразующего газа (аргон) с парами кремнийорганической жидкости; газооформителя; высокочастотного индуктора; обрабатываемого изделия и стола-манипулятора. В процессе работы в центральном объеме устройства формируется плазмод и струя низкотемпературной плазмы, содержащая пары кремния. В качестве плазмообразующего газа использовали аргон. Источником упрочняющего материала – кремния – служило жидкое кремнийорганическое соединение ТЭОС – химическое соединение тетраэтоксисилан или тетраэтилортосиликат C<sub>2</sub>H<sub>5</sub>O)<sub>4</sub>Si. Рабочая частота, создаваемая ВЧИ-генератором, составляла 1 МГц при потребляемой мощности в пределах 35...40 кВт. Скорость плазменного потока (ламинарный), имеющего температуру 8773 К, находилась в пределах 25...30 м/с. Диаметр пятна прижога в области контакта плазменной струи с обрабатываемой поверхностью на расстоянии 45...60 мм от среза сопла плазмотрона до поверхности составлял около 60 мм. Смесь газа-носителя аргона с парами ТЭОС готовилась в герметически закрытой металлической термостатированной (~363 К) емкости, в которой находился жидкий ТЭОС и через которую с помощью заглубленной трубки барботировал аргон. Эта газообразная смесь подавалась в газооформитель плазмотрона и дальше – в образующийся внутри него плазмод, где и происходило разложение ТЭОС с выделением атомарного кремния. Поток плазмы, несущий атомы кремния, на высокой скорости соударялся

с поверхностью обрабатываемого изделия, в результате чего и происходило ее упрочнение.

Обрабатываемые матрицы и пуансоны устанавливались в тиски стола-манипулятора, который в процессе обработки совершает в автоматическом режиме возвратно-поступательные перемещения в горизонтальной плоскости с заданной скоростью. Перед упрочняющей обработкой поверхность деталей обезжиривали ацетоном, а в случае необходимости с нее предварительно удаляли окисную пленку.

В результате плазменного силицирования (в течение 40...50 с за 3...4 прохода) полированных рабочих поверхностей матриц и пуансонов, изготовленных из сталей У8 и У10 и применяющихся для штамповки стальных деталей, срок их службы увеличился в 2,5 раза, а из стали 7ХЗ – в 8 раз по сравнению с неупрочненными этим способом матрицами и пуансонами.

#### Библиографические ссылки

1. Крушенко Г. Г., Решетникова С. Н. Применение и перспективы развития нанотехнологий // Вестник СибГАУ. 2007. Вып. 3. С. 103–106.

2. Крушенко Г. Г., Пинкин В. Ф., Василенко З. А. Повышение износостойкости алюминиевых сплавов электроискровым легированием // Литейное производство. 1994. № 3. С. 13–14.

3. Крушенко Г. Г., Москвичев В. В., Буров А. В. Повышение износостойкости чеканочного инструмента плазменным силицированием. Технология машиностроения. 2004. № 5. С. 27–28.

#### References

1. Krushenko G. G., Reshetnikova S. N. Primenenie i perspektivy razvitija nanotehnologij. Vestnik SibGAU. 2007. Vyp. 3. S. 103–106.

2. Krushenko G. G., Pinkin V. F., Vasilenko Z. A. Povyshenie iznosostojkosti aljuminievyh splavov jelektriskoim legirovanijem. Litejnoe proizvodstvo. 1994. № 3. S. 13–14.

3. Krushenko G. G., Moskvichev V. V., Burov A. V. Povyshenie iznosostojkosti chekanochного instrumenta plazmennym silicirovanijem. Tehnologija mashinostroenija. 2004. № 5. S. 27–28.

© Крушенко Г. Г., 2013

УДК 539.374

### «ПУСТОТЕЛЬНЫЕ» КОНСТРУКЦИОННЫЕ МАТЕРИАЛЫ

*Г. Г. Крушенко*

Институт вычислительного моделирования СО РАН  
Россия, 660036, г. Красноярск, Академгородок, 50. E-mail: genry@icm.krasn.ru

*Описаны современные технологии получения пенометаллов из металлических расплавов и их применение в технике.*

*Ключевые слова: пенометаллы, технологии изготовления, применение.*

### HOLLOW CONSTRUCTION MATERIALS

*G. G. Krushenko*

Institute of Computational Modeling SB RAS  
50, Akademgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russia/ E-mail: genry@icm.krasn.ru

*Some technologies of making the foam materials from the metallic liquids and their application in technique are described.*

*Keywords: metallic foams, technologies of making and application.*

Аксиомой при работе с металлоизделиями, применяемыми в различных отраслях машиностроения, является отсутствие в них пустот, наличие которых ухудшает их физико-механические характеристики. Однако при этом в технике существуют и технологии изготовления металлических материалов, в которых, напротив, специально формируют пустоты/ячейки/поры. Одна из технологий производства пустотелых конструкционных материалов заключается во вспенивании жидкого металла с последующей его кристаллизацией. Такие материалы получили название «пенометал-

лы», ПМ (metallic foams), или «ячеистые металлы» (cellular metals), а также «пористые металлы» (porous metals).

В настоящее время ПМ получают с помощью двух основных технологий [1] – литьем и порошковой металлургией.

ПМ обладают благоприятным сочетанием физических и механических характеристик, таких как высокая жесткость в сочетании с очень низкой плотностью (низким удельным весом) и/или с высокой газопроницаемостью в сочетании с высокой теплопроводностью,

а также низкой гигроскопичностью (не более 3 %), что обуславливает морозостойкость и отсутствие трещин при перепаде температур. В сочетании с низкой плотностью и высокой жесткостью, способностью поглощать энергию удара и вибрацию, а также с высокой степенью звукопоглощения и, что очень важно, высокой технологичностью, допускающей возможность формировать из ПМ объемные конструкции, изделия из этого материала, применяют различных отраслях машиностроения: в автомобильной промышленности в виде конструктивных элементов (бамперы и др.), в аэрокосмической отрасли в виде титановых и алюминиевых «сэндвичей», а также некоторых деталей турбин, в судостроении для изготовления корпусов пассажирских судов, элеваторных и антенных платформ и др., в общественном городском транспорте; в строительной индустрии, в конструкциях металлорежущих станков.

Существует ряд технологий получения ПМ, например, путем прямого введения газа (воздух, азот, аргон) в жидкий металл [2]. По другой технологии ПМ получают введением в расплав порофоров (порофору – вещества, образующее пузырьки, пену). Например, при получении ПМ из Zn и сплава (4,0 % Al; 1,0% Cu; ост. – Zn) в качестве порофоров использовали гидриды TiH<sub>2</sub>, MgH, ZrH<sub>2</sub>, а из сплава (Al-12,0% Si) – TiH<sub>2</sub> [3].

Разработаны технологии, которые позволяют получать готовые металлоизделия с ячеистой структурой. Например, [3] порошки цинка или сплава (4,0% Al; 1,0% Cu; ост. – Zn) смешивали с порошками TiH<sub>2</sub> или MgH, затем эту смесь в холодную прессовали в заготовки, которые далее горячим прессованием прессовали в прекурсор, помещали его в форму и нагревали ее выше температуры плавления металла. При этом выделяющийся из гидридов водород образовывал в жидком металле пену, которая заполняла полость формы.

Исходя из анализа имеющейся информации нами была проведена работа [4] по получению пеноалюминия с использованием в качестве порофора крошки саяногорского мрамора, содержащего вспенивающий компонент CaO порядка 52,0–55,2 %. На рис. 1 приведена фотография образца типичного пеноалюминия [4]. Плотность ~0,83 г/см<sup>3</sup>, пористость ~70 %, размеры пор 0,5...10,0 мм.



Рис. 1. Образец (40×35×35 мм) из пеноалюминия марки А7

Некоторые примеры применения пенометаллов в аэрокосмическом машиностроении

На рис. 2 показан фрагмент передней кромки кры-

ла самолета [5], изготовленного из листового деформируемого алюминиевого сплава, до (а) и после (б) заполнения полости пеной сплава Al-10% Si (плотность  $\rho = 0,90 \text{ г/см}^3$ ). В качестве порофора применяли TiH<sub>2</sub>. Толщина листа пустотелой кромки стандартной конструкции составляла 2,5 мм, а в результате заполнения пеносплавом ее уменьшили до 1,5 мм. Испытания на удар показали, что деформация пустотелой кромки составляет  $9,8 \pm 0,4\%$ , тогда как заполненной пеносплавом –  $2,5 \pm 0,1\%$  (меньше ~ в 4 раза).

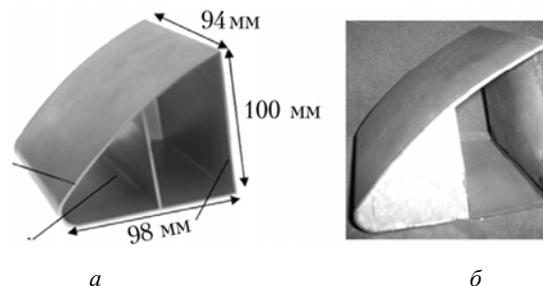


Рис. 2. Передняя кромка крыла самолета: до (а) и после (б) заполнения пеносплавом Al-10% Si [5]

В работе [6] описана технология изготовления одного из компонентов ракеты-носителя «Ариан 5» – Cone 3936 (Конус 3936) с применением сэндвичей, заполненных алюминиевой пеной. Технология изготовления сегментов состояла из следующих последовательных операций. Контейнер из листового металла заполняли требуемыми количествами порошка из сплава (6,0% Si; 10,0% Cu; Al – ост.), легирующих компонентов и порошка гидрида водорода TiH<sub>2</sub> с последующим уплотнением. Полученный прекурсор помещали между алюминиевыми листами толщиной 1,5 мм и подвергали его прокатке, затем нагревали до расплавления металлических компонентов и разложения TiH<sub>2</sub> с выделением водорода, который и образовывал пенно-пористую структуру, фиксирующуюся при последующем охлаждении. Толщина сэндвича составляла 25 мм. Для придания сэндвичу требуемой толщины и устранения деформации поверхности, вызванной образованием пены, его подвергают повторному прессованию. Полученные заготовки резали лазером до нужных размеров. Сегмент с требуемой криволинейной геометрией получали прессованием, конечные размеры – обработкой резанием. Сегменты собирали в конструкцию конуса (рис. 3) с помощью сварки плавлением, запатентованной ВИЛСом еще в 2001 г. [7].

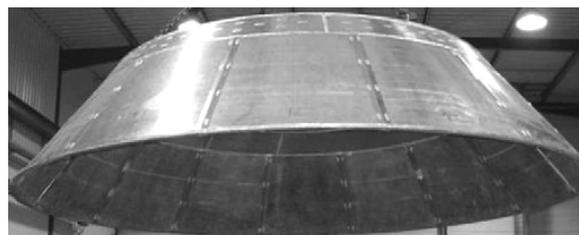


Рис. 3. Собранный конус Cone 3936 (Конус 3936). Диаметр верхней части составляет 2,6 м, нижней – 3,9 м, высота 0,8 м, масса 200–210 кг

**Библиографические ссылки**

1. Cambroner L. E. G. et al. Manufacturing of Al-Mg-Si alloy foam using calcium carbonate as foaming agent // *Journal of materials processing technology*. 2009. Vol. 209. Iss. 4. P. 1803–1809.
2. Asholt P. Metal foams and porous metal structures // Banhart J., Ashby M. F., Fleck N. A., editors. *Intern. Conf., Germany: MIT Press-Verlag*, 14–16. June 1999. P. 133.
3. Kovacic J., Simancik F. Comparison of zinc and aluminium foam behaviour // *Kovove materialy*. 2004. Vol. 42. № 2. P. 79–90.
4. Крушенко Г. Г. Применение пенометаллических материалов в технике // XXXVII Академические чтения по космонавтике : тезисы докладов. М. : РАН, 2013. С. 39–40.
5. Reglero J. A. et. al. Aluminium foams as a filler for leading edges: Improvements in the mechanical behavior under bird strike impact tests // *Materials and design*. 2011. Vol. 32. № 2. P. 907–910.
6. Schwingel D. et. al. Aluminium foam sandwich structures for space applications // *Acta Astronautica*. 2007. Vol. 61. Iss. 1–6. P. 326–330.

7. Патент РФ 2202454. Способ соединения заготовок из пеноалюминия / А. Г. Погибенко и др. Опубл. 20.04.2003.

**References**

1. Cambroner L. E. G. et al. *Journal of materials processing technology*. 2009. V. 209. Issue 4. P. 1803–1809.
2. Asholt P. *Intern. Conf., Germany: MIT Press-Verlag*, 14–16. June 1999. P. 133.
3. Kovacic J., Simancik F. *Kovove materialy*. 2004. V. 42. № 2. P. 79–90.
4. Krushenko G. G. *XXXVII Akademicheskie chteniya po kosmonavtike*. Moscow. RAN. 2013. S. 39–40.
5. Reglero J. A. et. al. *Materials and design*. 2011. V. 32. № 2. P. 907–910.
6. Schwingel D. et. al. *Acta Astronautica*. 2007. V. 61. Issue 1–6. P. 326–330.
7. Pogibenko A. G. *Patent RF 2202454*. Publ. 20.04.2003.

© Крушенко Г. Г., 2013

УДК 677.025

**ВЫБОР МАТЕРИАЛА МИКРОПРОВОЛОКИ ДЛЯ ВЯЗАНИЯ ОТРАЖАЮЩЕЙ ПОВЕРХНОСТИ КРУПНОГАБАРИТНЫХ ТРАНСФОРМИРУЕМЫХ АНТЕНН**

Л. А. Кудрявин, В. А. Заваруев, О. Ф. Беляев

Московский государственный университет дизайна и технологии  
Россия, 117997, г. Москва, ул. Садовническая, д. 33, стр. 1

*Доклад посвящен проблеме выбора материала микропроводов для вязания отражающей поверхности трансформируемых космических антенн. Показано, что по массовым и жесткостным характеристикам одними из наиболее подходящих для этих целей являются стальные микропровода.*

*Ключевые слова: трансформируемые космические антенны, сетеполотно.*

**CHOICE OF MATERIAL MICROWIRE FOR KNITTING REFLECTING SURFACE OF LARGE-SIZE TRANSFORMABLE ANTENNAS**

L. A. Kudrjavin, V. A. Zavaruev, O. F. Beliaev

Moscow State University of design and technology  
33, Sadovnicheskaya str., Moscow, 117997, Russia

*The research is devoted to the problem of choice of microwire material for knitting reflecting surface of transformable space antennas. It is shown that steel microwire is the most suitable for these purposes according to the mass and stiffness characteristics.*

*Keywords: space antennas, steel microwire, characteristics.*

Для создания отражающей поверхности (ОП) трансформируемых космических антенн широко используются сетеполотна, связанные по трикотажной технологии из микропроводов, покрытых золотом или никелем для уменьшения контактных сопротивлений между элементами структуры. К ОП предъявляются следующие основные требования: малая мас-

са, высокая эластичность (малая жесткость), высокий коэффициент отражения электромагнитных волн. Для получения ОП с малыми размерами ячеек, необходимыми для получения коэффициента отражения, мы используем одинарные 20 мкм стальные или молибденовые микропровода и двойные 15 мкм вольфрамные микропровода (одинарные

вольфрамовые микропроволоки часто рвутся при вязании).

Сравнивая приведенные материалы по плотности, получим, что при одной и той же структуре сетеполотна масса сетеполотна, изготовленного из молибденовой микропроволоки, будет в 1,3 раза выше, чем из стальной микропроволоки, а из двойной вольфрамовой – в 2,8 раза выше, чем из стальной, т. е. стальная микропроволока по массовым характеристикам наилучшая из трех.

Сравним теперь жесткость сетеполотен с одинаковой структурой, изготовленных из этих трех видов микропроволок. Используя нелинейную теорию упругости, мы показали, что жесткость сетеполотна прямо пропорциональна жесткости микропроволок на изгиб и обратно пропорциональна кубу размера ячеек. Жесткость на изгиб молибденовой микропроволоки примерно в 1,5 раза выше, чем стальной, а двойной вольфрамовой – в 1,1 выше, чем стальной микропроволоки.

Таким образом, сетеполотно, изготовленное из стальной микропроволоки, и по жесткости обладает преимуществом перед сетеполотнами, изготовленными из остальных двух видов микропроволок. Это преимущество растет при уменьшении размеров ячеек. Действительно, условно примем жесткость при растяжении сетеполотна из стальной микропроволоки за 1. Тогда жесткость сетеполотна из молибденовой микропроволоки будет равна 1,5, а из вольфрамовой – 1,1. При уменьшении размера ячейки в 2 раза жесткость сетеполотна из стальной микропроволоки станет равной 8, из молибденовой – 12, из вольфрамовой – 8,8, т. е. разница в жесткости сетеполотен действительно возрастает с уменьшением размера ячеек в них.

Таким образом, по массовым и жесткостным характеристикам сетеполотен для изготовления ОП наиболее подходящей является стальная микропроволока. Кроме того, она существенно дешевле.

© Кудрявин Л. А., Заваруев В. А.,  
Беляев О. Ф., 2013

629.78.01:621.828

## ГИБКИЙ ШАРНИР

*В. В. Кузнецов, А. А. Байбородов*

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева)  
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52

*В настоящее время в современных космических летательных аппаратах широко используются, в различных трансформируемых механических системах, пружинные приводы. К этим приводам предъявляются жесткие требования по надежности и точности раскрытия. Они предназначены для перевода механических систем из транспортно-положения в рабочее. На данный момент, широкое распространение получили пружинные приводы вращающиеся вокруг оси (жесткие шарниры). Такие шарниры обладают необходимыми запасами по надежности и раскрывающим моментам, но имеют ряд недостатков. Недостатки такого типа шарниров можно устранить изменив их принципиальную схему, перейдя к шарнирам на основе гибких элементов.*

*Ключевые слова: шарнирные соединения, гибкий шарнир.*

## FLEXIBLE HINGE

*V. V. Kuznetsov, A. A. Baiborodov*

JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”  
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia

*Nowadays spring drives are widely used in a variety of transformable mechanical systems of modern spacecraft. Strict requirements are imposed to reliability and accuracy of the disclosure of these drives. They are designed to transfer the mechanical systems from transport to working position. Currently, spring drives rotating about the axis (rigid joints) are widespread. Such joints have enough reliability and revealing moments as well as a number of drawbacks. The disadvantages of this type of joints can be eliminated by changing their concept by proceeding to the hinges on the basis of dynamic elements.*

*Keywords: articulated joints, flexible hinge.*

Пружинные приводы на основе вращения вокруг оси принято называть жесткими шарнирами. Жесткие шарниры данного типа (рис. 1) обладают необходимыми запасами по надежности и раскрывающим момен-

там, обеспечивают разворот на 180° (на рис. 1 ШУ изображен в развернутом виде), но имеют ряд недостатков: – низкая технологичность изготовления ввиду большого количества деталей и их сложности;

- наличие механизма зачековки;
- наличие большого количества пар трения, а значит и дополнительных покрытий для снижения трения;
- необходимость регулировки для нормального функционирования;
- достаточно большая масса.

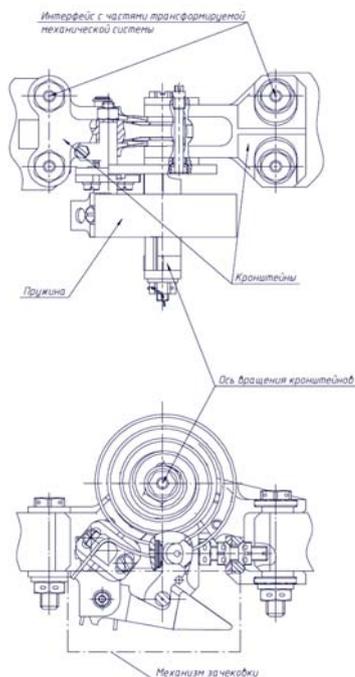


Рис. 1

Помимо варианта применения в конструкциях трансформируемых механических систем жестких шарниров, существует вариант применения гибких шарниров.

Гибкий шарнир имеет ряд следующих преимуществ над жестким шарниром:

- данная конструкция шарнира допускает люфт в интерфейсе шарнира при сложенной конфигурации, но исключает его в рабочем положении.

- применение данной конструкции шарнира исключает пары трения в шарнире, что повышает надежность раскрытия;

- применение гибких шарнирных узлов снижает традиционные требования к точности изготовления элементов шарнира, материалам и допускам, что снижает стоимость изготовления;

- гибкие шарниры, наряду с жесткими шарнирами, обладают высокой степенью модульности, позволяющей параллельно от общей сборки изготавливать и испытывать шарниры;

- в гибких шарнирных узлах в одних и тех же элементах сочетаются функций подвижных и раскрывающих элементов, что существенно упрощает конструкцию шарнира.

Ввиду вышеперечисленного возникает потребность и необходимость в создании шарнирных узлов, основанных на использовании гибких элементов, которые смогут устранить вышеуказанные недостатки жестких шарниров.

Гибкий шарнир в простейшем варианте исполнения представляет собой конструкцию, состоящую из

проставок, упругих пластин (ленточных пружин), служащих исполнительным элементом, и прижимов с крепежом (рис. 2).

Конструкция гибкого шарнира может обеспечить раскрытие частей трансформируемых механических систем, однако помимо раскрытия шарнир должен обеспечивать требования по контролепригодности, удержанию раскрытой конструкции шарнирного узла по действием изгибающего момента, зачековки в рабочем положении, обеспечивать определенную траекторию раскрытия и возможность регулировки положения частей трансформируемой механической системы относительно друг друга.

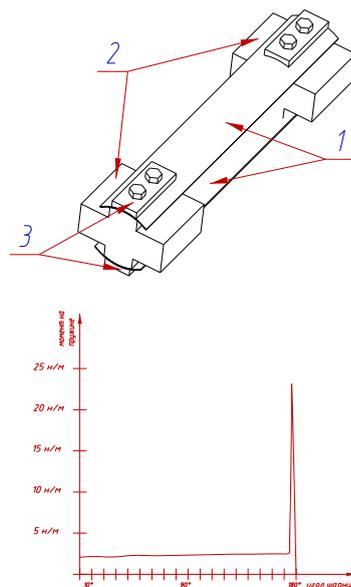


Рис. 2. 1 – ленточная пружина; 2 – проставки; 3 – прижим с крепежом

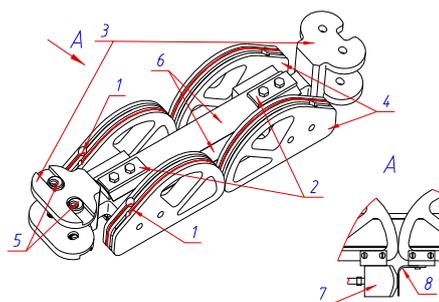


Рис. 3. 1 – трос; 2 – прижим с крепежом; 3 – крепежные кронштейны; 4 – обкатные ролики; 5 – регулировочные эксцентрики; 6 – ленточные пружины; 7 – датчик срабатывания; 8 – пружинный упор

Вышеприведенные требования обеспечиваются наличием в конструкции шарнира опорных кулачков, которые, перекатываясь друг относительно друга, обеспечивают определенную траекторию раскрытия. С появлением таких кулачков в конструкции реализуется требование по удержанию шарнирного узла в раскрытом положении под воздействием изгибающего момента. Изгибающий момент действует на шарнирный узел в сторону раскрытия после его полного раскрытия. Этот момент обеспечивается пружи-

ной, за счет того, что геометрия роликов построена таким образом, что по достижении необходимого угла раскрытия дальнейшее перекачивание невозможно и происходит растяжение пружины. Требование по зачекровке также обеспечивается пружиной за счет жесткости ее профиля. На рис. 2 приведен график с характером момента, который необходимо приложить чтобы преодолеть жесткость профиля. Контролепри-

годность обеспечивается установкой датчика, который будет подтверждать факт раскрытия шарнира.

Регулировку положения частей трансформируемой механической системы относительно друг друга можно обеспечить эксцентриками

Общий вид конструкции, которая способна обеспечить все требования, приведен на рис. 3.

© Кузнецов В. В., Байбородов А. А., 2013

УДК 629.78.064.56

## СИСТЕМА РАЗВЕРТЫВАНИЯ СОЛНЦЕЗАЩИТНЫХ ЭКРАНОВ

*Е. А. Лантев*

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»  
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52

*Для решения ряда научных задач по изучению разнообразных астрономических объектов создаются различные космические аппараты (обсерватории, телескопы), главным инструментом которых являются рефлекторы, требующие глубокого охлаждения до температуры 4,5 К. Задача обеспечения заданного теплового режима рефлектора решается за счет применения системы пассивного охлаждения – системы радиационного экранирования излучений Солнца, Земли, Луны и других источников теплового излучения, обеспечивающей температуру на выходе на уровне 20 К, и системы активного охлаждения, обеспечивающей дальнейшее снижение температуры с 20 К до 4,5 К.*

*Представлена система разворачивания радиационных экранов из сложенного положения в рабочее, которая может быть взята за основу при создании пассивных систем охлаждения аналогичных космических аппаратов.*

*Ключевые слова: солнечный щит, солнечный отражатель, солнцезащитный экран, система охлаждения космического телескопа, механизм разворачивания, механизм раскрытия.*

## SUNSCREEN DEPLOYMENT SYSTEM

*Е. А. Laptev*

JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”  
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia

*To address a number of scientific tasks to study a variety of astronomical objects by a variety of spacecraft (observatories, telescopes) is designed; the main tool of them is a reflector, requiring deep cooling to a temperature of 4,5 K. The task to provide specified thermal conditions of a reflector is achieved by the use of passive cooling – a radiation shielding from the sun, earth, moon, and other heating sources, keeping an outlet temperature up to 20 K, and the active cooling system, characterized by a further decrease in temperature from 20 K to 4,5 K. A system deployed radiation shields from a retracted position to the operation, which can be used as a basis to design passive cooling systems for similar spacecraft is presented.*

*Keywords: solar panel, solar reflector, sun screen, cooling system of Space Telescope, the deployment mechanism, the mechanism of disclosure.*

В существующих проектах космических телескопов пассивная система охлаждения обычно представляет собой набор пленочных экранов, выполняемых, как правило, из металлизированной полиимидной или полиэтилентерефталатной пленки, расположенных определенным образом относительно друг друга для эффективного отражения солнечного потока и обеспечения заданной температуры на ближнем к рефлектору экране. Толщины пленок могут быть от 5 до 60 мкм, некоторые экраны могут быть выполнены в виде экрано-вакуумной теплоизоляции (ЭВТИ). Для

защиты рефлектора от солнечного потока при его боковом освещении экраны продлевают до среза рефлектора. Форма экранов выбирается исходя из требований по величине теплового потока, приходящего на рефлектор, и направления освещения и может быть как плоской, так и в виде пирамиды с произвольным числом граней. Плоский вид граням придается для упрощения конструкции, разворачивающей экраны и обеспечивающей их форму в рабочем положении, хотя теоретически их можно выполнять и криволинейными.

На рис. 1 показаны экраны системы пассивного охлаждения проекта космического телескопа, имеющего рефлектор диаметром 10 м и в процессе работы подвергающегося как осевому с тыльной стороны, так и боковому освещению солнечным потоком. В результате того что пленка не обладает достаточной упругостью для самостоятельного развертывания в рабочую конфигурацию и не способна удерживать свою форму, экранам требуется механизм развертывания, или раскрытия. Этот механизм всегда будет создавать дополнительный кондуктивный теплоприток, приходящий на корпус телескопа и далее на рефлектор, который нужно учитывать.

Исходя из задач к механизму развертывания экранов можно предъявить следующие основные требования:

- обеспечение формы укладки пленки в сложенном положении в выделенной зоне полезного груза и ее сохранность на всех этапах наземной эксплуатации и на участке выведения;
- высокая надежность развертывания;
- создание как можно меньшего кондуктивного теплопритока, приходящего на корпус телескопа через элементы конструкции механизма развертывания;
- обеспечение требуемой жесткости в рабочем положении;
- обеспечение стабильности геометрической формы экранов;
- обеспечение целостности пленки при ее температурных деформациях.

Обеспечить выполнение всех вышеперечисленных требований может конструкция, показанная на рис. 2. Ее основными элементами являются спицы с подпружиненными тягами, обеспечивающие требуемую жесткость системы пассивного охлаждения в рабочем положении. Конструктивно спицы выполнены в виде трубы из материала, обладающего максимальной жесткостью, минимальной теплопроводностью, минимальным коэффициентом температурного расширения. Количество спиц выбирается минимально возможным, и главным ограничением в выборе количества служат размеры зоны полезного груза. Спицы

закреплены на корпусе телескопа шарнирно. Поворот спицы из сложенного положения в рабочее ограничивается упором в шарнире, определяющим конечное положение спицы. Раскрываемый момент в спице создается пружинами тяг. Тяги одним концом закреплены на корпусе телескопа, вторым – на концах спиц и выполнены из материала, обладающего такими же свойствами, как и у спиц. Пружины тяг, кроме функции раскрытия, выполняют также функцию по обеспечению необходимого усилия натяжения тяг для минимизации влияния силы тяжести на форму экранов при наземной экспериментальной отработке и на этапах изготовления. Конструктивно пружины тяг расположены внутри спицы. Экраны закреплены на тягах следующим образом: жестко зафиксированы в плоскости грани экрана и перпендикулярно плоскости грани экрана, в вершинах граней экраны закреплены на тягах с помощью пружин, создающих необходимое усилие натяжения пленки, при этом вдоль тяги экраны имеют относительно них силовую развязку. Силовая развязка как обеспечивает целостность пленки при ее температурной деформации, так и уменьшает величину растяжения пружин тяг, что в свою очередь уменьшает деформацию спиц и обеспечивает лучшую стабильность геометрической формы экранов. Пример реализации такого закрепления показан на рис. 3.

На рис. 4 показан механизм развертывания в сложенной конфигурации: спицы сложены вдоль продольной оси телескопа, при этом концевые части спиц посредством концевых шарнира повернуты вовнутрь для обеспечения размещения в зоне полезного груза. Спицы упираются друг в друга специальными упорами, образуя два пояса зачековки – верхний и нижний. Зачековка может быть реализована путем стягивания спиц по этим двум поясам специальными тросами, которые в требуемый момент времени разрываются при помощи, например, пироэлементов, высвобождая тем самым спицы. Зачекованная таким способом конструкция представляет собой достаточно жесткий и устойчивый каркас, служащий опорой для экранов, укладываемых на нем специальным образом.

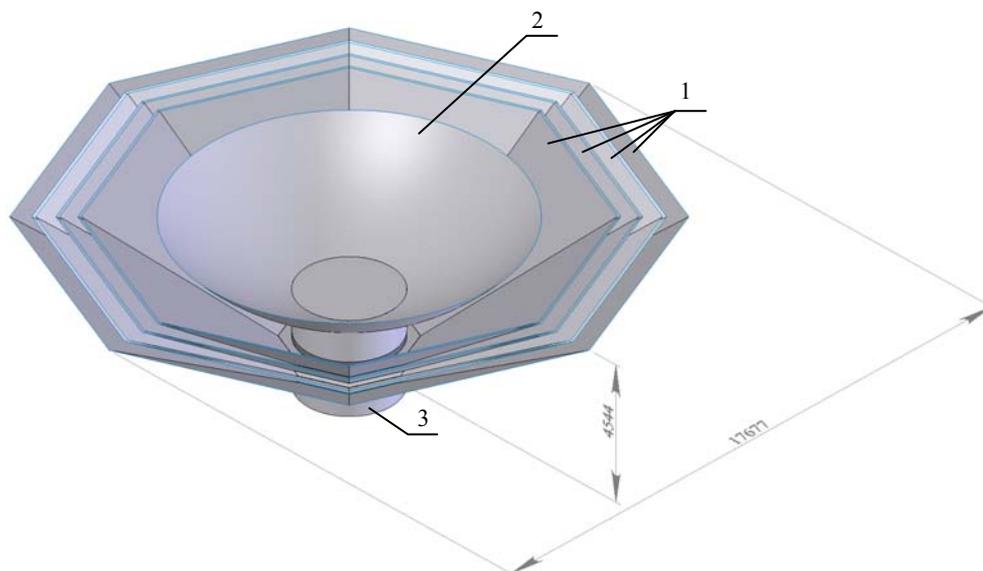


Рис. 1

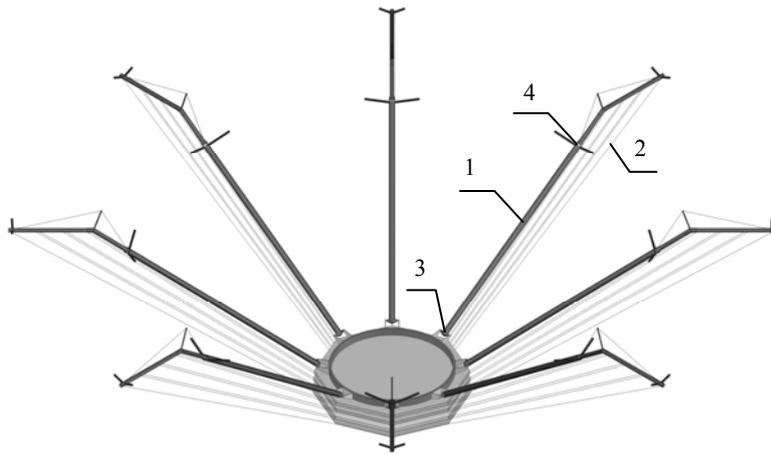


Рис. 2.

1 – спица; 2 – тяги; 3 – корневой шарнир; 4 – концевой шарнир

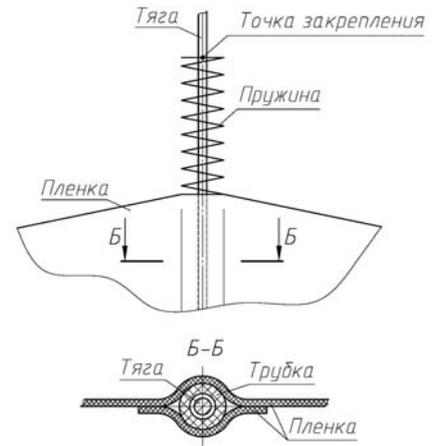


Рис. 3



Рис. 4.

1 – верхний пояс зачековки;  
2 – нижний пояс зачековки

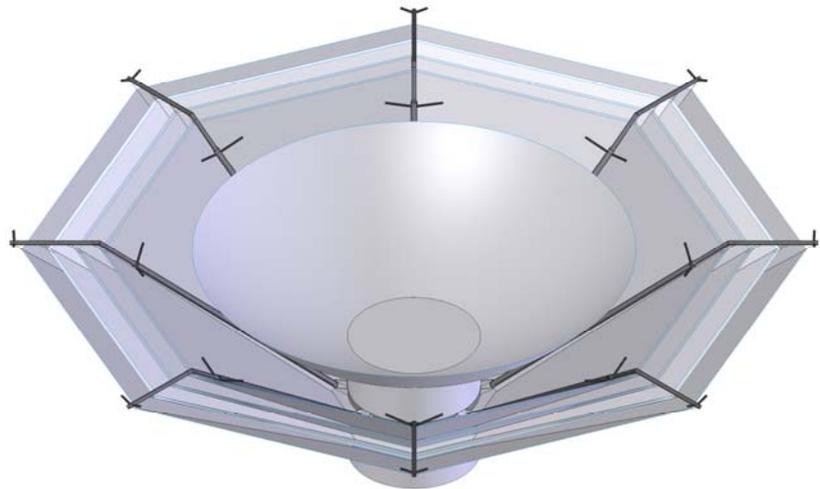


Рис. 5

После расчековки спицы начинают раскрываться под действием пружин тяг. При необходимости для обеспечения плавного и одновременного раскрытия всех спиц можно установить ограничитель скорости раскрытия. Известным способом является применение разматывающегося посредством электрического привода троса, опоясывающего все спицы. На рис. 5 изо-

бражена система пассивного охлаждения в рабочем положении, совмещающая в себе пленочные экраны и систему их развертывания.

© Лаптев Е. А., 2013

УДК 658.51; 629.783; 629.7.012; 004.942; 533.65; 533.6.04

## АНАЛИЗ ПАРАМЕТРОВ УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ САМОЛЕТА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОГО ЦИФРОВОГО МАКЕТА

*М. В. Лихачев*

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»  
Россия, 662972, г. Железнодорожск Красноярского края, ул. Ленина, 52. E-mail: lihachev@iss-reshetnev.ru

*Разработана и практически опробована методика расчета характеристик устойчивости-управляемости самолета с использованием интеллектуальных возможностей САПР. Показана возможность применения данной технологии для проектирования сложных изделий машиностроения.*

*Ключевые слова: САПР, управление знаниями, проектирование, самолет.*

## AIRCRAFT STABILITY AND CONTROL ANALYSIS WITH INTELLECTUAL DIGITAL MOCKUP TECHNOLOGY

*M. V. Likhachev*

JSC "Academician M. F. Reshetnev "Information Satellite Systems"  
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia. E-mail: lihachev@iss-reshetnev.ru

*Methodology of aircraft stability analysis with intellectual digital mockup approach has been developed and implemented. A possibility of intellectual digital mockup application for complex product development was demonstrated.*

*Keywords: CAD, Knowledge Based Engineering, design, aircraft.*

Задача определения характеристик устойчивости и управляемости самолета давно решена и является одной из подзадач в процессе проектирования самолета. Задача сводится к отысканию взаимного положения аэродинамического фокуса (АФ) самолета и дистанции до центра масс самолета, которая называется запасом устойчивости.

На практике АФ на этапе проектирования, находится с помощью инженерных методик [1] и моделирования аэродинамики самолета с помощью панельных и других методов численного моделирования [2].

Особенностью задачи отыскания АФ (а также ряда других задач, решаемых в процессе проектирования самолета: нахождение аэродинамических коэффициентов и производных, разработка лимитов масс и пр.) является неразрывная связь между геометрическими параметрами самолета, определяемыми компоновкой и результатами расчетов или моделирования. Это затрудняет создание расчетных программ, решающих задачу оптимизации самолета, поскольку в цикл оптимизации необходимо включать пересчет геометрических параметров, которые сложным образом взаимодействуют друг с другом.

Для решения этой проблемы была использована технология создания проектного цифрового макета в САПР САТИА V6 с использованием инструментария управления знаниями (Knowledge Based Engineering).

Созданный цифровой макет представляет собой набор трехмерных объектов с заданным поведением: фюзеляж (мотогондола), крыло, стабилизатор, киль. Далее, на основании геометрической информации модуль САТИА Knowledge Advisor определяет положение АФ и ряд других параметров. В случае выхода значений параметров за рамки требований к характе-

ристам самолета система сигнализирует об этом с помощью встроенных в модель проверок.

После ряда манипуляций модель может быть экспортирована в программный комплекс АПАК, который позволяет, в частности, анализировать аэродинамические характеристики самолета методом вихревой решетки [3].

Методика была опробована на ряде серийных самолетов с известными характеристиками и практически применена к расчету устойчивости строящегося гидросамолета. По результатам моделирования были выданы рекомендации разработчикам по приведению параметров самолета в соответствие с требованиями.

В результате проделанной работы доказана практическая применимость методик решения связанных геометрических и расчетных задач с использованием интеллектуальных моделей в САПР, в процессах проектирования сложных изделий.

### Библиографические ссылки

1. Бадрухин Ю. И., Вишняков Н. А., Деришев С. Г., Зайцев В. Ю., Серьезнов А. Н. Руководство для конструкторов летательных аппаратов самодеятельной постройки. Т. 1. Новосибирск : СибНИА, 1994.
2. Колесников Г. А. и др. Аэродинамика летательных аппаратов. М. : Машиностроение, 1993.
3. Белоцерковский С. М. Тонкая несущая поверхность в дозвуковом потоке газа. М. : Наука, 1965.

### References

1. Badrukhin U. I., Vishnyakov N. A., Derishchev S. G., Zaycev V. Yu., Seryeznov A. N. *Rukovodstvo dlua*

*konstruktorov letelnykh apparatov samodeyatelnoy postroyki. T. 1. (Manual for designers of amateur-build aircraft, Vol. 1)* Novosibirsk, SibNIA, 1994.

2. Kolesnikov G. A. and others. *Aerodynamika letelnykh apparatov* (Flying vehicles aerodynamics). М.: Mashinostroyeniye, 1993.

3. Belotserkovskiy S. M. *Tonkaya nesushaya poverhnost v dozvukovom potoke gaza*. (Thin aerodynamic surface at subsonic gaz flow). М.: Nauka, 1965.

© Лихачев М. В., 2013

УДК 629.09:629.78

## МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ МОМЕНТА ЭЛЕКТРОДВИГАТЕЛЯ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ ЭЛЕКТРОНАСОСНОГО АГРЕГАТА СИСТЕМЫ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ

*А. А. Логанов, Г. И. Овечкин*

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»  
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52. E-mail: loganov@iss-reshetnev.ru

*Определяется взаимосвязь между исходными данными проектных характеристик электронасосного агрегата системы терморегулирования космических аппаратов и рабочей точкой механической характеристики электродвигателя. Устанавливается степень влияния коэффициента быстроходности насоса как показателя рабочего режима на рабочий момент на валу электродвигателя.*

*Ключевые слова: система терморегулирования, электронасосный агрегат, коэффициент момента.*

## TECHNIQUE OF DEFINITION OF THE ELECTRIC MOTOR TORQUE AT DESIGN OF THE ELECTROPUMP UNIT OF THERMAL CONTROL SYSTEM

*A. A. Loganov, G. I. Ovechkin*

JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”  
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia. E-mail: loganov@iss-reshetnev.ru

*The interrelation between the basic data basic data of design characteristics of the electro pump unit of spacecrafts thermal control system and a working point of the electric motor mechanical characteristic is defined. The extent of the pump specific speed influence as an indicator of an operating mode on the working moment on an electric motor shaft torque is established.*

*Keywords: thermo regulation system, electro pump unit, factor of the torque.*

Формирование исходных данных на проектирование электронасосных агрегатов (ЭНА) системы терморегулирования (СТР) для перспективных космических аппаратов часто происходит в условиях неопределенности относительно необходимых значений рабочих перепадов давлений и объемного расхода, которые должны быть обеспечены ЭНА, что замедляет процесс проектирования. Для сокращения этого процесса можно воспользоваться существующей системой стандартизации, а именно – рядом нормальных значений мощности на валу электродвигателя. При заданной частоте вращения можно получить фактически ряд нормальных значений момента, между которыми осуществляется выбор. В дополнение к ряду нормальных значений момента необходимо найти способ достаточно достоверного определения потребного номинального момента на валу электродвигателя, доступный уже на этапе подготовки исходных данных на проектирование ЭНА.

Автором ранее для теплоносителей с одинаковой плотностью был предложен инвариант оптимального значения соотношения определяющих параметров ЭНА (1) для расчетного режима работы [1]:

$$\vartheta = \omega^2 \cdot F_r / H, \quad (1)$$

где  $F_r$  – площадь выходного поперечного сечения спирального сборника,  $\text{м}^2$ ;  $\omega$  – угловая скорость ротора насоса,  $\text{с}^{-1}$ ;  $H$  – напор насоса,  $\text{Дж/кг}$ .

Уравнение наиболее эффективных значений  $\vartheta$  для различных ЭНА в зависимости от показателя быстроходности насосов  $n_S$  по результатам анализа экспериментальных данных для 11 ЭНА с теплоносителем ЛЗ-ТК-2 (изооктан) имеет вид (2).

$$\vartheta_{\text{Opt}} = 0,0002149 \cdot n_S^{1,426}. \quad (2)$$

Здесь  $n_S$  – коэффициент быстроходности ЭНА [2]

$$n_S = 193,3 \frac{\omega \sqrt{Q}}{H^{0,75}}, \quad (3)$$

где  $\omega$  – угловая скорость ротора;  $Q$  – подача ЭНА,  $\text{м}^3/\text{с}$ ;  $H$  – напор ЭНА,  $\text{Дж/кг}$ .

Здесь [2]

$$H = \Delta P / \rho, \quad (4)$$

где  $\Delta P$  – перепад давления, Па;  $\rho$  – плотность теплоносителя.

Для тех же 11 вариантов ЭНА экспериментально проверена зависимость (5) между коэффициентом быстроходности и коэффициентом момента  $\bar{m}$ , введенным на основе исходных данных и площади поперечного сечения «горла» спирального отвода насоса  $F_r$  (1):

$$\bar{m} = \frac{8M_{\text{ЭД}}}{\rho D_2^3 \omega^2 F_r}. \quad (5)$$

Здесь  $M_{\text{ЭД}}$  – значение момента на валу электродвигателя, соответствующее расчетной точке характеристики ЭНА;  $D_2$  – наружный диаметр рабочего колеса.

Значения коэффициента момента  $\bar{m}$  для испытанных ЭНА с КПД, близким к максимально теоретически возможному, оказались не зависящими от коэффициента быстроходности и попали в диапазон 0,71...0,73.

Использование зависимости (5) для коэффициента момента ЭНА в сочетании с формулами (1) и (2) позволяет уже на этапе определения исходных данных

для проектирования перспективного насоса с большой степенью определенности выбрать основные характеристики нужного электродвигателя.

### Библиографические ссылки

1. Логанов А. А. Моделирование характеристик насосов системы терморегулирования // Изв. вузов. Приборостроение. 2011. Т. 54. № 4. С. 24–28.
2. Кривченко Г. И. Насосы и гидротурбины. М. : Энергия, 1970. 448 с.

### References

1. Loganov A. A. Modelirovanie harakteristik nasosov sistemy termoregulirovanija // Izv. vuzov. Priborostroenie. 2011. T. 54. № 4. S. 24–28.
2. Krivchenko G. I. Nasosy i gidroturbiny. M. : Jener-gija, 1970. 448 s.

© Логанов А. А., Овечкин Г. И., 2013

УДК 629.78.086

## ВОЗМОЖНОСТЬ ПРИМЕНЕНИЯ ОПТОВОЛОКОННЫХ ДАТЧИКОВ С РЕШЕТКОЙ БРЭГГА ДЛЯ КОНТРОЛЯ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ УГЛЕПЛАСТИКОВЫХ ИЗОГРИДНЫХ УЗЛОВ ТРАНСФОРМИРУЕМЫХ СИСТЕМ КА

*А. А. Мальцев, Д. О. Шендалев, В. М. Михалкин*

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52  
E-mail: maltzevalex@mail.ru, shendalev-d@iss-reshetnev.ru, mikhalkin@iss-reshetnev.ru

*Рассмотрена возможность внедрения оптоволоконных датчиков деформации с решеткой Брэгга в изогридные узлы КА для контроля их напряженно-деформированного состояния. Дана информация о текущем состоянии работ и перспективах развития.*

*Ключевые слова: оптоволоконные датчики деформации, контроль деформаций, изогридные конструкции.*

## POSSIBILITY OF APPLYING FIBER BRAGG GRATINGS TO CONTROL STRESSEDLY-DEFORMED CONDITION OF CARBON ISOGRID SATALLITE TRANSFORM SYSTEMS COMPONENTS

*A. A. Maltsev, D. O. Shendalev, V. M. Mihalkin*

JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”  
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia. E-mail: maltzevalex@mail.ru,  
shendalev-d@iss-reshetnev.ru, mikhalkin@iss-reshetnev.ru

*The possibility to embed Fiber Bragg Gratings Gages to isogrid satallite component to control stressedly-deformed condition is considered. The information concerning the current state research and further development prospective are introduced.*

*Keywords: fiberoptic deformation gages, deformation control, isogrid construction.*

В последние годы наблюдается стремительный рост применения композитных материалов в составе трансформируемых систем космических аппаратов (КА). Характерный пример – сетчатые конструкции из углепластика, сочетающие высокую удельную

прочность и жесткость с малым весом. Такой тип конструкций используется как для силовых элементов КА – адаптера и силовой трубы, так и для элементов несущих конструкций крупногабаритных трансформируемых рефлекторов и штанг.

Актуальной задачей при наземной экспериментальной обработке конструкций является оценка напряженно-деформированного состояния, возникающего от внутренних и внешних воздействий в процессе испытаний. Сложность заключается во внедрении средства измерения в готовую конструкцию. Классическим решением этой задачи является применение тензометрии. Однако малый размер поперечного сечения элементов сетчатой структуры спиц рефлектора, например, не позволяет применить классические датчики. Для решения данной проблемы необходимо применять принципиально новые измерительные системы. Одна из таких систем основана на применении оптоволоконных датчиков деформации (ОДД) с решеткой Брэгга FBGS (Бельгия).

Принцип работы ОДД основан на зависимости отраженного от решетки Брэгга излучения от периода решетки. При линейном растяжении период увеличивается, и длина волны изменяется. Изменение отраженной длины волны фиксируется измерительным оборудованием – сканером.

Благодаря сочетанию минимальных габаритов и массы (чувствительным элементом – датчиком – является участок оптоволокна толщиной 0,2 мм) с большим диапазоном измерения деформации (кратковременно до 5 %) ОДД идеально подходят для контроля деформаций углепластиковых изделий с малым сечением деформируемых участков.

С помощью ОДД возможно контролировать нагрузку в спицах рефлекторов зонтичного типа большого диаметра в процессе их обработки и транспортировки.

Калибровку установленных датчиков можно проводить в процессе испытаний при входном контроле. Спица нагружается автономно заданными усилиями. При этом в сечениях спицы реализуются определенные силовые факторы, и строится зависимость величин силовых факторов от деформации для каждого измеряемого элемента.

По схеме приемосдаточных испытаний был проведен эксперимент по определению несущей способности спицы (см. рисунок).

Длина спицы около 6 м, спица имеет в сечении 20 спиральных ребер. На спицу было установлен 40 ОДД в 2 сечениях (А и Б) – на каждом ребре по одному ОДД.

Осуществлялось пошаговое нагружение спицы с регистрацией величины относительной деформации на каждом шаге. Полученная информация использовалась для проверки величины изгибной жесткости  $D_x$  спицы, рассчитанной по величинам перемещений.

При этом использовалось соотношение

$$\varepsilon = \frac{M \cdot y}{D_x}$$

где  $\varepsilon$  – относительное удлинение;  $M$  – изгибающий момент в сечении;  $y$  – расстояние от средней линии сечения спицы до средней линии сечения спирального ребра.

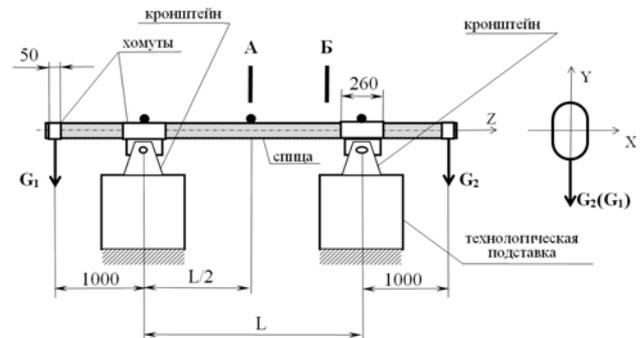


Схема испытаний

При расчете  $D_x$  по средним величинам относительных удлинений для симметричных ребер различие с интегральной характеристикой жесткости не превысило 15 %. Величина отклонений от средней величины позволила оценить разброс площадей поперечного сечения элементов сетчатой структуры.

Полученная величина максимальной деформации при разрушении будет использована для определения границ нормальных нагрузок на спицу подобной конфигурации.

Для использования ОДД в качестве системы мониторинга подобные эксперименты необходимо провести для всех типов структур, где они будут применяться.

Предложенный подход может найти широкое применение в системах мониторинга напряженно-деформированного состояния узлов КА и для получения экспериментальных данных, способных подтвердить правильность расчетов прочности и жесткости конструкций. При помощи оптической тензометрии могут быть получены данные о поведении конструкций как в статике, так и в динамике, преимущества системы позволяют проводить эксперименты, невозможные ранее, что в конечном итоге положительно влияет на надежность и качество продукции.

© Мальцев А. А., Шендалев Д. О.,  
Михалкин В. М., 2013

УДК 629.78.086.018

## АНАЛИЗ ПРИМЕНИМОСТИ СИСТЕМЫ ОБЕЗВЕШИВАНИЯ ПАССИВНОГО ТИПА ДЛЯ КРУПНОГАБАРИТНОГО КРЫЛА БАТАРЕИ СОЛНЕЧНОЙ

*В. М. Михалкин, И. В. Романенко*

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»  
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52. E-mail: ivrmail@mail.ru

*Описываются результаты анализа и критериев применимости системы обезвешивания пассивного типа на примере универсального стенда обезвешивания для испытаний крупногабаритного крыла батареи солнечной спутника связи. Выделяются основные параметры системы обезвешивания, влияющие на процесс испытаний. Предлагаются методы усовершенствования оборудования.*

*Ключевые слова: крыло батареи солнечной, система обезвешивания, механические устройства, космический аппарат.*

## ANALYSIS OF APPLICABILITY OF PASSIVE TYPE ZERO-GRAVITY SYSTEM FOR LARGE SOLAR ARRAY

*V. M. Mikhalkin, I. V. Romanenko*

JSC "Academician M. F. Reshetnev "Information Satellite Systems"  
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia. E-mail: ivrmail@mail.ru

*The paper describes the results of the analysis of a passive type zero-gravity system applicability in terms of a universal zero-gravity stand for tests of large solar array of communication satellite. Main parameters of zero-gravity system that impact on tests are highlighted. Methods of improvement of equipment are offered.*

*Keywords: solar array, zero-gravity system, mechanical devices, spacecraft.*

Космический аппарат содержит множество механических устройств и систем, без успешной работы которых невозможно выполнение целевых задач аппарата. Механические устройства являются частью более сложных систем, таких как система электропитания или антенная система, и, выполняя свои важные задачи, обеспечивают их функционирование [1].

На этапе наземной экспериментальной отработки космического аппарата проводится большое количество различных испытаний. Одним из видов испытаний механических устройств являются испытания по проверке функционирования.

Основные задачи испытаний по проверке функционирования в том, чтобы проверить правильность заложенных конструкторских решений:

- превышение движущих сил в шарнирных узлах (ШУ) над силами сопротивления;
- соблюдение логики раскрытия;
- зачековка устройств в рабочем положении.

При проведении наземной экспериментальной отработки механических устройств космического аппарата важным фактором является исключение влияния поля силы тяжести на объект испытаний. Для этого используется система обезвешивания, основные задачи которой:

- обеспечить беспрепятственное и свободное движение механической системы во время испытаний;
- исключить появление сил сопротивления движению в ШУ от действия сил тяжести.

В настоящее время в ОАО «ИСС» широко применяются системы обезвешивания пассивного типа.

Усилие обезвешивания в таких системах создается механическим способом (растянутой пружинной; грузом, расположенным на определенном плече; шаром, наполненным легким газом, и др.), и в процессе раскрытия механической системы усилие не изменяется. Движение элементов системы обезвешивания определяется движением механической системы и дополнительно не управляется. Силы трения в элементах системы обезвешивания в процессе раскрытия компенсируются не полностью.

Параметры системы обезвешивания, такие как масса элементов, коэффициент трения материалов в подвижных частях и др., оказывают влияние на процесс испытаний. Совокупность этих параметров приводит к появлению различных факторов, оказывающих сопротивление движению объекта испытаний. Такими факторами являются: отклонение троса вывески от вертикали, изменение обезвешивающего усилия, «запаздывание» системы обезвешивания за движением механической системы и др. Оценить влияние этих факторов на процесс испытаний аналитическими методами достаточно сложно и трудоемко. Решить эту задачу возможно, применив современный программный комплекс для проведения динамических расчетов многокомпонентных механических систем. В настоящей работе использовался программный комплекс Эйлер 8.

Оценить влияние каждого из параметров системы обезвешивания на процесс испытаний можно, создав в программном комплексе модель механической системы и применяемого испытательного оборудования. Варьируя параметрами системы обезвешивания, можно

определить требования к ее проектированию и настройке в зависимости от задач предстоящих испытаний.

В данной работе рассматривается анализ применимости универсального стенда обезвешивания для испытаний по проверке функционирования крупногабаритного крыла батареи солнечной (БС) спутника связи.

Основным параметром, определяющим надежность функционирования крыла БС, является остаточный движущий момент в пружинном приводе шарнирного узла (ШУ), т. е. момент в пружинном приводе за вычетом всех моментов сопротивления движению. Влияние системы обезвешивания оценивалось по величине момента сопротивления, которое она оказывает в каждом из ШУ крыла БС.

Анализ результатов расчета показал, что наибольшее влияние на процесс раскрытия крыла БС оказывают силы трения в подвижных элементах стенда. Эти силы сопротивляются движению кареток стенда, вызывают отклонение троса вывески от вертикали и изменение обезвешивающего усилия. Величины сил трения определяются массой обезвешиваемого элемента, массой каретки стенда и выбором пары контактирующих материалов.

По результатам расчета определено, что универсальный стенд может использоваться для проведения испытаний по проверке функционирования рассматриваемого крыла БС спутника связи. В программном комплексе определено, что дополнительное сопротивление движению звеньев крыла БС приводит к увеличению нагрузки на электромеханический привод, которому необходимо своей дополнительной работой компенсировать потери энергии раскрытия в системе. По результатам расчета при раскрытии в условиях наземной экспериментальной отработки момент, развиваемый электромеханическим приводом, увеличивается в среднем на 15 %. Логика движения и порядок зачековки при этом не нарушаются и соответствуют штатному раскрытию.

Дополнительно в программном комплексе был смоделирован случай раскрытия крыла с другой логикой зачековки звеньев. Расчет показал, что момент сопротивления от системы обезвешивания будет превышать движущий момент и раскрытие крыла БС не произойдет. Это означает, что универсальный стенд обезвешивания может оказаться неприменимым для раскрытия некоторых крупногабаритных крыльев БС.

Анализ, проведенный с использованием созданных расчетных моделей, показал, что система обез-

вешивания пассивного типа имеет ограниченное применение и может оказаться неэффективной при раскрытии крупногабаритных крыльев БС большой массы. Для проведения более эффективной наземной экспериментальной отработки крупногабаритных крыльев БС необходимо применение активной системы обезвешивания. В системе этого типа усилие обезвешивания поддерживается постоянным, а движение кареток управляется по заложенной в систему программе.

В процессе выполнения описанного в данной статье анализа была отработана технология математического моделирования механических систем. Определены характерные особенности каждого этапа моделирования, отработан процесс построения и верификации расчетной модели. С применением моделирования проведен анализ и выработаны критерии, ограничивающие применимость пассивной системы обезвешивания, определены основные параметры, влияющие на процесс испытаний, выбраны пути усовершенствования оборудования. В дальнейшем технология математического моделирования будет применяться для предварительного анализа схемы испытаний, проектирования испытательного оборудования, а также использоваться при испытаниях активной системы обезвешивания и позволит повысить качество наземной экспериментальной отработки, проводимой в ОАО «ИСС».

#### Библиографические ссылки

1. Spacecraft systems engineering / edited by Peter Fortescue, Graham Swinerd, John Stark. 4th ed. 2011. 691 p.
2. Чеботарев В. Е. Проектирование космических аппаратов систем информационного обеспечения / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2005. 168 с.

#### References

1. Spacecraft systems engineering / edited by Peter Fortescue, Graham Swinerd, John Stark. 4th ed. 2011. 691 p.
2. Chebotarev V. E. Proektirovanie kosmicheskikh apparatov sistem informacionnogo obespechenija (Designing of infoware systems of spacecrafts). Siberian aerospace university. Krasnoyarsk, 2005. 168 p.

© Михалкин В. М., Романенко И. В., 2013

УДК 629.76/78.064

## РАЗРАБОТКА ПРЕЦИЗИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ ДЛЯ РАЗМЕЩЕНИЯ ВЫСОКОТОЧНОГО ОБОРУДОВАНИЯ

*Е. Г. Пацкова, О. А. Исева, Р. И. Бикмаев, И. В. Филимонов, А. Е. Шарнин*

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»  
Россия, 662972, г. Железнодорожск Красноярского края, ул. Ленина, 52

*Рассматриваются принципы разработки прецизионных конструкций для размещения высокоточного оборудования, в том числе приборов системы ориентации и стабилизации (СОС).*

*Ключевые слова: системы ориентации и стабилизации, сотопанели.*

## DEVELOPMENT OF PRECISION CONSTRUCTIONS FOR HIGH-PRECISION EQUIPMENT LOCATION

*E. G. Patskova, O. A. Iseva, R. I. Bikmaev, I. V. Filimonov, A. E. Sharnin*

JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”  
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia

*The features of development of precision constructions which help to locate high-precision equipment including systems of orientation and stabilization (SOS) are considered.*

*Keywords: systems of orientation and stabilization, honeycomb panels.*

Оптические приборы СОС устанавливаются на КА исходя из следующих основных требований: точность установки в системе координат; непопадание в зону обзора приборов СОС другого оборудования и элементов конструкции КА; стабильность положения; обеспечение оптимальных механических нагрузок, не приводящих к разрушению конструкции; обеспечение требуемого температурного режима.

В случае невозможности выполнения требования по непопаданию элементов в зону обзора (плотная компоновка приборов, антенн и др.) при размещении приборов СОС непосредственно на астроплате оптимальным решением является поднятие аппаратуры на определенную высоту. При этом появляется необхо-

димость разработки размеростабильных прецизионных конструкций с достаточно высокими характеристиками по прочности и жесткости. В существующих разработках ОАО «ИСС» имени академика М. Ф. Решетнева поддерживающие конструкции реализуются либо в виде кронштейнов (при небольшой высоте поднятия приборов СОС над астроплатой), либо в виде корпуса из сотопанелей с композитными обшивками.

При необходимости поднятия приборов СОС на высоту до 200–250 мм целесообразно применять поддерживающую конструкцию в виде металлического кронштейна (например, из алюминиевого сплава) (рис. 1).

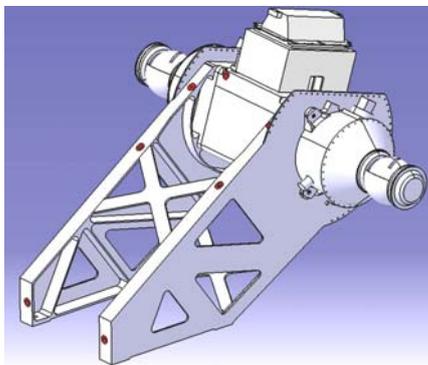


Рис. 1. Металлический кронштейн для размещения приборов СОС

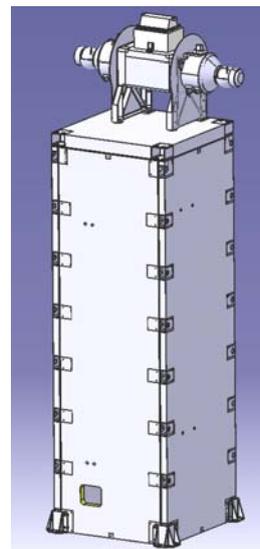


Рис. 2. Конструкция под установку приборов СОС из сотопанелей

Данная конструкция имеет преимущества и недостатки. Основными преимуществами являются простота в изготовлении и недорогой материал; недостатками – высокий коэффициент линейного термического расширения, а также значительное увеличение массы кронштейна при высоте более 250 мм.

При расположении приборов СОС над астроплатой выше 250 мм целесообразным является вариант конструкции из сотовых панелей (рис. 2). Поддерживающая конструкция из сотовых панелей представляет собой корпус из трехслойных панелей, состоящих из углепластиковых обшивок и алюминиевого сотозаполнителя, которые собираются в параллелепипед по бескаркасной технологии. Для соединения сотовых панелей между собой используются блоковые вставки, фрезерованные кронштейны, уголки и другие конструктивные элементы.

Такая конструкция позволяет выполнять монтаж приборов СОС на значительном расстоянии от астроплаты, выполняя при этом требования по прочности и жесткости. Вместе с тем данное решение имеет ряд недостатков: высокая трудоемкость изготовления и сборки; необходимость установки дополнительных элементов крепления для выполнения монтажа бортовой кабельной сети по конструкции; достаточно высокая масса конструкции.

С целью разработки конструкции, лишенной перечисленных недостатков, была рассмотрена силовая анизотридная сетчатая конструкция из композицион-

ного материала, используемая в платформах КА «Экспресс-1000» и «Экспресс-2000».

В рамках работ по созданию новой конструкции была выпущена 3D-модель конструкции и проведены расчеты на жесткость с использованием программного обеспечения UAI (Femap). Полученные результаты показали, что частота собственных колебаний конструкции 20 Гц. Данное значение является недостаточным с точки зрения требований по жесткости. Одним из способов повышения собственной частоты конструкции является введение оболочки.

Данная конструкция отвечает требованиям по жесткости. Для определения оптимальных толщин ребер и оболочки был проведен механический анализ наиболее нагруженных узлов (места крепления конструкции к астроплате) средствами модуля генеративного анализа прочности в Femap. В результате были определены значения для ребер 4×4 мм, для оболочки 1,2 мм.

Анализ описанных конструкций показал, что наиболее универсальной является сетчатая композитная конструкция с оболочкой. Высокие характеристики по параметрам жесткости, прочности, вариантности исполнения и размеростабильности в сочетании с низкой массой позволяют использовать ее на КА, различных как по типу (малые, среднего класса, тяжелые), так и по средствам выведения.

© Пацкова Е. Г., Исева О. А., Бикмаев Р. И., Филимонов И. В., Шарнин А. Е., 2013

УДК 629.78.018

## СОКРАЩЕНИЕ ВРЕМЕНИ НА ПРОЕКТИРОВАНИЕ И СОЗДАНИЕ РАБОЧЕГО МЕСТА ВЫСОКОЧАСТОТНЫХ ИСПЫТАНИЙ

*А. С. Поздняков, В. В. Злотенко, В. В. Двирный*

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»  
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52. E-mail: office@iss-reshetnev.ru

*Рассмотрены проблемы использования многоярусного стапеля для проведения ВЧИ и возможность создания универсального рабочего места для ВЧИ.*

*Ключевые слова: высокочастотные испытания, универсальное рабочее место.*

## DECREASING DESIGNING TIME AND CREATING HIGH-FREQUENCY TESTING WORKPLACE

*A. Pozdnyakov, V. Zlotenko, V. Dvirny*

JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”  
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia. E-mail: office@iss-reshetnev.ru

*The problems to use a multi-level building berth for the high-frequency test and the ability to produce a universal workstation for high-frequency test are considered.*

*Keywords: high-frequency test, universal workplace.*

Сложность космических аппаратов, высокие требования к надежности приводят к большому объему испытательных работ при производстве КА и в пери-

од технологической подготовки производства. Одним из этапов испытания КА являются высокочастотные испытания (ВЧИ) [1].

При проведении высокочастотных испытаний (ВЧИ) КА необходимо установить на рабочее место (РМ), которое позволит проводить его комплексное обслуживание. Данное РМ традиционно представляет собой специальный многоуровневый стапель, позволяющий проводить обслуживание спутника. При этом затрачивается много времени и средств на проектирование и создание многоярусного стапеля, индивидуально под каждый спутник.

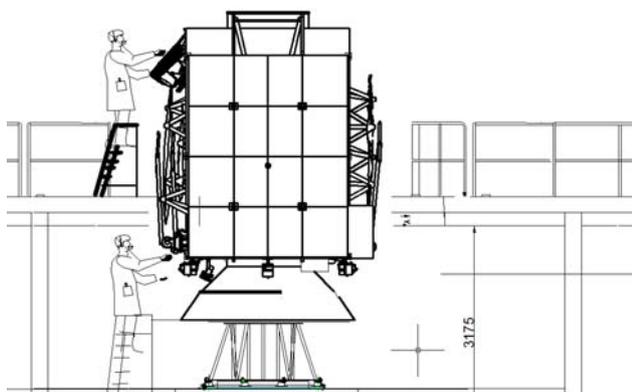


Рис. 1. Многоярусный стапель ВЧИ

Стапель является оптимальным решением для проведения ВЧИ серийных космических аппаратов, конструкции которых не изменяются. Однако в условиях увеличения номенклатуры разных КА встает вопрос постоянного демонтажа стапеля (при этом элементы стапеля необходимо утилизировать), проектирование и последующего изготовления нового стапеля для работ с новой конструкцией КА, что существенно увеличивает время технологической подготовки производства.

При проведении ВЧИ с использованием многоярусного стапеля происходит ограничение ориентирования КА относительно помещения – спутник на стапеле располагается преимущественно в вертикальном положении. Также существует необходимость проектирования стапеля для ВЧИ таким образом, чтобы отверстие под КА в пролете между ярусами стапеля позволяло беспрепятственно проводить раскрытие различных элементов конструкции (рефлекторов), что в свою очередь усложняет проектирование стапеля под конкретные конструкционные элементы КА.

В связи с вышеперечисленным встает необходимость создания универсального рабочего места проведения ВЧИ, которое позволяет проводить испытания без проблем, связанных с индивидуальными особенностями конструкции КА, и существенно сократит время на технологическую подготовку производства для ВЧИ.

Предполагается в качестве РМ для проведения ВЧИ использовать специальный кантователь, установленный на горизонтальную площадку зала БЭК.

Проектирование и изготовление данного кантователя позволяет в будущем отказаться от постоянного демонтажа и проектирования индивидуальных многоярусных стапелей под каждый аппарат, не являющийся серийным. Посадочные места кантователя с помощью переходников могут быть адаптированы под лю-

бой КА. Использование кантователя позволяет проводить размещение КА в любом положении (горизонтально, вертикально, диагонально), произвести ориентирование основного излучающего оборудования на радиопоглощающий материал (РПМ). При вертикальном расположении КА на многоярусном стапеле РПМ должен располагаться только в верхней части зала БЭК соответственно стороне расположения астроплаты КА.

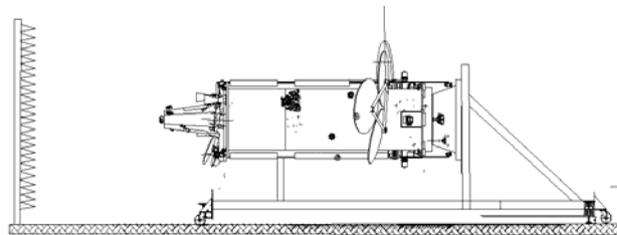


Рис. 2. Вариант расположения КА на универсальном РМ ВЧИ

Обслуживание КА, установленного на кантователе, осуществляется при помощи телескопических подъемников. С использованием поворотного стола кантователя подстыковка необходимого оборудования возможна в любой зоне путем проворачивания КА.

При проведении ВЧИ может существовать необходимость использования имитатора приема радиосигнала, в связи с чем необходимо предусмотреть конструкцию, обеспечивающую размещение данного имитатора в плоскости излучения сигналов. При вертикальном КА на многоярусном стапеле необходимо расположение имитатора в зале БЭК под перекрытиями потолка, что требует создания громоздкой конструкции, на которую устанавливается имитатор.

Использование в качестве РМ при ВЧИ кантователя существенно упрощает проектирование дополнительной специальной оснастки для испытаний КА ввиду того, что аппарат имеет возможность позиционирования относительно своей оси в любой точке от вертикального до горизонтального положения.

В целом можно сказать, что использование универсального РМ позволяет сократить время на технологическую подготовку производства, нет необходимости проектировать под каждый космический аппарат новый многоярусный стапель. Кантователь является универсальным под любой аппарат в своей категории грузоподъемности и опрокидывающего момента. Проектирование дополнительной технологической оснастки упрощается в связи с тем, что имеется возможность позиционировать спутник практически в любом направлении.

#### Библиографическая ссылка

1. Тестоедов Н. А., Михнев М. М., Михеев А. Е., Шатров А. К., Двирный В. В., Злотенко В. В., Филиппов Ю. А., Ильиных В. В. Технология производства космических аппаратов : учебник для вузов / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2009. 352 с.

**Reference**

1. Testoedov N., Mikhnev M., Mikheev A., Shatrov A., Dvirniy V., Zlotenko V., Filippov Yu., Piyinykh V., The Technology of production of the spacecraft. Text-

book for universities ; Sib. State Aerospace University, Krasnoyarsk, 2009. 352 c.

© Поздняков А. С., Злотенко В. В., Двирный В. В. 2013

УДК 536.248.2; 532.574.2

**ПУЛЬСАЦИОННЫЕ ТЕЧЕНИЯ В ПАРОВОМ КАНАЛЕ ТЕПЛОВЫХ ТРУБ**

*A. V. Seryakov, A. A. Pavlov, J. E. Mikhailov, V. K. Belousov*

Научная лаборатория, специальное конструкторское технологическое бюро по релейной технике  
Россия, 173021, Великий Новгород, ул. Нехинская, 55. E-mail: seryakovav@yandex.ru

*Работа представляет собой часть комплексного расчетно-экспериментального исследования интенсификации теплопередающих характеристик тепловых труб (ТТ) низкотемпературного диапазона.*

*Ключевые слова: тепловые трубы среднего температурного диапазона, капиллярно-пористая вставка, капиллярные инжекторы пара, сопло Лавая.*

**VORTEX FLOW PULSATION IN LOW TEMPERATURE HEAT PIPES**

*A. V. Seryakov, A. A. Pavlov, J. E. Mikhailov, V. K. Belousov*

Joint Stock Company Special Relay System Design and Engineering Bureau  
55, Nekhinskaya str., Novgorod, 173021, Russia. E-mail: seryakovav@yandex.ru

*A part of the complex rated experimental research of the heat-transfer characteristic intensification of the heat pipes (HP) of low temperature range is demonstrated.*

*Keywords: heat pipe of the medium temperature range, capillary porous insertion, capillary steam injectors, Laval nozzle.*

При аксиальном направлении теплового потока на входе, характерном для коротких ТТ, появляется возможность использования струйного парового сопла, подобного соплу Лавая, и вытянутого вдоль всей длины ТТ. Это увеличивает скорость течения двухфазного потока пара и коэффициент теплопередачи ТТ [3]. При повышенных тепловых нагрузках и кипении рабочей жидкости в пористом испарителе течение в паровом канале таких тепловых труб становится нестационарным и приобретает пульсирующий характер, причем частоты пульсаций пропорциональны тепловой нагрузке.

Повышение эффективности теплопередачи ТТ является решением сложного комплекса конструктивных и гидрогазодинамических проблем, решение которых не всегда удается довести до конца. Текучая паровая среда с микрокаплями конденсата представляет собой нелинейный объект, течение которого сопровождается внутренними процессами межфазного теплообмена и диссипации энергии [1]. Восстановление статического давления пересыщенного парового потока в области конденсации тепловой трубы связано с торможением потока, возникновением сильной и нестационарной завихренности вблизи поверхности конденсации и возвратного течения пара. Процессы вихреобразования и пульсаций плотности и давления в паровом канале тепловых труб в зависимости от тепловой нагрузки определяют интенсивность конденсации и представляют большой интерес.

Для экспериментального исследования этих процессов были изготовлены тепловые трубы из нержавеющей стали, с плоским капиллярно-пористым испарителем, с паровым каналом, выполненным в виде газодинамического конфузурно-диффузурного сопла, близкого к соплу Лавая и окруженного слоем капиллярно-пористой вставки вдоль всей длины ТТ [2–3].

Дополнительно в верхней крышке ТТ установлены емкостные датчики, измеряющие толщину слоя конденсата. Подробное описание датчиков будет приведено после оформления патентов. Капиллярно-пористые вставка и испаритель образуют единую гидравлическую систему доставки рабочей жидкости в испаритель. При осевом направлении теплового потока, типичном для коротких ТТ (не более 25 диаметров сопла), испаритель выполнен из слоев металлической сетки с размером ячейки 0,04 мм, суммарной толщиной 3 мм, все слои приварены к плоской нижней крышке ТТ. Испаритель оснащен инжекторными паровыми каналами диаметром 1 мм, направленными под определенным углом к продольной оси ТТ и создающими закрутку потока пара при малых тепловых нагрузках. Длина тепловых труб 100 мм, диаметр 20 мм. В качестве рабочей жидкости ТТ выбран диэтиловый эфир  $C_4H_{10}O$ , имеющий температуру кипения при атмосферном давлении  $T_B = 35,4^\circ C$ , температуру замерзания  $T_F = -116,2^\circ C$  и критические параметры  $T_C = 193,4^\circ C$ ,  $P_C = 3,61$  МПа.

Зоны конденсации ТТ помещают в вихревой проточный калориметр. Для более точного измерения тепловой мощности и интенсификации съема тепла ТТ струйный поток входящей воды закручивают, величины скорости течения и завихренности с помощью воздушных пузырьков фиксируют. Испаритель ТТ с помощью резистивного нагревателя подогревают и поддерживают при температуре, превышающей температуру кипения диэтилового эфира  $35,4\text{ }^{\circ}\text{C}$  на величину перегрева  $\delta T$ . Температура нагревателя стабилизирована, и величину перегрева испарителя ТТ уста-

навливают в диапазоне  $\delta T = 0\div 15\text{K}$ , при этом тепловая мощность единичной ТТ не превышает  $200\text{W}$ .

На электроды емкостных датчиков подают электрические импульсы генератора с частотой следования  $1\div 4\text{ kHz}$  и амплитудой  $5\text{V}$ . Измерение частоты модуляции импульсов проводили через схему усиления и фильтрации 12, цифровой осциллограф 13 и компьютер 14.

Ниже приведены результаты измерений частотных характеристик ТТ (рис. 1–4).

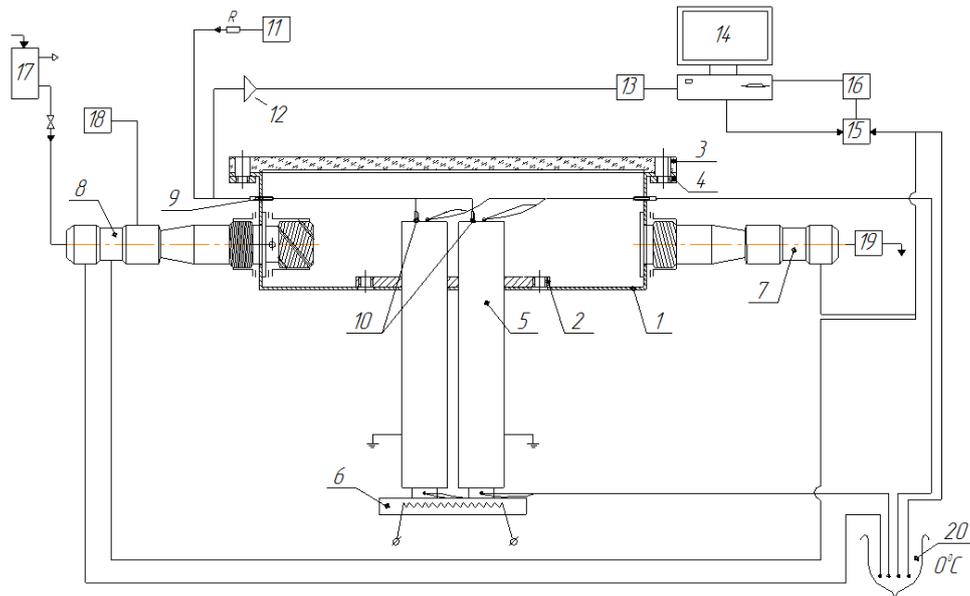


Рис. 1. 1 – вихревой проточный калориметр; 2 – фланец крепления тепловых труб; 3 – стеклянная крышка; 4 – крепление крышки; 5 – тепловые трубы; 6 – резистивный нагреватель; 7 – выходной штуцер для воды; 8 – входной штуцер для воды; 9 – уплотнение измерительных проводов; 10 – конденсаторные датчики измерения толщины слоя конденсата; 11 – генератор импульсов Г5-56; 12 – усилитель; 13 – осциллограф АКПП-4116/2; 14 – компьютер; 15 – коммутатор; 16 – вольтметр В7-34А; 17 – сосуд постоянного напора воды; 18 – генератор пузырьков воздуха; 19 – расходомер воды; 20 – сосуд Дьюара

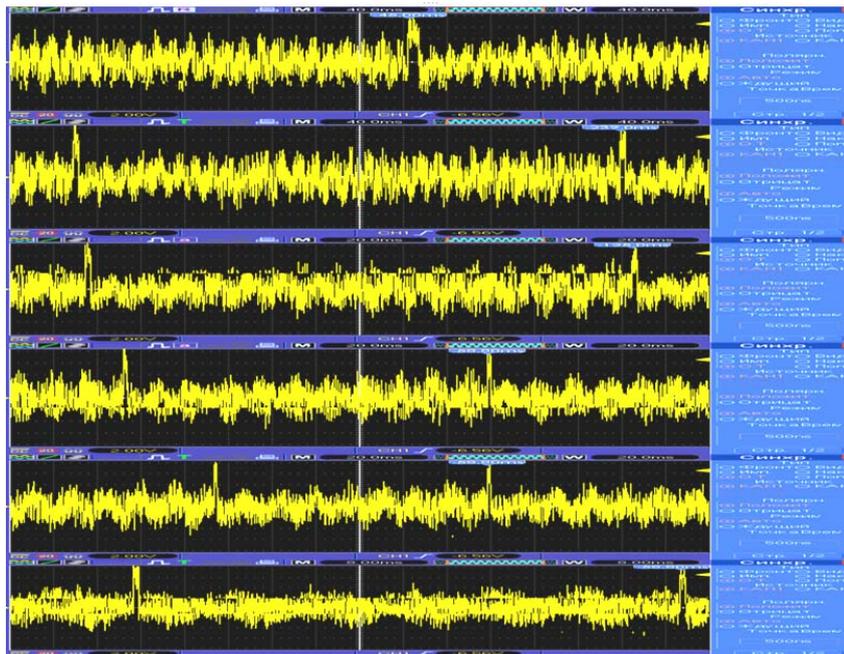


Рис. 2. Осциллограммы возрастания частоты модуляции электрических импульсов в зависимости от тепловой нагрузки на ТТ

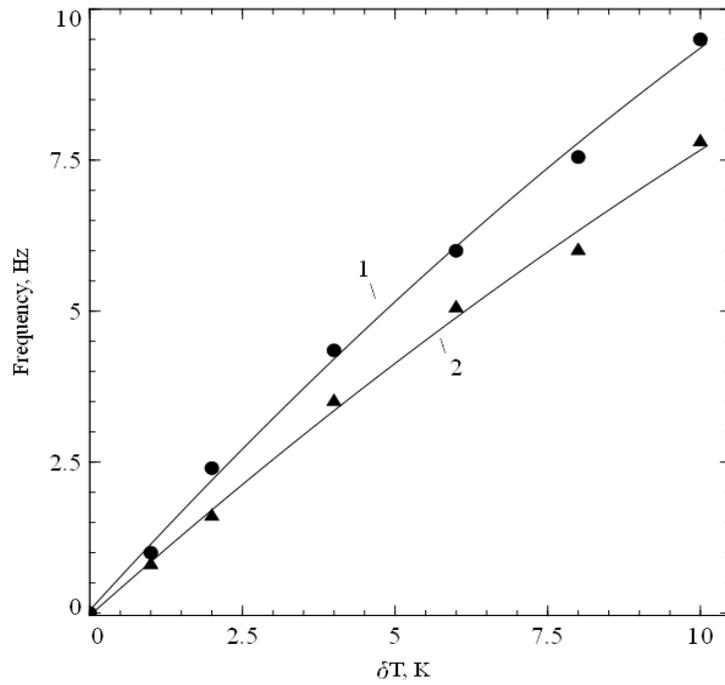


Рис. 3. Экспериментальные значения частот модуляции электрических импульсов в зависимости от перегрева испарителя тепловых труб:  
 1 – тепловая труба с паровым каналом в виде сопла, близкого к соплу Лаваля; 2 – тепловая труба со стандартным цилиндрическим паровым каналом, при условии равенства внешнего диаметра труб и площади сечения капиллярно-пористых вставок

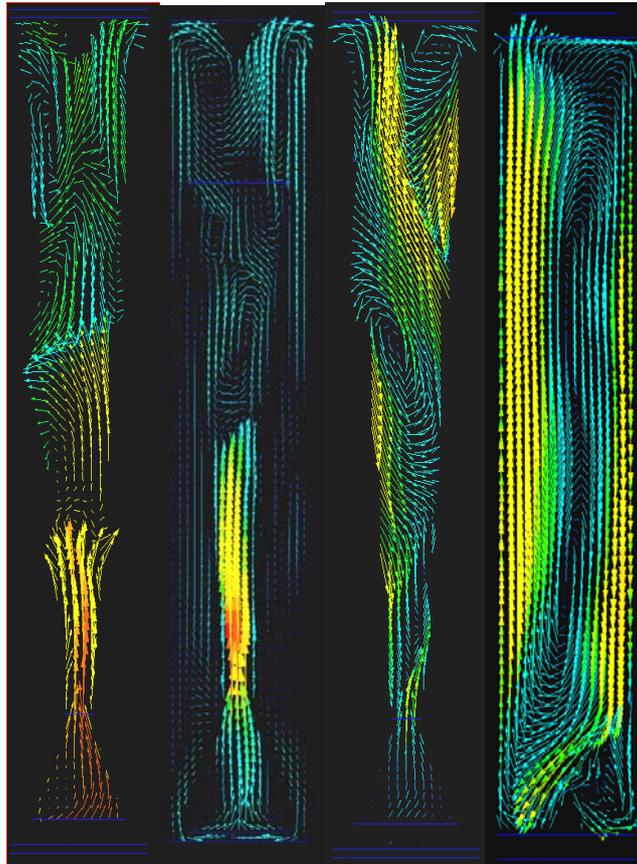


Рис. 4. Расчетные значения пульсаций скорости потока пара в паровых каналах ТТ и переход от конвективного к пульсационному режиму течения при увеличении перегрева испарителя ТТ относительно температуры кипения эфира на 1 °С; 3 °С; 5 °С; и 10 °С

Представлены результаты моделирования течений сжимаемой пересыщенной паровой среды внутри парового канала в виде сопла, близкого к соплу Лавая. Торможение потока пересыщенного пара при конденсации приводит к образованию вихрей, и возникающие между ними взаимодействия обуславливают пульсационный распад вихрей, рост статического давления и сложные возвратные течения. Расчеты показывают, что торможение потока в ходе пульсаций ведет к увеличению области рециркуляции и интенсификации объемной конденсации. При всех рабочих параметрах тепловых труб наблюдался пульсационный режим течения двухфазного парового потока и пленочный тип конденсации. Толщина пленки конденсата не превышает  $3\pm 5 \mu\text{m}$  и оказывается модулированной.

Коэффициент теплопередачи через поперечное сечение ТТ с паровым каналом в виде сопла, близкого к соплу Лавая, равен  $(22\pm 2)\cdot 10^4 \text{ W/m}^2\text{K}$ , коэффициент теплопередачи через поперечное сечение ТТ с цилиндрическим паровым каналом  $(15\pm 2)\cdot 10^4 \text{ W/m}^2\text{K}$  при минимальной толщине слоя капиллярно-пористой вставки 3 мм. Скорость потока пара в критическом сечении сопла ТТ достигает значения  $1\pm 0,3 \text{ м/с}$ , в ТТ со стандартным цилиндрическим паровым каналом  $0,65 \pm 0,3 \text{ м/с}$  [3] при одинаковой тепловой нагрузке. Термическое сопротивление ТТ с паровым каналом в виде сопла  $0,015\pm 0,01 \text{ К/Вт}$ , термическое сопротивление ТТ со стандартным цилиндрическим паровым каналом  $0,02\pm 0,01 \text{ К/Вт}$ . Параметры течения, связанные с периодической нестационарностью на длине ТТ  $L \sim 0,1 \text{ м}$ , максимальной частоте пульсаций  $f \sim 10 \text{ Hz}$  и скорости потока пара  $u \sim 1 \text{ м/с}$  обеспечивают вели-

чину числа Струхала  $Sh = f\cdot L/u \sim 1$ . Сопоставление теплопередающих характеристик коротких ТТ показывает значимые преимущества ТТ с паровым каналом в виде сопла, близкого к соплу Лавая, по сравнению со стандартным цилиндрическим каналом.

#### Библиографические ссылки

1. Гупта А. К., Лилли Д. Г., Сайред Н. Закрученные потоки. М. : Мир, 1987.
2. Патент № 2431101 RF, F 28D 15/00/ Способ заполнения тепловых труб. Серяков А. В. Опубликовано 10.10.2011. Бюллетень 28.
3. Серяков А. В., Конькин А. В., Белоусов В. К. Применение струйного парового сопла в тепловых трубах среднетемпературного диапазона // Вестник СибГАУ. 2012. Вып. 1(41). С. 142–147.

#### References

1. Gupta A. K., Lilli D. G., Sajred N. Zakruchennye potoki. M. : Mir. 1987.
2. Patent № 2431101 RF, F 28D 15/00/ Sposob zapolnenija teplovyh trub. Serjakov A. V. Opublikovano 10. 10. 2011. Bjulleten' 28.
3. Serjakov A. V., Kon'kin A. V., Belousov V. K. Primenenie strujnogo parovogo sopla v teplovyh trubah srednetemperaturnogo diapazona // Vestnik SibGAU. 2012. Vyp. 1(41). S. 142–147.

© Серяков А. В., Павлов А. А., Михайлов Ю. Е., Белоусов В. К., 2013

УДК 629.7.023

### УГЛЕСОТОПЛАСТ – ЛЕГКИЙ И ПРОЧНЫЙ ЗАПОЛНИТЕЛЬ ТРЕХСЛОЙНОЙ КОНСТРУКЦИИ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

В. И. Сливинский<sup>1</sup>, М. Е. Харченко<sup>2</sup>, А. В. Кондратьев<sup>3</sup>, В. В. Гаврилко<sup>3</sup>

<sup>1</sup>ПАО «Украинский научно-исследовательский институт технологии машиностроения»  
49054, Украина, г. Днепропетровск, просп. Кирова, 46. E-mail: honeysom@ua.fm

<sup>2</sup>Днепропетровский национальный университет им. О. Гончара  
49050, Украина, г. Днепропетровск, просп. Гагарина, 72

<sup>3</sup>Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ»  
61070, Украина, г. Харьков, ул. Чкалова, 17. E-mail: kondratyev\_a\_v@mail.ru

*Проведен сравнительный анализ удельных механических характеристик сотовых наполнителей различных марок. При помощи метода конечных элементов оценено влияние различных схем армирования углеродного наполнителя на механические характеристики сотового наполнителя. Определена рациональная схема армирования углеродного наполнителя, обеспечивающая высокий уровень всех механических характеристик. Приведены физико-механические характеристики углепластика из различных марок высокомодульного углеродного наполнителя.*

*Ключевые слова: углепластик, сотовый наполнитель, характеристики углесотопластов, технологи изготовления углесотопласта.*

**CARBON HONEYCOMB PLASTIC AS A LIGHT-WEIGHT AND DURABLE FILLER OF 3-LAYER HONEYCOMB STRUCTURES FOR AEROSPACE APPLICATIONS**

V. I. Slivinskij<sup>1</sup>, M. E. Harchenko<sup>2</sup>, A. V. Kondrat'ev<sup>3</sup>, V. V. Gavrilko<sup>3</sup>

<sup>1</sup>Ukrainian Research Institute of Engineering Technique PJSC

46, Kirova pr., Dnipropetrovsk, 49050, Ukraine. E-mail: honeycom@ua.fm

<sup>2</sup>Dnipropetrovsk National University named after O. Honchar

72, Gagarina pr., Dnipropetrovsk, 49050, Ukraine

<sup>3</sup>National Aerospace University "Khal" named after N. E. Zhukovsky

17, Chkalova str., Kharkov, 61070, Ukraine. E-mail: kondratyev\_a\_v@mail.ru

*The comparative analysis of specific mechanical descriptions of different brands of honeycomb fillers had been conducted. Using the finite element method we estimate the effect of different reinforcing schemes of carbon filler on the honeycomb core mechanical properties. The rational reinforcement arrangement of carbon filler that provides a high level of mechanical properties, was determined. Physical and mechanical characteristics of different types of carbon plastic from high modulus carbon filler, have been given.*

*Keywords: carbon fiber, honeycomb, features of carbon honeycomb plastic, manufacturing technology of carbon honeycomb plastic.*

Трехслойные конструкции с сотовым наполнителем широко используются в изделиях авиакосмического назначения. Наиболее используемый сотовый наполнитель (СЗ) с ячейкой правильной шестигранной формы. Материал основы сотов – алюминиевая фольга, полимерная бумага, стеклоткань, углеродный наполнитель и другие [1–2].

Анализ приведенных в работах [2–3] удельных физико-механических характеристик (ФМХ) различных типов сотов показал, что они самые высокие у СЗ на основе углеродного наполнителя – углесотопласта (УСП). Он также обладает минимальным коэффициентом линейного расширения, что в сочетании с углепластиковыми несущими слоями позволяет создать химически однородные размеростабильные конструкции для космической отрасли [4].

При помощи метода конечных элементов было оценено влияние различных схем армирования углеродного наполнителя на механические характеристики СЗ [4–5].

Полученные результаты в [4–5] свидетельствуют о том, что:

1) схемы армирования оказывают влияние на максимальные приведенные модули упругости при сдвиге или растяжении. УСП имеет максимальную приведенную прочность при сдвиге при схеме армирования [±45°], а [±75°] – при растяжении;

2) механические характеристики УСП снижаются с ростом высоты наполнителя.

Первые партии УСП изготовлены на основе углеродного наполнителя КМУ-4Э.

В табл. 1 приведены усредненные удельные ФМХ углесотопласта УСП-5,0-117.

Существенным недостатком полученного УСП является его большая объемная масса, которая предопределена толщиной углеродной ленты ЭЛУР-ПА.

В настоящее время разработаны новые углеродные волокна с высокими физико-механическим, теплофизическим характеристикам существенно превосходящие ранее производимые углеволокна. Опробовано разреженное волокно ТС-36S-12К и высокомодульный углеродный наполнитель IMS-65 (IMS-65) с толщиной

монослоя 20 мкм. Образцы УСП на основе приведенных выше углеродных наполнителей изготовлены по ранее разработанной блочной технологии [5].

Таблица 1

**Удельные ФМХ углесотопласта УСП-5,0-117**

Марка сотов	Кол-во слоев×толщина слоя, мм	Объемная масса, кг/м <sup>3</sup>	Удельные физико-механические характеристики, км				
			$\sigma_{сж/γ}$	$\tau_{xz/γ}$	$\tau_{yz/γ}$	$G_{xz/γ}$	$G_{yz/γ}$
УСП -5,0–117 (ЭЛУР-ПА+ЭНФБ)	2×0,13	117	8,8	6,25	3,8	630	358

Из указанных углеродных наполнителей формировались элементарные заготовки со схемой армирования [±45°], которые гофрировали с помощью пуансона, собирали в блок на приспособлении и термообработывали, с последующей мехобработкой.

В табл. 2 приведены механические характеристики УСП на основе применяемых наполнителей.

Таблица 2

**Сравнение удельных ФМХ показателей углесотопласта УСП-5,0-40и УСП-5,0-19**

Марка сотов	Кол-во слоев×толщина слоя, мм	Объемная масса, кг/м <sup>3</sup>	Удельные физико-механические характеристики, км				
			$\sigma_{сж/γ}$	$\tau_{xz/γ}$	$\tau_{yz/γ}$	$G_{xz/γ}$	$G_{yz/γ}$
УСП -5,0–40 (IMS-65+ЭНФБ)	4×0,02	40	5,7	6,3	3,9	670	422
УСП-5,0–19 (IMS-60+ЭНФБ)	2×0,02	19	2,3	2,86	1,39	640	142

Особенности технологии изготовления УСП-5,0 на основе IMS-65 и IMS-60:

– все четыре слоя однонаправленных углеродных волокон с ориентацией  $[+45^0, -45^0, -45^0, +45^0]$  формируются в виде нетканого материала, в котором однонаправленные слои фиксируются между собой специальной клеевой композицией;

– пропитка многослойного нетканого материала производится валиком.

Данная технология не позволяет в полной мере использовать ФМХ углеродного наполнителя.

В настоящее время ведутся работы по совершенствованию технологии получения препрега из углеродного наполнителя; повышению удельного модуля упругости и прочности при сдвиге и сжатии УСП.

### Библиографические ссылки

1. Иванов А. А., Вильницкая Ю. Л. Трехслойные конструкции с наполнителем в современной технике. М.: ЦНТИ «Поиск», 1987. 154 с.

2. Сливинский В. И., Зевако В. С., Ткаченко Г. В., Карпикова О. А. Сотовые наполнители в конструкциях авиационно-космического назначения // Космічна наука і технологія. 2008. Т.14. № 3. С. 101–107.

3. Гайдачук В. Е., Кириченко В. В., Сливинский В. И. Аналитическая зависимость модуля сдвига сотового наполнителя от его геометрических параметров на основе МКЭ // Технологические системы. 2003. Вып. 1 (17). С. 53–56.

4. Гайдачук В. Е., Кондратьев А. В., Сливинский В. И., Харченко М. Е. Определение рациональной схемы армирования углесотопласта при помощи МКЭ-поддержки // Системные технологии. 2012. Вып. 2(79). С. 3–12.

5. Сливинский В. И., Харченко М. Е., Санин А. Ф., Гайдачук В. Е., Кондратьев А. В. Оценка физико-

механических характеристик углесотопласта различной схемы армирования при помощи МКЭ-поддержки // Эффективность сотовых конструкций в изделиях авиационно-космической техники : сб. материалов V Междунар. науч.-практ. конф. / Укр. НИИ технологий машиностроения. Днепропетровск, 2013. С. 189–191.

### References

1. Ivanov A. A., Vil'nitskaia Yu. L. Trekhslonny'e konstrukcii s zapolnitelem v sovremennoi` tekhnike. M. : TCNTI «Poisk», 1987. 154 p.

2. Slivinskii` V. I., Zevako V. S., Tkachenko G. V., Karpikova O. A. Sotovy`e zapolniteli v konstruktsiiah aviatcionno-kosmicheskogo naznacheniiia / Kosmichna nauka i tekhnologiiia. 2008. T. 14. № 3. P. 101–107.

3. Gaydachuk V. E., Kirichenko V. V., Slivinskii` V. I. Analiticheskaia zavisimost` modul'ia sdviga sotovogo zapolnitelia ot ego geometricheskikh parametrov na osnove MKE` // Tekhnologicheskie sistemy`. 2003. Vy`p. 1(17). P. 53–56.

4. Gaydachuk V. E., Kondrat`ev A. V., Slivinskii` V. I., Kharchenko M. E. Opredelenie ratsional`noi` skhemy` armirovaniia uglesotoplasta pri pomoshchi MKE`-podderzhki / Sistemny`e tekhnologii. 2012. Vy`p. 2(79). P. 3–12.

5. Slivinskii` V. I., Kharchenko M. E., Sanin A. F., Gaydachuk V. E., Kondrat`e A. V., Ocenka fiziko-mehanicheskikh harakteristik uglesotoplasta razlichnoi` skhemy` armirovaniia pri pomoshchi MKE`-podderzhki / E`ffektivnost` sotovy`kh konstruktsii` v izdeliiah aviatcionno-kosmicheskoi` tekhniki: sb. materialov V Mezhdunar. nauch.-prakt. konf. / Ukr. NII tekhnologii` mashinostroeniia. Dnepropetrovsk, 2013. P. 189– 191.

© Сливинский В. И., Харченко М. Е., Кондратьев А. В., Гаврилко В. В., 2013

УДК 629.78.062:629.78.064.56

## РАЗРАБОТКА БЛОКА МЕХАНИЧЕСКОГО УСТРОЙСТВА ПОВОРОТА БАТАРЕИ СОЛНЕЧНОЙ ДЛЯ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

*Ю. В. Сусойкин, А. В. Токарев, Д. А. Черепанов, П. Ю. Данильченко*

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева)  
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52

*Описаны конструкция и основные характеристики разрабатываемого блока механического устройства поворота батареи солнечной для малого космического аппарата. Поставлены задачи и обозначены пути их решения.*

*Ключевые слова: малый космический аппарат, механическое устройство поворота батареи солнечной.*

## DEVELOPMENT OF THE BLOCK OF THE MECHANICAL TURNING MOVEMENT DEVICE OF THE SOLAR BATTERY FOR THE SMALL SPACECRAFT

*Y. V. Susoykin, A. V. Tokarev, D. A. Cherepanov, P. Y. Danilchenko*

JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”  
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia

*Development of the block of the mechanical device of turning movement of the solar battery for the small spacecraft is described.*

*Keywords: small spacecraft mechanical device rotating solar battery.*

К блоку механического устройства поворота батареи солнечной (БМ УПБС) малого космического аппарата (МКА) предъявляются следующие основные требования:

- минимальное тепловыделение;
- требование по самоторможению в связи с ограниченной энергетикой аккумуляторной батареи;
- уменьшенные габариты;
- жесткое ограничение по массе;
- обеспечение ресурса до 55 000 оборотов выходного вала.

Наиболее близок по характеристикам БМ УПБС импортного производства Septa 41 фирмы RUAG (Швейцария). В настоящее время в ОАО «ИСС» ведется разработка БМ УПБС для МКА. Сравнительные технические характеристики приведены в таблице.

На предприятии имеется технический задел БМ УПБС для космических аппаратов (КА) среднего и тяжелого классов:

- токосъемные кольца от 5 до 60 А;
- редукторы, отработанные на 15-летний ресурс в вакууме (5 500 оборотов выходного вала);
- электродвигатели с развиваемым моментом до 500 гс · см при массе 0,67 кг;
- потенциметрические датчики;
- малогабаритные телеметрические токосъемные устройства до 1,5 А.

На данный момент оптимальным является использование зарубежных электродвигателей Sagem (Франция) и потенциметров Eurofarad (Франция), имеющих летную квалификацию. Отечественные двигатели

тяжелее в 1,5–3 раза и имеют энергопотребление в 2–3 раза больше. Технология намотки статора двигателя и качество материалов существенно отличаются в пользу импортных. По мере разработки отечественных аналогов возможна замена на потенциометры и электродвигатели российского производства.

Для обеспечения ресурса УПБС, в 10 раз превышающего существующие, применен цилиндрический эвольвентный редуктор. Максимальный КПД необходимо обеспечить проведением работ по выбору оптимального корригирования зубчатых колес, для упрочнения рабочих поверхностей трения применено ионно-плазменное азотирование. Большой ресурс требует отработки и внедрения новых высокоресурсных вакуумных смазок взамен ВНИИ НП-274н, работы проводятся с ВНИИ НП.

Силовые токосъемные кольца на 5–10 А, которые входят в состав СТУ, прошли наземно-экспериментальную отработку, отработана конструкция и технология изготовления. По надежности и массогабаритным характеристикам они соответствуют мировому уровню, но требуют проработки по уменьшению габаритов. Для повышения технического ресурса разрабатываются новые кольца катящегося типа. Применено токосъемное устройство транспортировочного (исходного) положения на 12-18 цепей, разработана контактная плата.

Конструкция БМ УПБС с уменьшенными габаритами требует тщательной проработки вариантов силовых токосъемных колец и проведения ресурсных испытаний.

#### Технические характеристики

Технические характеристики	Septa 41	Разрабатываемый вариант ОАО «ИСС»
Срок эксплуатации по целевому назначению, мм	5	10
Ресурс, количество оборотов выходного вала	>38000	>55000
Электродвигатель Масса	Шаговый 2-фазный Масса 0,215 кг	Шаговый 2-фазный Масса 0,215 кг
Датчик угла Погрешность	Потенциометр Нелинейность ±0,5% Резервируемый	3-секционный потенциометр Нелинейность ±0,1 % Резервируемый
Погрешность положения выходного вала	±1°	±3°
Скорость вращения, °/мин	24	15±0,3
Момент инерции нагрузки, кг · м <sup>2</sup>	1,7	0,55
Силовое токосъемное устройство (СТУ) Количество цепей, ток	10 по 1,65А	4 по 10А
Телеметрическое токосъемное устройство (ТТУ) Количество цепей, ток	1 по 1,65А	4+12 в транспортировочном (нулевом) положении по 1А
Габариты	110×120×110	230×100×125
Масса, кг	M ≤ 1,7	M ≤ 2

УДК 629.78.048.7

## ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТЕРМИЧЕСКОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ ОБРАЗЦОВ ЭКРАННО-ВАКУУМНОЙ ИЗОЛЯЦИИ

Ф. В. Танасиенко, А. А. Рудько, В. В. Басынин

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева)  
Россия, 662972, г. Железнодорожск Красноярского края, ул. Ленина, 52

*Представлено описание методики проведения испытаний по определению термического сопротивления образцов экранно-вакуумной изоляции (ЭВТИ).*

*Ключевые слова: система обеспечения теплового режима, экранно-вакуумная теплоизоляция.*

## EXPERIMENTAL DEFINITION OF THERMAL RESISTANCE OF MULTI LAYER INSULATION SAMPLES

F. V. Tanasienko, A. A. Rud'ko, V. V. Basyinin

JSC "Academician M. F. Reshetnev "Information Satellite Systems"  
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia

*The description of a technique to carry out tests by determining thermal resistance of Multi Layer Insulation (MLI) samples is presented.*

*Keywords: thermal control system, screen-vacuum thermal insulation.*

Экранно-вакуумная теплоизоляция является одним из наиболее распространенных и надежных средств пассивного терморегулирования в системах обеспечения теплового режима КА. ЭВТИ представляет собой теплозащиту на основе многослойного экранирования внешней поверхности объекта. Слой ЭВТИ состоит из двух экранов, между которыми находится прокладка. Применение ЭВТИ обеспечивает возможность существенно снизить интенсивность теплообмена элементов конструкции и оборудования космического аппарата с окружающей средой, то есть уменьшить (по абсолютной величине) тепловые потоки, поступающие к элементам конструкции и оборудованию от Солнца, Земли и излучаемые наружной поверхностью аппарата в космическое пространство. Параметрами, определяющими эффективность ЭВТИ, является ее термическое сопротивление ( $R_{ЭВТИ}$ ).

Для определения  $R_{ЭВТИ}$  изготавливаются сборки теплоизоляции в виде квадратного мата. Все образцы

теплоизоляции имеют перфорацию экранов отверстиями диаметром 2 мм с шагом 10 мм для обезгаживания в вакуумной камере.

Испытательное оборудование приведено в табл. 1.

Монтажная схема испытаний показана на рис. 1.

Схема крепления образцов ЭВТИ и термометров сопротивления T1, T2 и T3 показана на рис. 2.

Условия проведения испытаний должны соответствовать следующим параметрам:

- режим камеры по давлению (P) – не выше, чем  $5 \cdot 10^{-5}$  мм рт. ст.;
- режим камеры по температуре криоэкрана ( $T^{\circ}\text{C}$ ) – не выше  $-180^{\circ}\text{C}$ ;
- мощность электрообогревателя  $1,0 \pm 0,5$  Вт.

Режим ведется до получения стационарного режима «полочки», когда изменение температуры по всем термопарам не должно превышать  $1^{\circ}\text{C}$  в течение 60 минут.

Таблица 1

Оборудование	Индекс	Назначение
Вакуумная камера	–	Имитация внешних воздействий (вакуум, окружающая температура)
Термометр сопротивления	T1	Измерение температуры на поверхности нагревателя
Термометр сопротивления	T2	Измерение температуры на лицевой поверхности образца
Термометр сопротивления	T3	Измерение температуры на задней поверхности образца
Вольтметр цифровой	–	Контроль напряжения
Вольтамперметр	–	Контроль тока

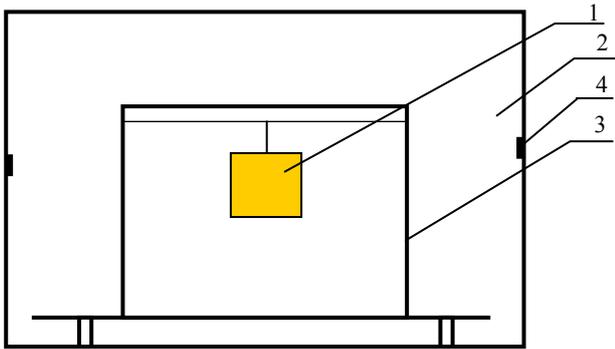


Рис. 1. Монтажная схема испытаний:  
1 – образец ЭВТИ; 2 – камера; 3 – приспособление для вывешивания образца; 4 – термометр сопротивления (на криоэкрane)

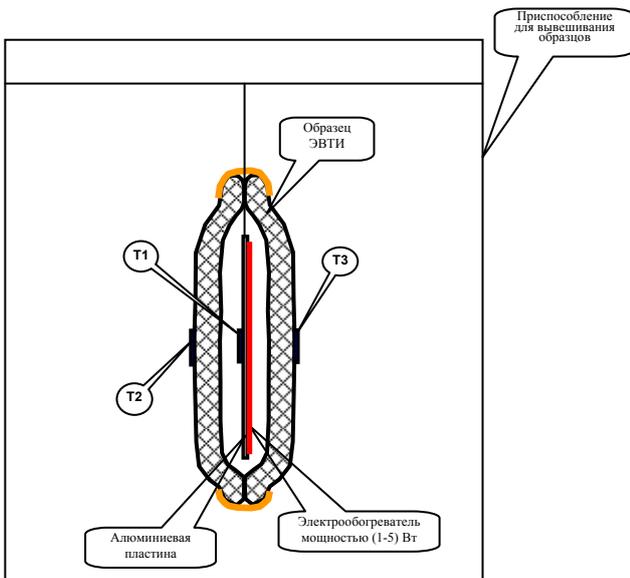


Рис. 2. Схема крепления ЭВТИ и термометров сопротивления

Удельное термическое сопротивление образцов теплоизоляции определяется по формуле:

$$r_1 = \frac{2 \cdot F_{ЭО} \cdot (T_1 - T_2)}{Q_{ЭО}}$$

$$r_2 = \frac{2 \cdot F_{ЭО} \cdot (T_1 - T_3)}{Q_{ЭО}}$$

$$r_{ЭВТИ} = (r_1 + r_2) / 2,$$

где  $F_{ЭО}$  – площадь пластины с электрообогревателем,  $m^2$ ;  $T_1, T_2$  – температура наружного слоя образца ЭВТИ,  $^{\circ}C$ ;  $Q_{ЭО}$  – мощность электрообогревателя, Вт;  $r_1, r_2$  – удельное термическое сопротивление образцов;  $r_{ЭВТИ}$  – среднее удельное термическое сопротивление образца.

Полное термическое сопротивление образца определяется по формуле

$$R_{ЭВТИ} = \frac{r_{ЭВТИ}}{F_{ЭО}} \text{ [К/Вт]}.$$

По данной методике были проведены испытания образцов ЭВТИ с различным числом слоев и материалом прокладок. Для проведения испытаний были изготовлены три типа образцов ЭВТИ, представленные в табл. 2.

Каждый образец ЭВТИ испытывался на трех уровнях мощности нагревателя. Термическое сопротивление образца определялось как среднее значение по трем измерениям, что повышает надежность и достоверность результатов. Вакуум в камере в процессе испытаний поддерживался на уровне  $\sim 10^{-4}$  мм. рт. ст.

Обобщенные результаты испытаний образцов показаны в табл. 3.

Таблица 2

### Образцы ЭВТИ

Сборка теплоизоляции	Тип прокладки	Тип ЭВТИ, число экранов/прокладок
Образец №1	Облегченная прокладка	10/9
Образец №2	Облегченная прокладка	5/4
Образец №3	Гофрированная пленка	10/9
Образец №4	Гофрированная пленка	5/4
Образец №5	Стекловуаль	10/9
Образец №6	Стекловуаль	5/4

Таблица 3

### Результаты испытаний

Образец ЭВТИ	Число слоев	Термическое сопротивление, К/Вт	Удельное термическое сопротивление, $m^2 \cdot K/Вт$
Образец №3 (гофр.)	20	350,4	4,24
Образец №4 (гофр.)	10	349,5	4,23
Образец №5 (стекловуаль)	20	377,5	4,57
Образец №6 (стекловуаль)	10	371,4	4,49
Образец №1 (новая прокл.)	20	388,4	4,7
Образец №2 (новая прокл.)	10	375,9	4,55

По результатам испытаний были сделаны следующие выводы.

– Методика испытаний корректна и дает устойчивые результаты.

– Наилучшим термическим сопротивлением обладает ЭВТИ с новой облегченной прокладкой – на 10% лучше, чем ЭВТИ с прокладкой из гофрированной пленки. Термическое сопротивление ЭВТИ с новой прокладкой зависит от числа слоев, но незначительно.

– Применять ЭВТИ с новой облегченной прокладкой с числом слоев более 20 нецелесообразно. Оптимальное рекомендуемое число слоев – 10.

– ЭВТИ с гофрированной прокладкой обладает наихудшими теплофизическими параметрами. При этом число слоев начиная с десяти не оказывает существенного влияния на термическое сопротивление ЭВТИ.

– ЭВТИ со стекловалью сравнима по термическому сопротивлению с ЭВТИ с новой облегченной прокладкой. Влияние числа слоев на термическое сопротивление начиная с десяти слоев незначительно.

© Танасиенко Ф. В., Рудько А. А.,  
Басынин В. В., 2013

УДК 658.51

### **РАЦИОНАЛИЗАЦИЯ ПРОЕКТИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ИНФОРМАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ, СОЗДАВАЕМЫХ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ УНИФИЦИРОВАННЫХ ПЛАТФОРМ НЕГЕРМЕТИЧНОГО МОДУЛЬНОГО КОНСТРУКТИВНОГО ИСПОЛНЕНИЯ**

*Е. А. Шангина, В. Е. Патраев*

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»  
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52. E-mail: Shangina@iss-reshetnev.ru

*Рассмотрены некоторые принципы проектирования КА информационного обеспечения с использованием унифицированных космических платформ, позволяющих рационализировать процессы их разработки.*

*Ключевые слова: космический аппарат, платформа.*

### **DESIGN RATIONALIZATION OF INFORMATION SUPPORT SPACECRAFT, DEVELOPED WITH NON-HERMETIC MODULAR UNIFIED PLATFORMS USE**

*E. A. Shangina, V. E. Patraev*

JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”  
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia. E-mail: Shangina@iss-reshetnev.ru

*Some principles of information support spacecraft development with unified space platforms use which allow to facilitate design process are considered.*

*Keywords: spacecraft, platform.*

Многие современные и все перспективные КА информационного обеспечения разработки ОАО «ИСС» созданы или проектируются с использованием унифицированных космических платформ (УКП) негерметичного модульного конструктивного исполнения, прошедших квалификацию в составе предыдущих проектов. К таким УКП относятся платформы «Экспресс-1000», «Экспресс-2000», «Экспресс-4000» и их модификации. Например, на базе УКП «Экспресс-1000» разработаны или разрабатываются КА «Луч-5А», «Луч-5Б», «Луч-5В», «Амос-5», «TELKOM-3», «Ямал-300К», «Экспресс-АТ1», «Экспресс-АМ8», «АOnSat» («Э-1000Н»), «Экспресс-АТ2» («Э-1000К») [1].

Общие принципы проектирования КА на базе УКП имеют ряд особенностей, позволяющих эффективно применять их на практике и рационализировать, таким образом, процесс проектирования КА. К ним относятся:

– возможность рационализации задач и объемов работ по обеспечению и контролю надежности КА, выполняемых на этапах проектирования, благодаря созданному заделу по системам, что учитывается при разработке ПОН, КПЭО, ТЗ на КА и составные части;

– возможность ужесточения в ТЗ, ТТЗ требований к показателям надежности вновь разрабатываемых КА и повышения, таким образом, их конкурентоспособности благодаря подтвержденным показателям надежности оборудования и систем базовых УКП;

– возможность изменения характеристик УКП, имеющих запасы по различным ресурсам;

– существенное сокращение новизны (изменяемости) заимствуемого оборудования бортовых систем по категориям А и В без ущерба эффективности и надежности, что позволяет рационализировать объемы их обработки;

– возможность проведения независимых, параллельных испытаний платформы и полезной нагрузки, а также комплексных испытаний оборудования, систем и КА, позволяющих рационализировать этапность их отработки и получить определенные временные и экономические преимущества.

Данные принципы позволяют рационализировать процессы разработки КА с одновременным обеспечением требуемых показателей надежности. Их эффективность подтверждена летными испытаниями и эксплуатацией КА на базе УКП [2].

#### Библиографический 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. Патраев В. Е. Методы обеспечения и оценки надежности космических аппаратов с длительным сроком активного существования : монография / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2010. 136 с.

#### References

1. Chebotarev V. E., Kosenko V. E. Osnovy proektirovaniya kosmicheskikh apparatov informacionnogo obespecheniya : ucheb. Posobie / Sib. gos. azerokosmich. un-t. Krasnojarsk, 2011. 488 s.

2. Patraev V. E. Metody obespecheniya i ocenki nadezhnosti kosmicheskikh apparatov s dlitel'nym srokom aktivnogo sushhestvovaniya: monografija / Sib. gos. azerokosmich. un-t. Krasnojarsk, 2010. 136 s.

© Шангина Е. А., Патраев В. Е., 2013

УДК 629.78.018:681.5

### АВТОМАТИЗИРОВАННАЯ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ТЕПЛОВЫМИ ПОТОКАМИ ПРИ ТЕПЛО ВАКУУМНЫХ ИСПЫТАНИЯХ

*А. В. Шевляков<sup>1</sup>, И. А. Выхристюк<sup>1</sup>, А. Г. Верхогляд<sup>1</sup>, Ю. В. Чугуй<sup>1</sup>,  
В. И. Халиманович<sup>2</sup>, В. В. Христинч<sup>2</sup>*

<sup>1</sup>Конструкторско-технологический институт научного приборостроения СО РАН  
Россия, 630058, г. Новосибирск, ул. Русская, 41  
E-mail: ghost2613@mail.ru, chugui@tdisie.nsc.ru

<sup>2</sup>ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»  
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52

*Представлена система управления тепловыми потоками при проведении тепловакуумных испытаний. Приведен алгоритм автоматического вывода испытываемого объекта на заданное температурное распределение.*

*Ключевые слова: предполетные испытания, тепловакуумные испытания, автоматизация.*

### AUTOMATED CONTROL SYSTEM OF HEAT FLUXES AT THERMOVACUUM TESTS

*A. V. Shevliakov<sup>1</sup>, I. A. Vykhristiuk<sup>1</sup>, A. G. Verkhoglyad<sup>1</sup>, Yu. V. Chugui<sup>1</sup>,  
V. I. Halimanovich<sup>2</sup>, V. V. Khristich<sup>2</sup>*

<sup>1</sup>Technological Design Institute of Scientific Instrument Engineering  
of the Siberian Branch of the Russian Academy of Sciences  
41, Russkaia Str., Novosibirsk, 630058, Russia  
E-mail: ghost2613@mail.ru, chugui@tdisie.nsc.ru

<sup>2</sup>JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”  
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia

*Control system of heat fluxes at thermo vacuum test is considered. The algorithm for automatic obtaining of specified temperature distribution is presented.*

*Keywords: preflight tests, thermo vacuum test, automation.*

**1. Введение.** Современная стратегия экспериментальной отработки космических аппаратов (КА) основывается преимущественно на наземной отработке систем и частей КА. При этом имитация штатных условий эксплуатации производится в наиболее полном возможном объеме [1]. Тепловакуумные испытания

(ТВИ) являются важной составляющей предполетной отработки КА [2]. Во время ТВИ имитируются такие условия космоса, как вакуум, солнечный поток, резкие перепады температуры по поверхности КА.

Современные системы для проведения ТВИ имеют возможность использования сотен устройств подвода

мощности (УПМ) и датчиков температуры, что делает необходимым автоматизацию задачи получения определенного температурного режима на испытуемом КА.

Представленная система предназначена для проведения различных тепловакуумных испытаний с количеством контрольных точек до 750 и управляющих воздействий до 380 каналов. Работы по разработке автоматизированной системы велись в рамках создания горизонтальной вакуумной установки ГВУ-600 для ОАО «ИСС» им. акад. М.Ф. Решетнева». Система осуществляет автоматическое управление ходом испытаний в крупноразмерной горизонтальной вакуумной камере ГВУ-600 (объем более 600 м<sup>3</sup>), обеспечивает анализ нештатных ситуаций и автоматическое управление алгоритмом испытаний, контролирует температуру различных точек изделия в диапазоне от -150 до +150° С. Позволяет проводить в автоматическом режиме один из видов тепловакуумных испытаний: термобалансные или термостатические.

Термобалансные испытания подразумевают подачу постоянной мощности независимо от температуры либо релейное управление мощностью в заданном температурном диапазоне.

Термостатические (термоциклические) тепловакуумные испытания заключаются в последовательном выводе испытуемого КА на определенные температурные режимы (ТР) и поддержание заданных ТР в течение требуемого времени. Под температурным режимом подразумевается такое состояние объекта, при котором температура, измеряемая в контролируемых точках, существенно не меняется со временем.

**2. Задача получения заданного температурного режима.** Сложность проведения испытаний заключается в том, что любой источник тепла, в общем случае, оказывает влияние на любую точку объекта, вызывая изменение температуры в ней. Поэтому практически невозможно перейти к конечному числу одноконтурных регуляторов.

В общем случае существует  $N$  управляемых УПМ и  $T$  датчиков, фиксирующих температуру в интересующих точках испытуемого изделия. Влияние изменения подводимой мощности на изменение температуры в каждой точке неизвестно.

$F(n_1, n_2, \dots, n_N) = (t_1, t_2, \dots, t_T)$  – неизвестная зависимость ТР от значений подводимых мощностей.

Входными данными являются: исходный ТР  $(t_1^{[0]}, t_2^{[0]}, \dots, t_T^{[0]})$ , исходное значение подводимых мощностей  $(n_1^{[0]}, n_2^{[0]}, \dots, n_N^{[0]})$ , требуемый ТР  $(\tilde{t}_1^{[L]}, \tilde{t}_2^{[L]}, \dots, \tilde{t}_T^{[L]})$  и точность  $\delta t$  получения ТР. Искомым является вектор значений подводимых мощностей  $(n_1^{[L]}, n_2^{[L]}, \dots, n_N^{[L]})$ , при котором получается ТР  $(t_1^{[L]}, t_2^{[L]}, \dots, t_T^{[L]})$ , отличающийся от требуемого не более, чем на величину  $\delta t$  в каждой контролируемой точке.

$$F(n_1^{[L]}, n_2^{[L]}, \dots, n_N^{[L]}) = (t_1^{[L]}, t_2^{[L]}, \dots, t_T^{[L]}),$$

$$\forall i \in \{1, 2, \dots, N\} \quad |\tilde{t}_i^{[L]} - t_i^{[L]}| \leq \delta t.$$

### 3. Алгоритм управления тепловыми потоками.

Решение задачи основано на нахождении приращения  $F$  в текущей точке при изменении мощности на каждом УПМ на известную величину  $\Delta n_i, i \in \{1, 2, \dots, N\}$  и вычислении вектора коэффициентов  $(k_1, k_2, \dots, k_N)$  в предположении, что  $F$  локально линейна, а точнее, что:

$$\begin{aligned} & F(n_1 + k_1 \Delta n_1, n_2 + k_2 \Delta n_2, \dots, n_N + k_N \Delta n_N) - \\ & - F(n_1, n_2, \dots, n_N) = \\ & = k_1 \cdot (F(n_1 + \Delta n_1, n_2, \dots, n_N) - F(n_1, n_2, \dots, n_N)) + \\ & \dots \\ & k_N \cdot (F(n_1, n_2, \dots, n_N + \Delta n_N) - F(n_1, n_2, \dots, n_N)). \end{aligned} \quad (1)$$

Реализация алгоритма состоит в последовательном изменении мощности на каждом УПМ на известную величину и ожидании выхода системы на ТР. Для ожидания ТР используется три параметра: время ожидания реакции системы, время ожидания баланса и допуск на баланс. Время реакции системы определяет интервал, в течение которого после изменения мощности не контролируется выход на ТР. Допуск на баланс задает минимальное отклонение температуры в любой контролируемой точке за время меньшее времени ожидания баланса, при котором констатируется температурная нестабильность системы. Ожидание ТР заканчивается, если за время ожидания баланса температура во всех точках изменилась на величину, не превышающую допуска на баланс.

После получения ТР для текущего УПМ мощность на нем возвращается в исходное состояние и меняется мощность следующего. В результате этого процесса получается набор ТР:

$$\begin{aligned} & F(n_1^{[0]} + \Delta n_1, n_2^{[0]}, \dots, n_N^{[0]}) = (t_1^{[1]}, t_2^{[1]}, \dots, t_T^{[1]}) \\ & \dots \\ & F(n_1^{[0]}, n_2^{[0]}, \dots, n_N^{[0]} + \Delta n_N) = (t_1^{[N]}, t_2^{[N]}, \dots, t_T^{[N]}), \end{aligned} \quad (2)$$

где  $t_j^{[i]}$  – температура, зарегистрированная на  $j$ -м датчике при изменении мощности на  $i$ -м УПМ. Из (1) и (2) получаем систему из  $T$  уравнений с  $N$  неизвестными:

$$\begin{pmatrix} t_1^{[1]} - \tilde{t}_1^{[L]} & t_1^{[2]} - \tilde{t}_1^{[L]} & \dots & t_1^{[N]} - \tilde{t}_1^{[L]} \\ t_2^{[1]} - \tilde{t}_2^{[L]} & t_2^{[2]} - \tilde{t}_2^{[L]} & \dots & t_2^{[N]} - \tilde{t}_2^{[L]} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ t_T^{[1]} - \tilde{t}_T^{[L]} & t_T^{[2]} - \tilde{t}_T^{[L]} & \dots & t_T^{[N]} - \tilde{t}_T^{[L]} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} k_1 \\ k_2 \\ \vdots \\ k_N \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} t_1^{[0]} - \tilde{t}_1^{[L]} \\ t_2^{[0]} - \tilde{t}_2^{[L]} \\ \vdots \\ t_T^{[0]} - \tilde{t}_T^{[L]} \end{pmatrix} \quad (3)$$

После успешного решения системы (3) [3] значение подводимых мощностей устанавливается в

$$(n_1^{[L]}, n_2^{[L]}, \dots, n_N^{[L]}) = (n_1^{[0]} + k_1 \Delta n_1, n_2^{[0]} + k_2 \Delta n_2, \dots, n_N^{[0]} + k_N \Delta n_N)$$

и ожидается выход системы на ТР  $(t_1^{[L]}, t_2^{[L]}, \dots, t_T^{[L]})$ .

В общем случае (исходя из практического предположения, что  $T \geq N$ ) система (3) переопределенна, т. е. любое решение имеет невязку, которая связана с нелинейностью  $F$ , неточностью определения выхода системы на ТР, а также с погрешностью измерения температуры, нелинейностью УПМ и неконтролируемым подводом мощности. Еще одним фактором, влияющим на наличие и величину невязки, является теоретическая достижимость требуемого ТР. Система датчиков и УПМ может быть сконфигурирована так, что запрашиваемый ТР не может быть получен ни при каких значениях мощностей.

Невязку, вызванную нелинейностью  $F$ , можно уменьшать путем последовательного применения вышеописанного алгоритма, добиваясь на каждом этапе минимизации невязки и беря в качестве исходного состояния для следующего этапа состояние, полученное на текущем.

**4. Результаты.** Были проведены опытные испытания алгоритма управления, в результате которых были получены данные, подтверждающие работоспособность алгоритма. В эксперименте были задействованы семь каналов мощности и пять контрольных точек измерения температуры. В ручном режиме была проверена возможность достижения определенного ТР, и затем выход на него был успешно осуществлен в автоматическом режиме.

#### Библиографические ссылки

1. Александровская Л. Н. Теоретические основы испытаний и экспериментальная отработка сложных технических систем. М. : Логос, 2003.
2. Афанасьев В. А., Барсуков В. С., Гофин М. Я., Захаров Ю. В., Стрельченко А. Н., Шалунов Н. П. Экспериментальная отработка космических летательных аппаратов / под ред. Н. В. Холодкова. М. : Изд-во МАИ, 1994.
3. Калиткин Н. Н. и др. Численные методы. М. : Наука, 1982.

#### References

1. Aleksandrovskaya L. N. *Teoreticheskiye osnovi ispitaniy i eksperimental'naya otrabotka slozhnih tehnicheskikh sistem*. M. : Logos, 2003.
2. Afanasiev V. A., Barsukov V. S., Gofin M. Ya., Zaharov Yu. V., Strelchenko A. N., Shalunov N. P. *Eksperimental'naya otrabotka kosmicheskikh letatel'nyh apparatov*. M. : MAI, 1994.
3. Kalitkin N. N. et al. *Chislennyye metody*. M. : Nauka, 1982.

© Шевляков А. В., Выхристюк И. А., Верхогляд А. Г., Чугуй Ю. В., Халиманович В. И., Христин В. В., 2013



*Секция*

**«РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИЕ ДВИГАТЕЛИ,  
ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ УСТАНОВКИ И СИСТЕМЫ  
ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ  
АППАРАТОВ»**



УДК 629.7

## СПОСОБЫ УПРАВЛЕНИЯ ВЕКТОРОМ ТЯГИ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ТВЕРДОГО ТОПЛИВА

*Н. И. Асеинов, И. В. Буртыль*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31.  
E-mail: info@sibsau.ru, asenaee@mail.ru

*Рассматриваются способы управления вектором тяги ракетных двигателей первых и последующих ступеней ракет-носителей и баллистических ракет.*

*Ключевые слова: способы управления, вектор тяги, ракетные двигатели.*

## METHODS FOR SFRE THRUST VECTOR CONTROL

*N. I. Aseinov, I. V. Burtyl*

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochoy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: asenaee@mail.ru

*The ways of thrust vector control of rocket engines, the first and subsequent rocket stages for the withdrawal of the payload into SC orbit or to the purpose of the warheads of missiles are considered.*

*Keywords: how to control the thrust vector, rocket engines solid fuel rocket engine (SFRE).*

Ракетные двигатели твердого топлива (РДТТ) благодаря своему быстродействию, простоте устройства и надежности широко используются в космических ракетах-носителях и баллистических ракетах различного направления.

Управление вектором тяги РДТТ осуществляется с помощью специальных органов управления, построенных с использованием аэродинамических сил или энергии истекающей струи двигателя. Выбор способов и методов управления вектором тяги РДТТ является сложной технической задачей, которая решается на этапе проектирования двигателя. Конструктивно-технологический анализ показывает, что одним из наиболее простых органов управления вектором тяги является поворотное сопло, соединяющееся с корпусом двигателя через жидкий шарнир, представляющий собой опору и фланец, между которыми располагается полость, заполненная маслом. Пустота состоит из корпуса, изготовленного из титанового сплава и оболочки, которая изготовлена из эластомера, заполненного жидкостью. Применение такого шарнира позволяет отклонять сопло в двух плоскостях (по тангажу и рысканию) на угол  $\pm 4^\circ$ .

На современных баллистических ракетах с твердым топливом часто используется отработанная схема управления вектором тяги, которую составляют аэродинамические и газодинамические рули на первой ступени, и «вдув» газа в закритическую часть сопла двигательной установки – на верхних ступенях.

Величина и закон распределения аэродинамических сил задаются нормами прочности или определяются газодинамическими испытаниями. Массовыми инерционными силами рулей ввиду их малости обычно пренебрегают. Рассматривая работу элементов рулей при восприятии внешних нагрузок, следует различать общую силовую работу агрегатов оперения как балок, в сечениях которых действуют перерезывающие силы,

изгибающие и крутящие моменты, и местные усилия от воздушной нагрузки, приходящейся на каждый участок обшивки с подкрепляющими ее элементами.

Газодинамические рули маршевых РДТТ могут проектироваться с учетом необходимого изменения направления вектора тяги для управления полетом ракеты. Указанная цель достигается установкой газовых рулей (не относящихся к конструкции РДТТ) на выходе из сопла, несимметричным вводом соответствующего газа или жидкости в сопло (что приводит к повороту реактивной струи), отклонением (качением) сопла в осевой плоскости (при помощи соответствующих приводов) и другими способами. На второй ступени «вдув» обеспечивается обычно специальным газогенератором, расположенным снаружи соплового блока.

Перечисленные устройства должны обеспечивать управление ракетой в трех плоскостях. Однако не все из них позволяют это сделать при односопловой схеме двигателя. Например, газовые рули дают возможность управлять по курсу, тангажу и крену при одном сопле, а такие устройства, как дефлекторы, разрезные сопла, создают управляющие моменты обычно только в двух плоскостях. Для управления этими устройствами в трех плоскостях необходимо иметь многосопловой блок.

Одним из основных недостатков рассмотренных способов управления вектором тяги РДТТ является их ограниченная возможность управления во времени: управление ракетой может осуществляться только при работающем двигателе. Большое разнообразие исполнительных органов управления обусловлено особенностями выполнения поставленных задач. При проектировании выбираются те органы управления, которые наиболее полно отвечают требованиям технического задания.

© Асеинов Н. И., Буртыль И. В., 2013

УДК 621.45.053

## СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ СПОСОБОВ РЕГУЛИРОВАНИЯ ТЯГИ ЖИДКОСТНЫХ И ТВЕРДОТОПЛИВНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

*К. Ш. Ахметшин, С. Ю. Кирюхин, А. С. Рябинин*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: tretrem@yandex.ru

*Рассматривается сравнительная характеристика возможных способов регулирования тяги жидкостных и твердотопливных ракетных двигателей, а также эффективность их применения в существующих двигательных установках.*

*Ключевые слова: ракетные двигатели, способы регулирования тяги.*

## COMPARATIVE ANALYSIS OF METHODS TO REGULATE LIQUID ROCKET AND SOLID-PROPELLANT ROCKET ENGINES

*K. S. Akhmetshin, S. U. Kiryukhin, A. S. Ryabinin*

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: tretrem@yandex.ru

*The comparative characteristic of the possible ways to regulate thrust liquid-and solid-propellant rocket engines as well as the efficiency of their application in the existing propulsion concepts are studied.*

*Keywords: rocket engines, traction control methods.*

Способы регулирования тяги жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) и твердотопливного ракетного двигателя (РДТТ) существенно отличаются, хотя и имеют применимые к обоим типам методы.

Регулирование тяги ЖРД может осуществляться следующими способами: регулированием расхода компонента, поступающего в жидкостной газогенератор (ЖГГ); регулированием соотношения компонентов в ЖГГ; регулированием давления подач компонентов на входе в камеру двигателя; регулированием расхода компонентов, поступающих в камеру двигателя.

Способ регулирования расхода компонентов, поступающих в ЖГГ, применяется в двигателях без дожигания генераторного газа с двухкомпонентным ЖГГ. На трубопроводе питания окислителя («О») восстановительного ЖГГ устанавливается регулятор тяги, одновременно на трубопроводе питанием горючим («Г») устанавливается еще один регулятор давления, корректирующий соотношение компонентов. Данный способ представляется достаточно надежным и позволяет достигать достаточно большого диапазона регулирования тяг ( $\approx 100$ ).

В двигателях ракеты «Союз-2» РД-107А и РД-108А для изменения тяги используется регулятор расхода перекиси водорода, поступающего в однокомпонентный ЖГГ, и дроссель горючего.

Способ регулирования соотношения компонентов в ЖГГ наиболее часто используют в двигателях с дожиганием генераторного газа, он позволяет регулировать тягу в ограниченных диапазонах. Регулятором тяги является регулятор давления подачи «Г» в окислительный ЖГГ, устанавливаемый на линию питания дополнительным компонентом. Регулятор поддерживает давление подачи «Г» в соответствии с давлением

подачи «О». Эта система управления также обеспечивает изменение соотношения компонентов, что приводит к изменению термодинамических параметров генераторного газа и соответственно влияет на давление в камере сгорания и тягу. Диапазон регулирования соотношения компонентов в данной схеме ограничен возрастанием температуры генераторного газа. Данная схема реализована в двигателе РД-270, в которой применена закрытая схема с двумя ТНА с отдельными турбинами от двух ЖГГ, работающих с избытком окислителя и избытком горючего.

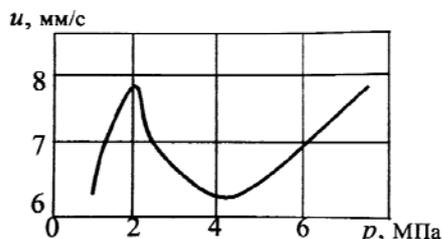
Регулирование давления подач компонентов на входе в камеру двигателя. Регулятор давления «Г» изменяет давление подачи в соответствии с командой системы управления, а регулятор «О» изменяет давление подачи в соответствии с давлением подачи «Г». Оба регулятора выполняют одновременно роль регулятора тяги и регулятора соотношения компонентов [2].

Регулирование расходов компонентов, поступающих в камеру двигателя. Регуляторы, поддерживая постоянно расходов «О» и «Г», обеспечивают одновременно поддержание тяги и соотношения компонентов на заданных уровнях. Оба регулятора могут получать соответствующие сигналы на перенастройку от системы управления.

Изменение тяги РДТТ затруднено ограниченными возможностями воздействия на тягу в период работы двигателя. Скорость горения заряда  $u$  и тяга двигателя зависят от начальной температуры заряда  $T_0$ , внутреннего давления  $p$  (см. рисунок), коэффициента эрозии  $f_3(V)$ , влияния перегрузок, воздействующих на топливный заряд  $f_4(n)$ . Колебания температур, химического состава и технологические отклонения при изготовлении топлива вызывают определенный раз-

брос энергетических характеристик и скоростей горения в двигателе.

$$u = u_{10} \times f_1(p) \times f_2(T_0) \times f_3(V) \times f_4(n) \times f_5(\varepsilon) \times f_6 \times f_7.$$



Зависимость скорости горения от давления для топлива с диаметром заряда 45 мм

Температура заряда влияет на скорость горения, что вызывает необходимость учитывать эту величину в процессе регулирования. Функциональная зависимость, учитывающая влияние начальной температуры, представлена в формуле

$$f_2(T_0) \approx \exp[1,1 \dots 1,8(T_0 - T_{ном})].$$

Регулирование тяги РДТТ может быть осуществлено следующими способами: изменением площади критического сечения; вводом дополнительной массы в камеру; изменением поверхности горения; непосредственным воздействием на скорость горения; обнулением тяги.

При газодинамическом способе регулирования диапазон регулирования тяги составляет 1,7...2,0. К существенным недостаткам данного метода относятся произвольные потери газа до 1/4 запаса топлива, необходимость иметь еще один источник рабочего тела управляющего канала и создание разности давлений управляющего и питающего потока. Для топлив с низким  $\nu$  расход имеет малую чувствительность к изменению площади критического сечения и высокую к изменению давления.

Регулирование тяги вводом в КС химически активной дополнительной массы позволяет получить отношение тяг, равное 20. Данный способ позволяет реализовать охлаждение сопла, повышает удельную тягу. Другой способ вводит вторичной инертной массы в КС позволяет регулировать тягу в малом диапазоне отношений тяг.

Способ изменения поверхности горения позволяет регулировать изменение тяги в более широком диапазоне (*диапазон устойчивого регулирования 3...6*), чем регулирование с изменяющейся площадью критического сечения. Возможно достижение более широкого диапазона 1,5...8,0 с использованием методов подвижных нитей, поджатием катализатора к горячей поверхности, тепловых и силовых ножей, порционной подачи секций твердого топлива в КС. Наиболее перспективным методом является гидравлический метод, когда в заряде твердого топлива происходит высвобождение каналов, заполненных жидкостью [1]. Метод регулирования посредством тепловых ножей неприменим для сложных форм зарядов, кроме зарядов

торцового горения. К минусам этих методов стоит отнести конструктивную сложность.

При непосредственном воздействии на скорость горения электрическим способом регулирования тяги позволяет при мгновенном изменении электрического тока менять тягу двигателя: воздействием на топливную массу физическими полями, приводящим к разогреву топлива на толще, превосходящей толщину релаксации прогретого слоя; прогревом топлива за счет джоулева тепла от проводников тока в толще топливного заряда [3]. Этот способ не используется по причине необходимости иметь на борту ЛА массивный источник электроэнергии.

Обнуление тяги посредством воздействия на зону горения акустической энергии, магнитного поля, лазерного излучения исследованы слабо, и полученные значения регулирования тяги весьма малы и составляют 1,5...1,8. Кроме того, при регулировании магнитным полем источники питания электромагнитных катушек составляют более 10 % от массы заряда твердого топлива.

Судя по вышеизложенному материалу, можно утверждать, что способы регулирования тяги ЖРД позволяют регулировать ее в более широком диапазоне, более просты в исполнении, меньше подвержены влиянию температурного фактора и не ограничены в воздействии на тягу в процессе работы двигателя.

#### Библиографические ссылки

1. Кольга В. В. Проектирование ракет с ракетным двигателем на твердом топливе : учеб. пособие ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2004. С. 84–96.
2. Алемасов В. Е., Дрегалин А. Ф., Тишин А. П. Теория ракетных двигателей : учебник / под ред. В. П. Глушко. М. : Машиностроение, 1989. С. 379–384.
3. Петренко В. И. [и др.]. Управляемые энергетические установки на твердом ракетном топливе / под общ. ред. М. И. Соколовского, В. И. Петренко ; Рос. акад. ракет. и арт. наук, Перм. гос. техн. ун-т, ОАО «Науч.-произв. об-ние «Искра». М. : Машиностроение, 2003. 463 с. : ил.

#### References

1. Kolga V. V. Proektirovanie raket s raketnim dvigatelem natverdom toplive. SibSAU. Krasnoyarsk, 2004, pp. 84–96.
2. Alemasov V. E., Dregalin A. F., Tishin A. P. Teoriya raketnih dvigateley. M. : Mashinostroenie, 1989, pp. 379–384.
3. Petrenko V. I. [i dr.]. Upravljaemye jenergeticheskie ustanovki na tverdom raketnom toplive / Rossiiskaya academia raket i artelerii nauk, Permskiy gosudarstvennii tehniceskij universitet, ОАО «Nauch.-proizv. ob-nie «Iskra», M. : Mashinostroenie, 2003, 463 p.

© Ахметшин К. Ш., Кирюхин С. Ю.,  
Рябинин А. С., 2013

УДК 621.45.044

## ПОСТРОЕНИЕ ФИЗИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ПЛАСТИЧЕСКОГО ТЕЧЕНИЯ ТОНКОСТЕННОЙ ОБОЛОЧКИ

Я. Ю. Бакулин, В. Ю. Журавлев, М. В. Кубриков, О. В. Каменюк

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: bakulin.1992@yandex.ru, vz@sibsau.ru, kubrikovmaxx@gmail.com, oleg.scorpion16@mail.ru

*Исследуется возможность разработки модели для определения скорости и интенсивности деформации зоны перекачивания разделителя топливного бака, которая представляет собой тонкостенную торообразную оболочку, разработка модели изменения скорости и установление интенсивности деформации позволит в дальнейшем проектировать более надежные и совершенные топливные баки ракетных двигателей.*

*Ключевые слова: топливный бак, диафрагма-разделитель, выворачивание.*

## CONSTRUCTION OF A PHYSICAL MODEL OF THIN SHELLS PLASTIC FLOW

Ia. Iu. Bakulin, V. I. Zshuravlev, M. V. Kubrikov, O. V. Kameniuk

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochoy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia  
E-mail: bakulin.1992@yandex.ru, vz@sibsau.ru, kubrikovmaxx@gmail.com, oleg.scorpion16@mail.ru

*The article investigates the possibility of developing a model for determining the speed and intensity of the deformation zone of a roll separator tank, which is a thin walled toroidal shell. The development of speed change pattern and establishing a strain rate will allow further design of more reliable and improved rocket engines fuel tanks.*

*Keywords: fuel tank, diaphragm separator, contortion.*

Для гарантированного запуска и работы двигателя в условиях невесомости необходимо обеспечить бесперебойную подачу компонента 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.

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.

Основная проблема состоит в том, что в результате процесса выворачивания после прохождения зоны перекачивания в материале действуют остаточные упругие напряжения, и при выворачивании бака возможна потеря устойчивости.

На основе проведенных экспериментов принимаем форму поверхности зоны пластического деформирования в виде торовой. Перемещение разделителя происходит за счет пластического деформирования материала в торовой зоне перекачивания.

В зонах изменения кривизны меридиана его деформация происходит за счет поворота вокруг крайних точек срединной поверхности [1]. Скорость перемещения меридиана в этих зонах определится произведением расстояния от мгновенных центров скоростей до соответствующего меридиана на величину угловой скорости [2]:

$$V = s(\omega + \omega_{\text{отн}}).$$

Скорость деформации меридиана в обеих зонах определяется как отношение скорости перемещения к расстоянию до точки от участка упруго деформирования разделителя  $dl$ :

$$\eta_M = \frac{V}{dl} = \frac{s(\omega + \omega_{\text{отн}})}{dl},$$

или

$$\eta_M = \frac{s \cdot \omega}{dl} \cdot (1 + \varepsilon_M). \quad (1)$$

На основном (1) участке тора за счет смещения материала диафрагмы – разделителя происходит изменение длины параллели, равной  $2\pi X_M$ . Скорость изменения параллели определяется скоростью удаления диаметрально противоположных точек друг от друга

$$\eta_{II} = \frac{\omega}{X_M} (r + (r + s)\varepsilon_M) \sin a_M$$

Интенсивность скоростей деформации при пластическом течении определяется по формуле [3]:

$$H' = \sqrt{2/3(\eta_1 - \eta_2)^2 + (\eta_2 - \eta_3)^2 + (\eta_3 - \eta_1)^2}, \quad (2)$$

где  $\eta_i$  – скорость деформации по основным направлениям.

Проведя математические преобразования (2) и обозначив  $A = \frac{\eta_2}{\eta_1}$ ,  $B = \frac{\eta_3}{\eta_4}$ , получим

$$H' = \sqrt{\frac{2}{3}} |\eta_1| \sqrt{(I-A)^2 + (A-B)^2 + (B-I)^2}.$$

Скорости деформации для пластической зоны связаны условием неизменности объема, как и производные по времени от деформаций:  $B = \frac{\eta_3}{\eta_4}$ .

При известной, максимальной по модулю скорости деформации (например  $|\eta_1| - \max$ ) знаки у скоростей деформации  $\eta_2$  и  $\eta_3$  противоположны знаку скорости деформации  $\eta_1$ .

Из условия (2) получим связь между модулями величин  $A$  и  $B$ :

$$|A| + |B| = I \text{ или } |B| = I - |A|. \quad (3)$$

Тогда интенсивность скорости деформации с учетом (3) определится как

$$H' = \sqrt{\frac{2}{3}} |\eta_1| \sqrt{1 + |A|^2 + 2|A| + 4|A|^2 + 1 - 4|A| + 4 + |A|^2 - 4|A|},$$

$$\text{или } H' = \sqrt{\frac{2}{3}} |\eta_1| \sqrt{6\sqrt{1 + |A|^2} - |A|}.$$

Величина  $|A|$  изменяется в пределах от единицы до нуля. Для нахождения экстремума функции определим первую производную и приравняем ее к нулю и определим в этой точке знак второй производной:

$$\frac{d(1 + |A|^2 - |A|)}{d|A|} = 2|A| - 1 = 0,$$

$$\text{откуда при } |A| = 0,5: \frac{d^2(1 + |A|^2 - |A|)}{d|A|^2} = 2.$$

Так как вторая производная положительна, то при значении  $|A| = 0,5$  имеем минимум функции. Кроме того, график симметричен относительно прямой  $|A| = 0,5$ , и в этой точке функция  $\sqrt{1 + |A|^2} - |A|$  принимает значение 0,86, а в крайних точках при  $|A| = 1$  и  $|A| = 0$  она равна 1. Таким образом, при известной величине  $|\eta_1| - \max$  при всех изменениях  $\eta_2$  и  $\eta_3$  величину  $H'$  с точностью не менее 0,86 можно принять

$$H' = 2|\eta_1|.$$

При перемещении центральной части диафрагмы-разделителя в точках, где деформация происходит за счет изменения кривизны меридиана, величина интенсивности скоростей деформации определяется

$$H' = 2|\eta_M|.$$

На остальной части тора, где деформация происходит за счет увеличения длины параллели, деформация определяется

$$H' = 2|\eta_{II}|.$$

Таким образом, точность вычисления всех параметров выворачивания разделителя определяется погрешностью учета интенсивности скоростей деформаций, точностью радиусов тора, толщины, размеров срединной поверхности оболочки, механических и упругих постоянных материала.

### Библиографические ссылки

1. Биргер И. А., Пановко Я. Г. Прочность, устойчивость, колебания : справочник. В 3 т. Т. 1. М. : Машиностроение, 1968. 812 с.
2. Феодосьев В. И. Сопrotивление материалов : учебник для вузов. 10-е изд., перераб. и доп. М. : Изд-во МГТУ, 2000. 592 с.
3. Ефремов В. Н., Журавлев В. Ю. Металлические выворачивающиеся диафрагмы-разделители топливных баков / Сиб. аэрокосмич. акад. им. М. Ф. Решетнева. Красноярск, 1998. 104 с.

### References

1. Birger I. A., Panovko Ja.G., Prochnost', ustojchivost', kolebanija : spravochnik : v 3 t. T. 1. M. : Mashinostroenie, 1968. 812 s.
2. Feodos'ev V. I. Soprotivlenie materialov : ucheb. dlja vuzov. 10-e izd., pererab. i dop. M. : Izd-vo MG TU, 2000. 592 s.
3. Efremov V. N., Zhuravlev V. Ju. Metallicheskie vyvorachivajushhiesja diafragmy-razdeliteli toplivnyh bakov ; Sib. Ajerokosmich. Akad. im. M. F. Reshetneva. Krasnojarsk, 1998.104 s.

© Бакулин Я. Ю., Журавлев В. Ю., Кубриков М. В., Каменюк О. В., 2013

УДК 621.4

## ВЛИЯНИЕ КОНСТРУКТИВНО-ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ПАРАМЕТРОВ ШАРИКОВОГО ПОДШИПНИКА НА КОЭФФИЦИЕНТ ЖЁСТКОСТИ ОПОРЫ ДВИГАТЕЛЯ

И. С. Барманов

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва  
(национальный исследовательский университет)

Россия, 443086, г. Самара, Московское шоссе, 34. E-mail: isbarmanov@mail.ru

Приводятся результаты расчёта коэффициента радиальной жёсткости авиационного шарикового подшипника. В первом случае коэффициенты вычислялись по аналитической зависимости без учёта конструктивных и эксплуатационных параметров, таких как частота вращения, толщина слоя смазки, шероховатость и т. д. Во втором случае коэффициенты определялись численным методом с учётом указанных параметров.

Ключевые слова: опора, жёсткость, шариковый подшипник

## INFLUENCE OF CONSTRUCTIVE AND OPERATIONAL PARAMETERS OF A BALL BEARING ON RIGIDITY COEFFICIENT OF THE ENGINE SUPPORT

I. S. Barmanov

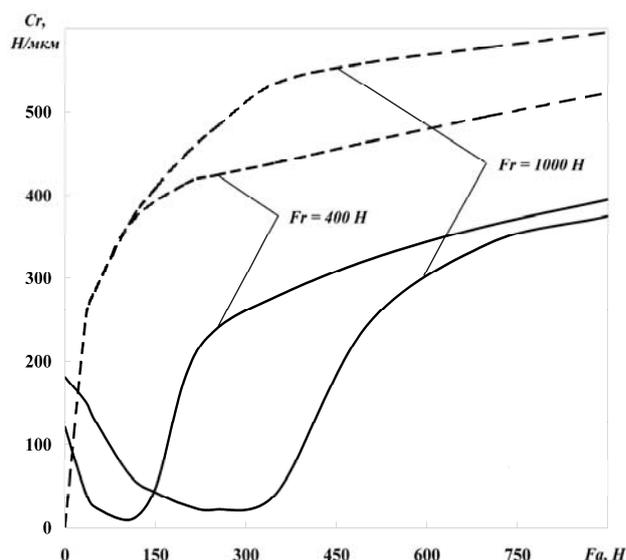
Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolev (National Research University)  
34, Moskovskoie shosse, Samara, 443086, Russia. E-mail: isbarmanov@mail.ru

The results of calculation of radial rigidity coefficient of aviation ball bearings are given in the paper. In the first case coefficients were calculated on analytical dependence without taking into account design and operational data, such as the rotation frequency, thickness of a layer of greasing, roughness, etc. In the second case coefficients were defined by a numerical method with the specified parameters.

Keywords: support, stiffness, ball bearing

Жёсткость опоры существенно зависит от жёсткости подшипника в тех случаях, когда жёсткость подшипника соизмерима с жёсткостью упругого элемента. В справочной литературе отсутствуют формулы для определения жёсткости подшипников, и приводятся выражения только для относительных перемещений колец под действием нагрузки. Данные формулы основаны на определении деформаций в контакте тел качения по теории Герца. В монографии [1] приведены формулы для расчета жёсткости различных типов подшипников. Однако они не учитывают многие конструктивные и эксплуатационные факторы: частоту вращения, радиальный зазор, радиальную нагрузку, толщину слоя смазки и т. д. Для более точного расчета можно использовать численный метод определения коэффициента жёсткости по методике, изложенной в работе [2]. При расчётах учитываются различные конструктивные и эксплуатационные факторы, например, перекосы произвольного направления колец, толщина смазочного слоя, а также изменения радиальных зазоров при высоких скоростях вращения и наличия разности температур колец и др.

На рисунке приведены зависимости коэффициента радиальной жёсткости для авиационного шарикового подшипника № 126126, определенные численным методом (сплошные линии) и по формуле (пунктирные линии).



Сравнение результатов расчёта

Как видно из графиков, аналитический метод даёт завышенные значения по сравнению с численным методом. В результате мы получим большие погрешности (до 50 %) при вычислении жёсткости опоры, особенно, если соотношение нагрузок, действующих на подшипник, будет находиться в интервале  $0,1 < Fa/Fr < 0,4$  [3].

**Библиографические ссылки**

1. Белоусов А. И., Балякин В. Б., Новиков Д. К. Теория и проектирование гидродинамических демпферов опор роторов / под ред. А. И. Белоусова. Самара : Изд-во Самар. науч. центра РАН, 2002. 335 с.
2. Теория и проектирование опор роторов авиационных ГТД / В. Б. Балякин, Е. П. Жильников, В. В. Макачук, В. Н. Самсонов. Самара : Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007. 254 с.
3. Барманов И. С. Исследование динамики авиационного шарикового радиально-упорного подшипника качения / СГАУ. Самара, 2010. 61 с. Деп. в ВИНТИ Рос. акад. наук. 29.11.2010. № 664-B2010.

**References**

1. Belousov A. I., Balyakin V. B., Novikov D. K. Teoriya and design of hydrodynamic dampers of support of rotors / under the ed. of A. I. Belousova. Samara : Samara scientific center of Russian Academy of Sciences, 2002. 335 p.
2. The theory and design of support of rotors of aviation GTD / V. B. Balyakin, E. P. Zhilnikov, V. V. Makarchuk, V. N. Samsonov. Samara : Publishing house Samara State Aerospace University, 2007. 254 p.
3. Barmanov I. S. Research of dynamics of the aviation ball bearing / SSAU. Samara, 2010. 61 p. Dep. in Russian Institute of Scientific and Technical Information of Russian Academy of Sciences, 29.11.2010, № 664-B2010.

© Барманов И. С., 2013

УДК 621.4

**ПОВЫШЕНИЕ ДОСТОВЕРНОСТИ ВЫЧИСЛЕНИЯ КОЭФФИЦИЕНТА ЖЁСТКОСТИ  
«БЕЛИЧЬЕГО КОЛЕСА» ОПОР РОТОРОВ**

*И. С. Барманов*

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва  
(национальный исследовательский университет)  
Россия, 443086, г. Самара, Московское шоссе, 34. E-mail: isbarmanov@mail.ru

*Для определения коэффициента жёсткости беличьего колеса наибольшее применение нашла формула С. И. Сергеева. В работе приведены результаты, согласно которым было показано, что применение данной формулы для расчета упругих элементов опор роторов авиационных двигателей ограничено. Это связано с погрешностями вычисления, которые могут достигать 80 %. Для повышения точности вычисления коэффициента жёсткости авиационных упругих элементов типа «беличьего колеса» вводятся поправочные коэффициенты.*

*Ключевые слова: опора, ротор, упругий элемент, жёсткость*

**INCREASE OF CALCULATION RELIABILITY OF RIGIDITY COEFFICIENT  
OF A «SQUIRREL WHEEL» SUPPORT OF ROTORS**

*I. S. Barmanov*

Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolev (National Research University)  
34, Moskovskoie shosse, Samara, 443086, Russia E-mail: isbarmanov@mail.ru

*For determination of a rigidity coefficient of a squirrel wheel the greatest application was found by Sergeev's formula. Results according to which it was shown that the application of this formula for calculation of elastic elements of rotors support of aviation engines is limited are given in the work. It is connected with calculation errors which can reach 80 %. For increase of calculation accuracy of rigidity coefficient of aviation elastic elements of a «squirrel wheel» correction coefficients are entered.*

*Keywords: support, rotor, flexible element, stiffness*

Наибольшее практическое применение для определения коэффициента жёсткости упругих элементов типа «беличьего колеса» нашла формула, предложенная С. И. Сергеевым [1]  $c = \frac{nEbh(b^2 + h^2)}{2l_0^3}$ , где  $n$  – количество балочек;  $b, h, l_0$  – соответственно ширина, толщина и длина балочек;  $E$  – модуль Юнга материала. Позднее в данную формулу им же был введен по-

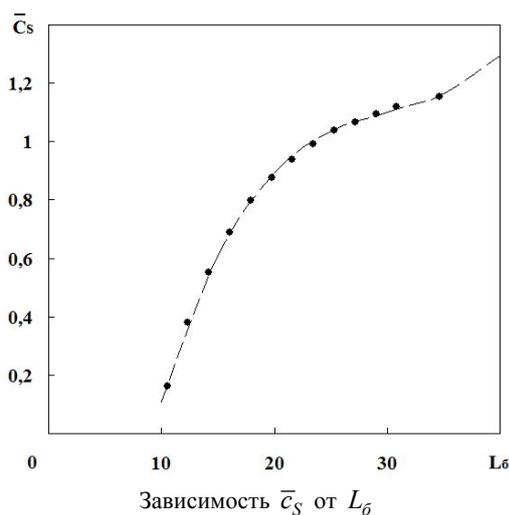
правочный коэффициент  $k_1$ , и выражение для коэффициента жёсткости приняло следующий вид:

$$c = \frac{nEbh(b^2 + h^2)}{2l_0^3} k_1 = \frac{nEbh(b^2 + h^2)}{2l_0^3} \frac{1}{(1 + 2\sqrt{bh}/l_0)^3}.$$

Для конструкций упругих элементов авиационных газотурбинных двигателей данная формула даёт существенную погрешность при вычислении коэффици-

ента жесткости. Более того, данная формула не учитывает величину радиуса скругления пазов  $r$ . Ранее были проведены исследования по влиянию радиуса скругления пазов на коэффициент жёсткости, на основании которых был получен поправочный коэффициент  $k_2 = 1/1 - 8,2(l_6/h)^{-1,35} r/b$ . Полученный коэффициент  $k_2$  позволяет с достаточно высокой степенью точности учитывать радиус скругления пазов упругого элемента.

С целью дальнейшего совершенствования формулы были оценены границы её применимости для авиационных упругих элементов. Дело в том, что габаритные размеры опоры авиадвигателей ограничены, и все геометрические размеры упругих элементов, как правило, укладываются в некоторый диапазон. Для данного диапазона проводились численные исследования и была построена зависимость безразмерного коэффициента жёсткости  $\bar{c}_S = c/c_0$ , где  $c_0$  – коэффициент жесткости, определяемый методом конечных элементов для нулевого радиуса скругления;  $c$  – коэффициент жесткости, определяемый по формуле от безразмерной длины балочек  $L_6 = l_6/h$  (см. рисунок).



Показано, что формула С. И. Сергеева может давать как завышенные, так и заниженные значения

коэффициентов жёсткости. При безразмерных длинах балочек  $L_6 < 20$  значения коэффициента жёсткости могут отличаться до 80 %. Поэтому применение формулы С. И. Сергеева для расчёта упругих элементов авиационных газотурбинных двигателей ограничено. Чтобы уменьшить погрешность вычисления предлагается ввести поправочный коэффициент. Поправочный коэффициент был получен на основе аппроксимации зависимости относительного коэффициента жёсткости  $\bar{c}_S$  от безразмерной длины балочек  $L_6$ , которая была получена на основании численных решений. Полученная зависимость хорошо аппроксимируется полиномом третьей степени, достоверность аппроксимации составила 99,9 %. Выражение для поправочного коэффициента имеет вид

$$k_3 = 1 / (0,000095L_6^3 - 0,0086L_6^2 + 0,27L_6 - 1,825)$$

В итоге можно сказать, что полученные поправочные коэффициенты позволяют существенно расширить границы применимости формулы С. И. Сергеева, и в частности повысить достоверность вычисления коэффициента жёсткости авиационных упругих элементов.

#### Библиографическая ссылка

1. Барманов И. С. Методика расчёта коэффициента жесткости авиационных упругих элементов // Самолетостроение России. Проблемы и перспективы : симпозиум с междунар. участием. Самара : СГАУ, 2012. С. 59–60.

#### Reference

1. Barmanov I. S. Metodika raschjota kojeficienta zhjostkosti aviacionnyh uprugih jelementov // Samoljotostroenie Rossii. Problemy i perspektivy : simpozium s mezhdunar. uchastiem. Samara : SGAU, 2012. С. 59–60.

© Барманов И. С., 2013

УДК 621.755

### ПЕРСПЕКТИВНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ ДЛЯ ОБРАБОТКИ УЗЛОВ И АГРЕГАТОВ АВТОМАТИКИ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Я. В. Бочерикова, А. Е. Савина

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: yana\_bocherikova@mail.ru

*Проведен анализ перспективного технологического оборудования, используемого для обработки узлов и агрегатов автоматики, представлены основные критерии, определяющие его выбор.*

*Ключевые слова: технологическое оборудование, узлы и агрегаты автоматики, основные критерии.*

## THE PROSPECTIVE EQUIPMENT TO PROCESS AUTOMATION UNITS AND AGGREGATES OF ROCKET ENGINES

Ya. V. Bocherikova, A. E. Savina

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: yana\_bocherikova@mail.ru

*The analysis of prospective technological equipment used for process automation units and aggregates is performed; the main criteria determining its choice are presented.*

*Keywords: technological equipment, automation units and aggregates, the main criteria.*

К узлам и агрегатам автоматики предъявляются высокие требования по качеству и точности изготовления, прочности и герметичности корпусных деталей. В процессе их изготовления необходимо обеспечить заданную шероховатость поверхностей, точность обработки внутренних поверхностей, стойкость применяемых материалов к агрессивным средам, стабильность гидравлических и газодинамических характеристик [1].

Производство узлов автоматики организуется в механосборочных цехах, где их детали проходят механическую обработку, испытания и контроль. Выбор оборудования для механической обработки зависит от производственных задач. Из-за сложной конфигурации и высокой точности в изготовлении необходимо использовать токарные и фрезерные станки с числовым программным управлением, позволяющие повысить производительность при экономии материальных и трудовых ресурсов. Эксплуатация данных станков отличается высоким уровнем автоматизации производства. При серийной обработке потребность вмешательства оператора станка с ЧПУ в процесс изготовления сведена к минимуму, часто достаточно визуального контроля и проверки по калибрам. Если станки поддерживаются в хорошем техническом состоянии, то они могут работать практически автономно, выпуская продукцию с требуемым по технологии качеством.

Преимуществом токарных станков с ЧПУ является возможность быстрой переналадки. Для смены детали нужно загрузить или вызвать из памяти программу согласно технологии, установить новый инструмент. Системы ЧПУ позволяют достаточно просто обрабатывать такие детали, которые сложно или невозможно изготовить на универсальном оборудовании, даже при наличии опытного токаря.

Важную роль в достижении высокой экономической эффективности оборудования с ЧПУ играют режущий и вспомогательный инструмент. От инструмента требуются следующие качества: высокая надежность при работе с интенсивными режимами резания, высокий уровень унификации элементов и агрегатов, относительно низкая стоимость [2].

В настоящее время особое внимание уделяется внедрению обрабатывающих центров для обработки узлов и агрегатов автоматики. Благодаря их использованию осуществляется комплексная обработка сложных деталей без их перебазирования для этого. Как правило, станки оснащены полезной функцией – автоматической сменой инструмента. Эти устройства обеспечивают полноценную обработку заготовок: на них можно сверлить, делать резьбу, растачивать, фрезеровать.

Одно из главных преимуществ обрабатывающего центра – высокая производительность. Это достигается за счет сокращения вспомогательного времени, а доля машинного времени в общем цикле обработки увеличивается на 60–70 %. Один обрабатывающий центр с успехом выполняет целый комплекс работ, требующих высокой точности. Руководство процессом происходит благодаря установленной оператором компьютерной программе.

Современные обрабатывающие центры делятся на станки горизонтальной и вертикальной компоновки. Горизонтальные устройства способны обрабатывать заготовки с двух, трех или четырех сторон, реже – с пяти. Вертикальные станки служат для работы с крупными заготовками, используются также для их обработки лишь с одной стороны.

Существует ряд основных критериев, которые должны быть соблюдены при выборе технологического оборудования. Конечно, в первую очередь необходимо точно знать, какие детали будут обрабатываться. Однако приобретение обрабатывающего многофункционального центра выгоднее, чем станка с числовым программным управлением. К основным критериям при выборе перспективного оборудования относятся технические характеристики станка или центра, его надежность и долговечность, а также минимизация труда человека на производстве.

### Библиографические ссылки

1. Технология производства жидкостных ракетных двигателей : учебник / 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.: ил.
2. Боровский Д. В., Григорьев С. Н. Справочник инструментальщика. М. : Машиностроение, 2005. 464 с.

### References

1. Tekhnologiya proizvodstva zhidkikh raketnykh dvigateley (Production technology of liquid rocket engines): V. A. Moiseyev, V. A. Tarasov, V. A. Kolmykov; A. S. Filimonov. 200, 381 p.
2. Borovskiy D. V., Grigoriev S. N. Spravochnik instrumental'shchika (The directory of the toolmaker). M. : Mashinostroenie, 2005, 464 p.

© Бочерикова Я. В., Савина А. Е., 2013

УДК 629.7

**ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ПОРИСТЫХ ФОРСУНОК В РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЯХ***Я. М. Будайбекова*

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва  
(национальный исследовательский университет)  
Россия, 443086, г. Самара, Московское шоссе, 34. E-mail: yana-inimitable@mail.ru

*Целью работы является разработка теории и конструкции газожидкостной пористой форсунки. Она представляет собой форсунку с пористым вкладышем из материала МР. Жидкость смачивает его и в виде мокрых струй попадает в газовый поток, что способствует улучшению качества распыла. Данный вкладыш позволяет бороться с возникновением низко- и высокочастотных колебаний системы, которые оказывают негативное влияние на работоспособность энергетических установок. В ЖРД данной проблеме придается особое значение, поскольку форсуночная головка является источником колебаний, последствием которых может стать взрыв двигателя и всей ракеты-носителя.*

*Ключевые слова:* ракетный двигатель, форсунка, пористый вкладыш, материал МР.

**THE USE OF POROUS NOZZLES IN ROCKET ENGINES***Ya. M. Budaibekova*

Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolev (National Research University)  
34, Moskovskoye shosse, Samara, 443086, Russia. E-mail: yana-inimitable@mail.ru

*The aim of the paper is to develop the theory and design of porous gas-liquid jet – an injector with porous material of the liner MR. The liquid wets it and a wet jet enters the gas stream. This contributes to improve the quality of spray. The insert allows you to fight with the emergence of low-and high-frequency oscillations of the system. They have a negative impact on the performance of power plants. This problem is paid special attention, as the nozzle head is the source of vibration, the consequence of which can be the explosion of the engine and the satellite-carrying rocket.*

*Keywords:* rocket engine nozzle, injector, porous liner, material MR.

Создание технологических машин и высокоскоростных транспортных средств, форсированных по мощностям, нагрузкам, температурам и другим параметрам, приводит к увеличению интенсивности и расширению спектра вибрационных и виброакустических полей. Этому способствует также широкое использование в технике, энергетике, промышленности и строительстве высокоэффективных вибрационных и виброударных процессов. Вредная вибрация нарушает планируемые конструктором законы движения машин, механизмов и систем управления, порождает неустойчивость процессов и может вызывать отказы и полную расстройку всей системы. Поэтому особое значение приобретают методы и средства уменьшения вибрации. Совокупность технологий борьбы с вредной вибрацией называют виброзащитой.

Смесеобразование в камерах сгорания различных энергетических установок, газотурбинных и ракетных двигателей определяет структуру процессов горения и, в итоге, его полноту и устойчивость. Это – причина многоплановых исследований процесса смесеобразования и его отдельных составляющих.

Топливные форсунки являются важными элементами двигателя, работающего на жидких и газообразных компонентах. Кроме основного назначения – приготовления горючей смеси в камере сгорания и газогенераторе – они одновременно являются элементами двигателя как сложной динамической системы.

Типичная газожидкостная форсунка ЖРД (рис. 1, а) состоит из трубчатого корпуса 1 с осевым каналом 2 для подвода газообразного компонента топлива, в стенках которого выполнены под углом к газовому потоку радиальные и хордальные отверстия 3 для впрыска в газовый поток жидкого топлива, присоединенные к жидкостному коллектору 4. Отверстия 3 могут быть выполнены тангенциально (рис. 1, б). Газовый поток в канале также может быть закручен (рис. 1, в) с помощью тангенциальных каналов или шнекового завихрителя.

Разновидностью такой форсунки для распыливания чистых некоксующих жидкостей можно считать семейство форсунок с полым пористым вкладышем (рис. 2) [1].

В настоящей работе предлагается решать проблему виброзащиты камеры сгорания ракетного двигателя путём устранения низко- и высокочастотных колебаний при горении компонентов топлива благодаря использованию нового типа форсунок из упругодемпфирующего пористого материала МР [2], который разработан в СГАУ.

Проблема разработок в этой области заключается в том, что тема практически не изучена. Материал МР представляет собой однородную упругопористую массу, полученную холодным прессованием определённым способом уложенной, растянутой и дозированной по весу спирали. В качестве исходного материала для изготовления МР применяется тонкая

металлическая проволока различных марок. Марка проволоки определяется условиями работы детали из МР: температурным режимом, агрессивностью среды, характером приложения нагрузки и т. д.

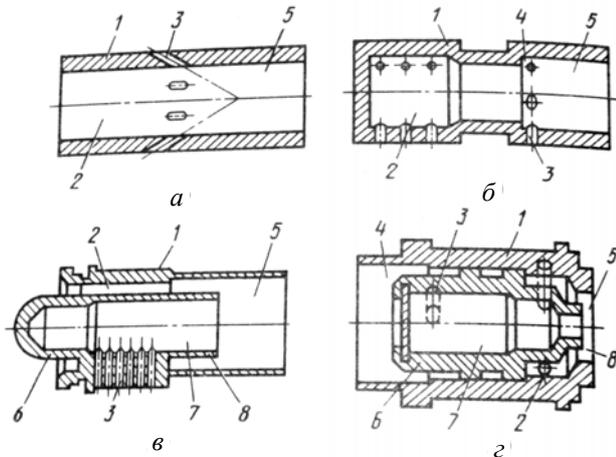


Рис. 1. Конструктивные схемы газожидкостных форсунок: а – струйно-струйная; б – центробежно-центробежная с периферийным подводом жидкости; в – центробежно-струйная; з – центробежно-центробежная с центральным подводом жидкости; 1 – корпус; 2 – газовый канал; 3 – жидкостный канал; 4 – жидкостный коллектор; 5 – смеситель; 6 – центробежная жидкостная ступень; 7 – камера закручивания; 8 – сопло

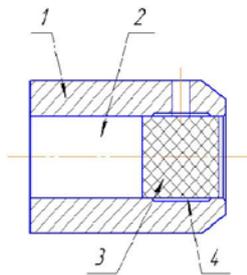


Рис. 2. Форсунка со смачиваемым пористым вкладышем: 1 – корпус; 2 – жидкостный коллектор; 3 – пористый вкладыш; 4 – газовый коллектор

Предложение изменения этого материала в качестве элемента форсунок отличается новизной.

Получение характеристик распыла компонентов топлива форсунками из материала МР осложняется тем, что они зависят от большого числа факторов: диаметра проволоки, диаметра спирали, степени растяжения спирали при формировании заготовок, технологии укладки спирали при формировании заготовки, массы спирали, формы (УДЭ), степени опрессовки заготовки (плотности детали, материала проволоки, технологии ее изготовления) и др.

В связи с указанными трудностями методики расчёта конкретного изделия носили экспериментальный или полумэмпирический характер, что затрудняло оптимизацию динамических систем. В настоящее время в СГАУ разрабатывается новый подход к созданию математических моделей деформирования изделий из материала МР. Суть этого подхода состоит в следующем. Для заданной технологии укладки спирали

в заготовку, материала проволоки и плотности изделия экспериментально исследуется образец в виде параллелепипеда на сжатие, сдвиг и изгиб. Результаты эксперимента обрабатываются в общеизвестных координатах: напряжение – деформация. Поскольку характеристики материала МР имеют гистерезисный характер, петли расщепляются при обработке эксперимента на упругие и неупругие компоненты, аппроксимируются математическими зависимостями, которые затем используются в расчётах конкретных изделий в системах ANSYS, NASTRAN и др.

Этот же подход предполагается использовать для газожидкостных систем аэрокосмической техники.

В ракетных двигателях как газогенератор, так и камерные форсунки могут являться генераторами колебаний. Существование в одной динамической системе нескольких независимых источников автоколебаний обычно является причиной возникновения биений [3].

С точки зрения динамики они выполняют функции одновременно чувствительного элемента, усилителя, фазовращателя, исполнительного механизма, генератора и демпфера колебаний.

Через форсунки осуществляются практически все обратные связи камеры сгорания с системой питания и газогенератором. Все без исключения прямые связи процессов в топливных баках, магистралях, насосах, регуляторах, газогенераторах и рубашке охлаждения с внутрикамерными процессами осуществляются с помощью форсунок.

В силу особого значения, которое имеют форсунки в динамической системе двигателя, можно управлять неустойчивостью и устранять её с помощью изменения динамических характеристик форсунок.

Любые расходные механизмы неустойчивости, связанные с колебаниями давления в топливных магистралях или газогенераторе, устраняются при разрыве цепей прямых связей колебательных процессов с камерой сгорания.

Это достигается установкой форсунок, не реагирующих на колебания давления в магистрали, или демпферов в линиях подачи компонентов.

Таким образом, изменение динамики топливных форсунок может быть использовано не только как способ подавления неустойчивости (зачастую могут быть более простые и надёжные методы, например, метод активного демпфирования колебаний давления в газовой установке в нем поворотных решеток), но и как средство диагностики неустойчивости, установления вида реализующегося в камере сгорания механизма неустойчивости по ее реакции на изменение динамических характеристик топливных форсунок.

### Библиографические ссылки

1. Андреев А. В., Базаров В. Г. Динамика газожидкостных форсунок. М. : Машиностроение, 1991. 240 с.
2. Чегодаев Д. Е., Мулюкин О. П., Колтынин Е. В. Конструирование рабочих органов машин и оборудования из упругопористого материала МР. Самара, 1994. 250 с.

3. Абрамович Г. Н. Прикладная газовая динамика. М. : Наука, 1976. 868 с.

#### References

1. Andreev A. V., Bazarov V. G. *Dinamika gazozogidkostnih forsunok*. Moscow, Mashinostroenie, 1991, 240 p.

2. Chegodaev D. E., Mulukin O. P., Koltinin E. V. *Konstruirovaniye rabochih organov mashin i oborudovaniya iz uprugoporistogo materiala MR*. Samara, 1994. 250 p.

3. Abramovich G. N. *Priladnaya gazovaya dinamika*. M. : Nauka, 1976. 868 p.

© Будабекова Я. М., 2013

УДК 621.454.2

### ЛАЗЕРНОЕ ЗАЖИГАНИЕ В ЖРД

*A. V. Veselov, N. S. Fufachev*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31.  
E-mail: wolf2.0@mail.ru, veselov.andrey2010@mail.ru

*Рассматривается перспективная система зажигания с использованием лазера, применимая к несамовоспламеняющимся топливным парам.*

*Ключевые слова: зажигание, лазер.*

### LASER IGNITION IN LRE

*A. V. Veselov, N. S. Fufachev*

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia  
E-mail: wolf2.0@mail.ru, veselov.andrey2010@mail.ru

*A promising ignition system using a laser, applicable to non-hypergolic fuel vapors is described.*

*Keywords: ignition, laser.*

Важнейшей частью современного жидкостного ракетного двигателя является его система запуска. Развитие работ в области лазерного зажигания применительно к ракетной технике обусловлено рядом преимуществ этого способа.

Лазерная система зажигания включает в себя: камеру сгорания с соплом, смесительную головку с каналами подвода компонентов, лазерное устройство воспламенения компонентов топлива, состоящее из малогабаритного источника лазерного излучения с узлом ввода и фокусировки [1]. При этом узел ввода и фокусировки излучения выполнен таким образом, что он обеспечивает фокусировку лазерного излучения на элемент внутренней поверхности камеры сгорания жидкостного ракетного двигателя или газогенератора или в ее объем. Узел ввода и фокусировки излучения малогабаритного источника лазерного излучения может быть расположен:

- непосредственно на смесительной головке;
- на боковой поверхности камеры сгорания.

В обоих вариантах установки узла ввода и фокусировки излучения малогабаритного источника лазерного излучения зажигательное устройство может быть снабжено дополнительно по крайней мере одним малогабаритным источником лазерного излучения с узлом ввода и фокусировки.

Рассмотрим работу системы зажигания [2]. В каме-

ру сгорания через смесительную головку с форсунками подается окислитель и горючее. Так как один из компонентов обычно подается с опережением, после подачи второго компонента включается лазерный источник, лазерное излучение которого узлом ввода и фокусировки излучения фокусируется на специальную мишень, где происходит оптический пробой с возникновением плазмы оптической искры. Следующая за этим серия лазерных импульсов при одновременном увеличении расхода второго компонента приводит к появлению в зоне фокусировки соотношения компонентов, благоприятного для воспламенения смеси. Развивающийся затем очаг воспламенения поджигает всю камеру сгорания, а лазер выключается. Поскольку при запуске ракетного двигателя один из компонентов подается с опережением, то для снижения энергопотребления системы зажигания включение лазера целесообразно осуществлять после подачи второго компонента, так как только начиная с этого момента в области фокусировки может появиться смесь компонентов, способная к воспламенению. В переходный момент с начала подачи второго компонента в области фокусировки соотношение компонентов может изменяться. Поэтому для надежности воспламенения подачу поджигающего импульса необходимо осуществлять многократно. Количество импульсов и частота их следования подбираются экспериментально.

Представленная конструкция запального устройства является модификацией штатного электроискрового зажигательного устройства (ЗУ), разработанного КБХА (г. Воронеж). Устройство состоит из корпуса, узлов подачи компонентов топлива, реакционной полости, в которой имеется выход в канал транспортировки факела продуктов горения в камеру сгорания двигателя. Лазерная свеча, соединяемая с корпусом ЗУ, состоит из корпуса свечи, в который герметично вставляется втулка с оптическим волокном. Излучение с торца волокна фокусируется на мишень с образованием вблизи поверхности оптического пробоя. Для повышения давления в канале запального устройства предусмотрена возможность вворачивания на срез ЗУ специальных втулок из молибденового сплава с различными диаметрами проходных сечений. Параметры излучения лазера, работающего в импульсно-периодическом режиме, следующие: энергия единичного импульса  $E_{i1} \leq 1$  мДж; длительность единичного импульса  $\sim 110...130$  нс; частота следования импульсов  $\sim 20$  кГц; длина волны лазерного излучения  $\sim 1060$  нм [3]. В штатном исполнении вывод излучения из лазера осуществляется через гибкий волоконный кабель с коллиматором на выходе. Для ввода излучения в ЗУ через оптическое волокно на штатный коллиматор был смонтирован специальный адаптер, оснащенный стандартным оптическим разъемом. Кварц – кварцевое волокно (диаметр сердцевины – 600 мкм), подсоединяемое к этому разъему, транспортировало излучение непосредственно в лазерную свечу. Непосредственно перед экспериментами измерялась средняя мощность излучения на выходе из лазерной свечи, что позволяло, в свою очередь, определять потери излучения по всему тракту, а также энергию единичных импульсов  $E_{i2}$ .

Испытания на данную тему производились на стенде, оснащенный системами подачи газообразных кислорода, водорода, что позволяет проводить испытания ЗУ, а также камер сгорания и двигателей с выхлопом как в атмосферу, так и в вакуум. Барокамера стенда объемом  $\sim 200$  л через вакуумный затвор сообщается с баллоном-газгольдером объемом  $100 \text{ м}^3$ , который предварительно может откачиваться системой вакуумных насосов до давления  $\sim 400$  Па.

№ п/п	Наименование параметра и обозначение	Размерность	Величина
1	Суммарный расход компонентов, $G_{\Sigma}$	г/с	$\leq 9$
2	Соотношение компонентов, $K_m$	–	1,12...2,24
3	Коэффициент избытка окислителя, $\alpha$	–	0,14...0,28
4	Энергия единичного импульса лазерного излучения, $E_{i2}$	мДж	0,4...0,75
5	Частота следования импульсов лазерного излучения, $f$	кГц	20
6	Средняя мощность излучения, $N_2$	Вт	8...15

В таблице представлены параметры экспериментов, проводившихся с указанной выше топливной парой. Средние величины расходов окислителя и горючего  $G_o$  и  $G_f$  определялись в момент выхода ЗУ на стационарный режим, что примерно соответствовало 2-й секунде после начала запуска.

По сравнению с электроискровым методом при лазерном зажигании практически отсутствуют электромагнитные помехи, что особенно актуально для многосопловых двигательных установок многократного включения. Немаловажно и то, что при лазерном зажигании можно осуществлять выбор зоны инициирования горения в широких геометрических пределах без изменения конструкции камеры сгорания или запального устройства. Зажигание с помощью лазера можно производить в более широком диапазоне давлений топливной смеси, чем другими методами. Лазерное зажигание является многократным, практически с неограниченным числом включений, что обуславливает его преимущества по сравнению с химическим и пиротехническими способами. Технической задачей, на решение которой направлено изобретение лазерной системы зажигания, является обеспечение надежного многократного воспламенения топлива в камере ЖРД или газогенератора, снижение массогабаритных характеристик системы зажигания, снижение массогабаритных характеристик ЖРД или газогенератора по сравнению с электроискровыми, упрощение процедуры поджига камеры, а также возможность работы ЖРД или газогенератора как на жидких, так и на газообразных несамовоспламеняющихся компонентах топлива.

### Библиографические ссылки

1. Иванов А. В., Ребров С. Г., Пономарев Н. Б., Голиков А. Н., Плетнев Н. В., Гутерман В. Ю., Рачук В. С. и др. Способ воспламенения компонентов топлива в камере сгорания ракетного двигателя и устройство для его осуществления (варианты). Патент Российской Федерации на изобретение № 2326263 с приоритетом от 14.05.2007 г.
2. Пономарев Н. Б., Иванов А. В., Моталин Г. А., Плетнев Н. В., Гутерман В. Ю. Лазерное зажигание – новый способ для ЖРД. Характеристики и преимущества // Актуальные вопросы планетных экспедиций : материалы науч.-техн. конф. М., 2006.
3. Ребров С. Г., Голубев В. А., Голиков А. Н. Камера жидкостного ракетного двигателя или газогенератора с лазерным устройством воспламенения компонентов топлива и способ ее запуска (патент № 2468240).

### References

1. Ivanov A. V., Rebrov S. G., Ponomarev N. B., Golikov A. N., Pletnev N. V., Guterman V. Y., Rachuk V. S. etc. The method of ignition components in the combustion chamber of the rocket engine and device for its implementation (options). Patent of the Russian Federation for the invention. Number 2326263 with priority from 14.05.2007 g.

2. Ponomarev N. B., Ivanov A. V., Motalin G. A., Pletnev N. V., Guterman V. Y. Laser ignition – a new way for LRE. Features and benefits. In the Sun // Current questions of planetary expeditions : by materials research conference, Moscow, 3–5 Sept. 2006.

3. Rebrov S. G., Golubev V. A., Golikov A. Camera liquid rocket engine or a gas generator with a laser device ignition of fuel components and method of launching (patent number 2468240).

© Веселов А. В., Фуфачев Н. С., 2013

УДК 62-251-762.89:532.5.013.12

## ОЦЕНКА ОСЕВОЙ СИЛЫ ПРИ ТЕЧЕНИИ В ТОРЦЕВЫХ ЩЕЛЯХ ТУРБОНАСОСНЫХ АГРЕГАТОВ ЖРД

Э. Е. Глушкова, Д. А. Жуйков

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: emeli.92@mail.ru, dimitri\_z@inbox.ru

*Проводится анализ расчетной схемы торцевой щели для уточнения характера распределения давления по радиусу щели, который имеет первостепенное значение при вычислении интегральной величины осевой силы и оценки ресурса работы турбонасосного агрегата.*

*Ключевые слова: турбонасосный агрегат ЖРД, течение несжимаемой жидкости, распределение давления.*

## EVALUATION OF AXIAL FORCE AT FLOW INTO THE END SLOTS OF LRE TURBO PUMP ASSEMBLIES

E. E. Glushkova, D. A. Zhuikov

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: emeli.92@mail.ru, dimitri\_z@inbox.ru

*The article analyzes the end gap design scheme to clarify the nature of the pressure distribution along the radius of the slot which is of paramount importance in the calculation of the integral value of axial force and resource estimation of the turbo pump assembly.*

*Keywords: rocket engine turbo pump assembly, incompressible flow, pressure distribution.*

При проектировании турбонасосных агрегатов ЖРД необходимо проводить моделирование течения в основной проточной части и течений во вспомогательных трактах, расчет которых играет немаловажную роль [1]. Эта роль определяется тем, что большая часть потерь в турбонасосном агрегате вызвана вязким течением с трением о вращающиеся поверхности вспомогательных гидравлических трактов, а также наличием утечек через полости вращения и щелевые уплотнения.

Существующие методики расчета течения между неподвижной и подвижной поверхностью вращения основываются на эмпирических или полуэмпирических методиках расчета с узкой областью применения, что не позволяет разработать достоверную математическую модель турбонасосного агрегата в целом в широком диапазоне изменения режимных и конструктивных параметров, которая позволит проводить поиск и анализ оптимальной конструкции с высокими энергетическими характеристиками.

Проведя анализ расчетной схемы (рис. 1) торцевой щели и используя как исходные уравнения стационарного движения вязкой несжимаемой жидкости в цилиндрических координатах, сделаем необходимые допущения: течение в торцевой щели осесиммет-

рично, следовательно, производные  $\partial/\partial\alpha = 0$ ; в осевом направлении (в направлении  $z$ ) течения нет, т. е.  $v_z = 0$ ;  $\frac{\partial P}{\partial z} = 0$ . Необходимо отметить, что члены  $\partial/\partial z$  равны нулю только в ядре потока (см. рис. 2). В итоге получим систему дифференциальных уравнений течения несжимаемой жидкости в граничных условиях торцевой щели.

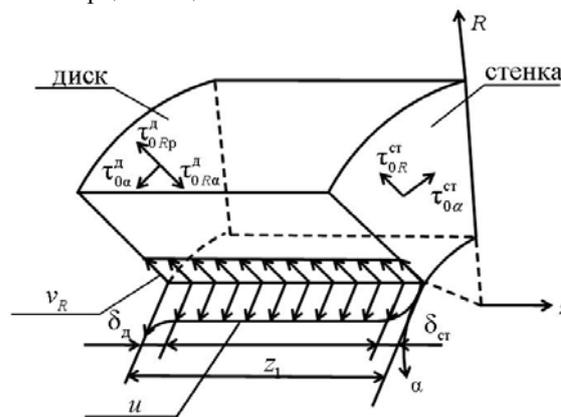


Рис. 1. Расчетная схема торцевой щели

Проинтегрировав и проанализировав полученные результаты [2], установили, что показатели численного интегрирования (рис. 2) хорошо согласуются с результатами гидравлических экспериментов, проведенных на специально спроектированной экспериментальной установке, конструктивные и режимные параметры которой имели широкий диапазон изменения [3].

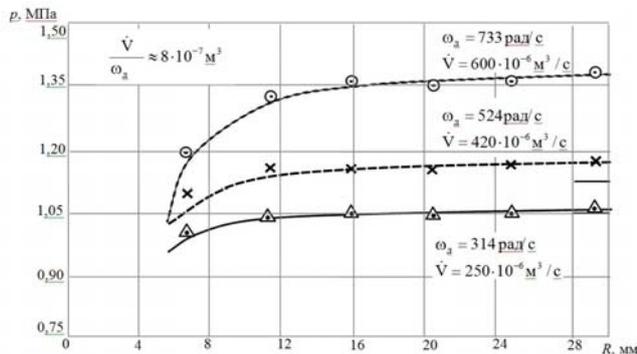


Рис. 2. Распределение статического давления по радиусу торцевой щели с нормальным зазором  $z_1 = 2$  мм при варьировании угловой скорости вращения диска и расхода рабочей жидкости в сравнении с эмпирическим данными  $\odot, \times, \triangle$

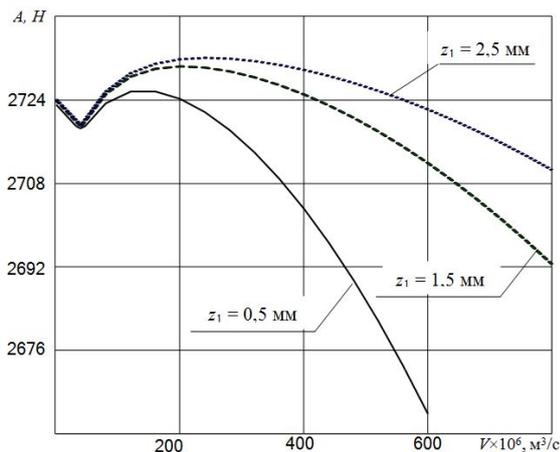


Рис. 3. Расчетная характеристика изменения осевой силы в зависимости от расхода рабочей жидкости и величины нормального зазора

Как показала расчетная характеристика изменения осевой силы в зависимости от расхода рабочей жидкости и величины нормального зазора (рис. 3), небольшие отклонения величины нормального зазора приводят к значительным отклонениям величины осевой силы, что может привести к нерасчетному режиму работы вплоть до отказа турбонасосного агрегата ЖРД.

Таким образом, характер распределения давления по радиусу щели имеет первостепенное значение при вычислении интегральной величины осевой силы, которая определяет ресурс работы турбонасосного агрегата, а вязкое трение рабочей жидкости о поверхность диска создает момент сопротивления, который снижает КПД турбонасосного агрегата ЖРД в целом.

### Библиографические ссылки

1. Овсянников Б. В., Краев М. В., Черваков В. В. Теория и расчет турбомашин : учеб. пособие / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2012. 224 с.
2. Зуев А. А., Кишкин А. А., Жуйков Д. А., Толстопятов М. И. Вращение жидкости над неподвижным основанием по закону твердого тела // Вестник СибГАУ. 2011. № 7(40). С. 63.
3. Шлихтин Г. Теория пограничного слоя. М. : Наука, 1969. 744 с.

### References

1. Ovsjannikov B. V., Kraev M. V., Chervakov V. V. Teorija i raschet turbomashin : ucheb. posobie / Sib. gos. ajerokosmich. un-t. Krasnojarsk, 2012. 224s.
2. Zuev A. A., Kishkin A. A., Zhujkov D. A., Tolstopjatov M. I. Vrashhenie zhidkosti nad nepodvizhnyim osnovaniem po zakonu tvjordogo tela // Vestnik SibGAU. 2011. № 7(40), str. 63.
3. Shlihting G. Teorija pogrannichnogo sloja. M. : Nauka, 1969. 744 s.

© Глушкова Э. Е., Жуйков Д. А., 2013

УДК 629.7.048.7

## ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ДЕЙСТВИТЕЛЬНЫХ ЦИКЛОВ АВИАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ ВОЗДУХА

М. В. Горбачев<sup>1</sup>, А. П. Иванова<sup>2</sup>

Новосибирский государственный технический университет  
Россия, 630073, г. Новосибирск, просп. К. Маркса, 20. E-mail: <sup>1</sup>GorbachevMV@ngs.ru, <sup>2</sup>yatsan@ngs.ru

Разработана методика оценки и анализа термодинамической эффективности действительных циклов подсистем, входящих в состав авиационной системы кондиционирования воздуха с помощью эксергетического КПД. Выполнен анализ влияния исходных параметров

Ключевые слова: авиационная воздушно-холодильная машина, система кондиционирования воздуха, термодинамическая эффективность, эксергетический КПД, реальный цикл.

## ESTIMATION OF EFFICIENCY OF IRREVERSIBLE CYCLE OF AIRCRAFT AIR CONDITIONING SYSTEM

M. V. Gorbachev<sup>1</sup>, A. P. Ivanova<sup>2</sup>

Novosibirsk State Technical University

20, K. Marks prosp., Novosibirsk, 630073, Russia. E-mail: <sup>1</sup>GorbachevMV@ngs.ru, <sup>2</sup>yatsan@ngs.ru

*Methods to analyse thermodynamic efficiency of irreversible cycle of subsystems in a part of aircraft air conditioning system with exergetic efficiency are developed. Analysis of initial parameter impact on thermodynamic efficiency of real cycles is carried out.*

*Keywords: air-cooling installation, air conditioning system, thermodynamic efficiency, exergetic efficiency, real cycle.*

В данной работе для анализа эффективности работы системы кондиционирования воздуха (СКВ) применяется метод анализа термодинамических циклов. В настоящее время в известной литературе имеется ряд работ по анализу обратимого цикла воздушно-холодильной машины в составе авиационной системы кондиционирования воздуха. Анализ реальных циклов и всей СКВ в целом в настоящее время отсутствует.

Авиационная СКВ представляет собой сложную теплоэнергетическую систему. Структурно из нее можно выделить две основные теплоэнергетические подсистемы генерации холода и тепла. В основе работы каждой из этих подсистем лежат термодинамические циклы [3–5].

На рис. 1 приведена расчетная схема СКВ, которая составлена на основе принципиальной. Данная схема практически реализована на самолете Ту-154 [3–5] и его модификациях. В нее внесены основные магистрали и агрегаты, а также важнейшие линии перепуска рабочего воздуха. Полученная в итоге расчетная схема является основной для разработки алгоритма расчета, и на ней целесообразнее всего моделировать основные расчетные режимы работы. При получении расчетной модели в схеме были выделены узловые точки (пронумерованы) – это сечения между агрегатами СКВ.

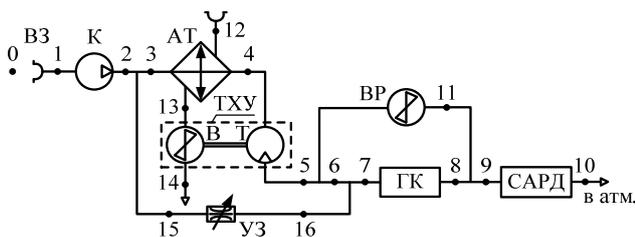


Рис. 1. Расчетная схема СКВ:

ВЗ – воздухозаборник; К – компрессор силовой установки; АТ – атмосферный теплообменник; УЗ – управляющая заслонка; ГК – гермокабина; ВР – вентилятор рециркуляционной линии; ТХУ – турбохолодильная установка; В – вентилятор; Т – турбина; САРД – система автоматического регулирования давления

Эксергетический баланс [1; 2] применительно к авиационной СКВ дает возможность не только оценить качество полезно используемой теплоты и всех потерь, найденных из теплового баланса, но и выявить потери, которые в тепловом балансе вообще не находят отражения.

Эффективность работы всей СКВ как системы сопряженных циклов, оценивается эксергетическим КПД [3; 4]:

$$\psi_{ex}^D = E_q^{СКВ} / L_3,$$

где  $E_q^{СКВ} = E_{rec}^{СКВ} + E_{подм}^{СКВ} + E_{ГК}^{СКВ}$  – полезно используемый поток эксергии тепла, который представляет собой сумму рециркуляционного, подмешиваемого и потока эксергии в ГК;  $L_3$  – работа, затраченная на сжатие рабочего воздуха в компрессоре силовой установки [3–5].

На рис. 2 приведены зависимости влияния давления за компрессором силовой установки и температуры атмосферного воздуха на эксергетическую эффективность СКВ.

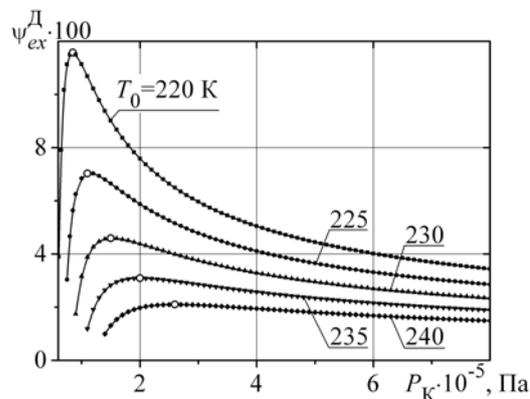


Рис. 2. Влияние давления за компрессором силовой установки на эффективность СКВ

Из приведенных графических данных следует, что зависимости эксергетической эффективности от давления цикла имеет явно выраженный максимум. Следовательно, имеется оптимальный режим работы от давления за компрессором силовой установки.

Таким образом, для увеличения эксергетической эффективности системы кондиционирования воздуха необходимо уменьшать давление рабочего воздуха за компрессором  $P_k$ , отбираемого от силовой установки, до минимально приемлемого уровня.

В работе разработана методика численного моделирования авиационной системы кондиционирования воздуха. Разработана методика комплексного анализа реальных термодинамических циклов. Данная методика позволяет на основе схемного построения и термодинамического цикла создать математическую

модель и выполнить ее анализ. Представление моделей реальных термодинамических циклов позволяет выполнить комплексный анализ эксергетической эффективности и предложить пути ее повышения.

#### Библиографические ссылки

1. Бродянский В. М. Эксергетический метод и его приложения. М. : Энергоатомиздат, 1988. 288 с.
2. Бродянский В. М. Эксергетические расчеты технических систем. Киев : Наук. думка, 1991. 360 с.
3. Горбачев М. В. Оценка эффективности цикла воздушно-холодильной машины в составе авиационной СКВ с помощью «метода циклов» // Научный вестник НГТУ. 2011. № 1 (42). С. 105–116.
4. Горбачев М. В. Эксергетический анализ действительных циклов авиационной СКВ // Научный вестник НГТУ. 2011. № 4 (45). С. 69–80.
5. Дьяченко Ю. В., Горбачев М. В., Пашенко Н. И. Термодинамика циклов авиационных систем кондиционирования воздуха : монография. Новосибирск : Изд-во НГТУ, 2011. 240 с.

#### References

1. Brodyansky V. M. Exergeticheskyi metod i ego prilozheniya. M. : Enrgoatomizdat, 1988. 288 p.
2. Brodyansky V. M. Exergeticheskie raschety tehniceskikh sistem. Kiev : Nauk. dumka, 1991. 360 p.
3. Gorbachev M. V. Ocenka effektivnosti cikla voz-dyschno-holodilnoi mashini v sostave aviacionnoi SKV s pomoschu “metoda ciklov” // Nauchnyi vestnik NGTU. 2011. № 1 (42). P. 105–116.
4. Gorbachev M. V. Exergeticheskyi analiz deistvitel'nykh ciklov aviacionnoi SKV // Nauchnyi vestnik NGTU. 2011. № 4 (45). P. 69–80.
5. Dyachenko Yu. V., Gorbachev M. V., Paschenko N. I. Termodinamika ciklov aviacionnykh sistem kondicionirovaniya vozduha: monografiya. Novosibirsk : Izdatelstvo NGTU, 2011. 240 p.

© Горбачев М. В., Иванова А. П., 2013

УДК 629.7

### МОДЕЛИРОВАНИЕ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА СИСТЕМЫ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

*А. В. Делков, А. А. Ходенков, Ф. В. Танасиенко, А. А. Кишкин*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: delkov-mx01@mail.ru

*Рассматривается моделирование тепловых и гидравлических процессов в контуре активной системы терморегулирования космического аппарата. Описывается процесс построения математической модели контура. Приводятся результаты расчетов по модели.*

*Ключевые слова: система терморегулирования, математическая модель.*

### SIMULATION OF THE THERMAL CONTROL SYSTEM OPERATING PROCEDURE OF SPACECRAFT

*A. V. Delkov, A. A. Hodenkov, F. V. Tanasienko, A. A. Kishkin*

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: delkov-mx01@mail.ru

*The paper considers modeling of thermal and hydraulic processes in the circuit of active thermal control system of the spacecraft. The process of a mathematical model constructing of the circuit is described. The results of model calculations are provided.*

*Keywords: thermal control system, mathematical model.*

Разрабатываемые системы терморегулирования (СТР) космических аппаратов (КА) систем связи осуществляют перебор тепла с поглощающей радиационной панели на излучающую гидравлической тепловой связью, использующей теплоемкостный механизм, что существенно увеличивает массу КА за счет массы жидкого хладагента в контуре. Использование фазового перехода современных пассивных тепловых труб, основанных на капиллярном эффекте, имеет ограничения по мощности теплосъема.

При растущих мощностях КА целесообразно применение двухфазной СТР с активной насосной подачей компонентов (рис. 1).

Вследствие переменных нагрузок данная система является динамической с изменяющимися в рабочем процессе параметрами. Для получения ее характеристик с учетом всех особенностей необходим эмулятор, основанный на математической модели. Для данной системы была построена математическая модель, которая включает в себя отдельные системы уравне-

ний базовых элементов структурно-функциональной модели и системообразующие уравнения, отражающие взаимосвязи элементов на основе уравнений сохранения: количества движения (интеграл Бернулли), массы (уравнение неразрывности), энергии (уравнение энергии в термодинамических параметрах) и уравнение состояния (поверхность состояния) [1].

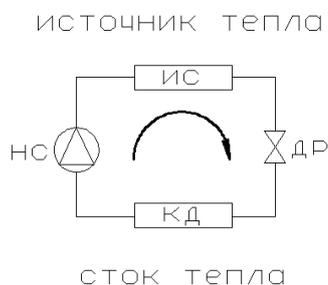


Рис. 1. Структурная схема двухфазной СТР: нс – насос; ис – испаритель; кд – конденсатор; др – дроссель; стрелкой обозначено направление потоков вещества и энергии

Конкретизация системы уравнений осуществляется условиями однозначности:

- геометрические параметры элементов по внешним и внутренним границам;
- физические условия (тип рабочего тела, вязкость, теплопроводность, теплоемкость);
- граничные условия по температуре, давлению и скорости;
- начальные условия (при нестационарном процессе).

Системообразующие уравнения в специальной литературе по моделированию технических систем называются топологическими и определяются для теплоэнергетических систем с массовым потоком материальным и энергетическим балансом. Уравнения элементов системы получили название компонентных [2].

На основе математической модели СТР КА был построен расчетный алгоритм, позволяющий получать различные характеристики системы при изменении управляющих параметров. Влияние расхода рабочего тела на температуры испарения и конденсации приведено на рис. 2.

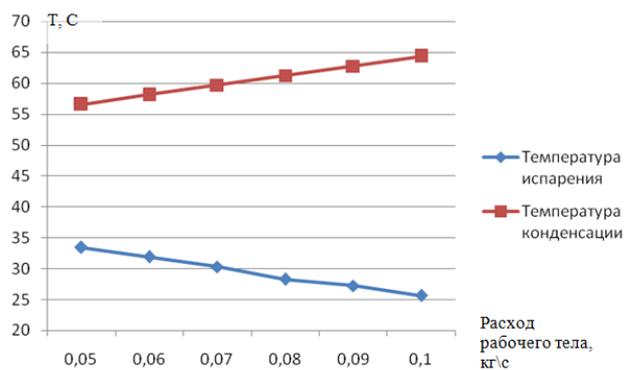


Рис. 2. Влияние расхода рабочего тела на температуры испарения и конденсации

Разработанная модель является приближением к реально существующим СТР КА. Планируется ее доработка с учетом существующих систем. На основе подобных моделей возможна разработка эффективно-инструмента проектирования и оптимизации.

#### Библиографические ссылки

1. Бобков С. П., Бытев Д. О. Моделирование систем : учеб. пособие / Иван. гос. хим.-технол. ун-т. Иваново, 2008. 156 с.
2. Попырин Л. С. Математическое моделирование и оптимизация теплоэнергетических установок. М. : Энергия, 1978. 416 с.

#### References

1. Bobkov S. P. *Modelirovanie sistem* (Simulation of systems), Ivanovo State University of Chemistry and Technology. Ivanovo, 2008, 156 p.
2. Popyrin L. S. *Modelirovanie i optimizacija teplojenergeticheskikh ustanovok* (Mathematical modeling and optimization of thermal power plants). Moscow, Energiya, 1978, 416 p.

© Делков А. В., Ходенков А. А., Танасиенко Ф. В., Кишкин А. А., 2013

УДК 629.7.036.7.001.2(082)

### ПЕРСПЕКТИВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ РАЗВИТИЯ ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

А. А. Ерисов, А. В. Евтух, А. С. Крылов

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: Yerisow@mail.ru

Для изучения дальнего космоса химические ракетные двигатели исчерпали свой потенциал, их место готовы занять электрореактивные двигательные установки. Рассмотрены перспективные направления развития электрореактивных двигателей.

Ключевые слова: двигательные установки, энергоэффективность, электрореактивные двигательные установки, удельный импульс, полезный груз.

## FUTURE DIRECTIONS OF ELECTRICALLY POWERED SPACECRAFT PROPULSION

A. A. Erisov, A. V. Evtukh, A. S. Krylov

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: Yerisow@mail.ru

*Rocket engines have exhausted their potential in exploration of deep space. Chemical electro jet propulsion is ready to take their place. Promising directions of development of electro-motors are considered.*

*Keywords: Space propulsion systems, energy efficiency, electro jet propulsion, specific impulse, payload.*

С 2009 г. в рамках президентской программы модернизации и технологического развития экономики России реализуется проект создания транспортного космического модуля – межорбитального буксира на базе ядерной энергетической установки (ЯЭУ) с электрореактивной двигательной установкой (ЭРДУ) для дальних космических полетов.

В настоящее время человечество успешно исследует околоземное пространство и постепенно перешло к изучению дальнего космоса. В изучении ближнего космоса успешно используются современные жидкостные двигательные установки, но для исследования дальнего космоса, как показали исследования [1] имеющиеся двигательные установки неперспективны. Так, например, для полета на Марс ориентировочный запас топлива составляет 1 200–1 500 т при удельном импульсе в 4,6 км/с. Проводимые в настоящее время исследования показали, что перспективным направлением для дальних космических полетов является увеличение удельного импульса. В силу того что удельный импульс жидкостных ракетных двигателей ограничен, основным направлением для увеличения удельного импульса является использование не химической энергии, а энергии электрического поля, что послужило основой для создания электрических реактивных двигателей, в которых удельный импульс достигает 100 км/с.

Основными направлениями разработок являются: ИД (ионный двигатель), СПД (стационарный плазменный двигатель), МПДД (магнитоплазодинамический двигатель) и МПД (магнитоплазменный двигатель).

Принцип работы ИД заключается в ионизации газа и его разгоне электростатическим полем. Примером такого двигателя является NSTAR, тяга которого 20–250 мН, скорость истечения 20–50 км/с при КПД 60–80 %.

Принцип действия СПД: рабочее вещество, как правило, ксенон, поступает в канал и вблизи анода ионизируется. Ионы ускоряются в электрическом поле и вылетают из двигателя, создавая реактивную тягу, электроны же используются для нейтрализации объемного заряда. Примером такого двигателя является СПД-200, обладающий тягой, достигающей до 500 мН, и удельным импульсом 2500с и КПД до 60 %.

Принцип действия МПДД: рабочее тело (литий) в жидком состоянии попадает в испаритель и нагревается до температуры 1 000–1 100 °С. Затем пар ионизируется и разгоняется в магнитном поле [2].

Схожий принцип действия можно увидеть у МПД. При помощи электромагнитного излучения рабочее

тело (аргон) ионизируется. Далее газ попадает в ускоритель, где вторая радиоволновая антенна резко увеличивает температуру плазмы, а набор сверхпроводящих катушек используется как сопло с магнитными стенками, в котором плазма разгоняется до высокой скорости, порядка 15–60 км/с, развивая удельный импульс 5 200 с при КПД 70 %.

Сегодня для КА большой массы нужны высокоэффективные двигатели на основе различных модификаций МПДД. Они позволяют получать необходимые тяги и удельные импульсы для разгона космического аппарата в приемлемые интервалы времени. В этой связи является актуальным создание экспериментальных МПДД в качестве прототипов будущих ЭРД. В МПДД в зависимости от различных режимов работы струя плазмы может как отрываться от корпуса КА, и тогда ускоритель становится двигателем, так и обволакивать его облаком. Минусом МПДД является [3] непродолжительный срок службы его катодных узлов. Ионный двигатель – разновидность электрического ракетного двигателя. Недостатком ионного двигателя является малая тяга. Например, разгон космического аппарата весом в 1 000 кг до 100 км/с требует двух суток непрерывной работы ионного двигателя, которую невозможно увеличить из-за ограничений объемного заряда. Проблема ИД состоит в том, что двигательная установка должна состоять из 300–500 модулей. Это значит, что вспомогательная аппаратура системы электропитания и управления будет снижать надежность всей двигательной установки и увеличивать ее массу. Поэтому двигатели большего размера существуют лишь в единичных экземплярах на стадии лабораторных моделей. Также существует проблема, связанная с нейтрализацией статических зарядов на крупногабаритном космическом корабле с ЯЭРДУ.

Российский СПД – наиболее разработанный и единственный штатный двигатель с электромагнитным ускорением ионов. Спецификой этого двигателя, как и других электроракетных двигателей, является значительно большая скорость истечения рабочего тела. Применение СПД в геостационарных КА способствует увеличению доли массы целевой аппаратуры и срока ее активного существования. За счет этого значительно повышается эффективность КА.

Проанализировав параметры данных ЭРД, мы пришли к следующему выводу: самым приоритетным является выявление наиболее оптимального рабочего тела, способного обеспечить наибольшую по сравнению с достигнутой в данный момент удельную тягу при максимальном КПД.

Оценили ряд преимуществ и недостатков электроактивных двигателей и выявили, что из-за малой отбрасываемой массы РТ время непрерывной работы ЭРД будет измеряться месяцами и годами; их использование вместо существующих химических РД позволит увеличить массу полезного груза КЛА. Исходя из этих данных мы выявили возможность усовершенствования данного типа РД. В процессе исследования было выявлено, что имеющееся сопло Лавала не позволяет КА развить необходимую скорость для космических перелетов. Также остается фактом, что используемое в данный момент рабочее тело ЭРД не обладает требуемыми характеристиками. Большинство современных ЭРД работают на очень дорогом и редко встречающемся в природе ксеноне. В связи с перспективами дальнейшего развития данного вида двигательных установок имеется возможность расширить их сферу применения и использовать как двигатели для межпланетных перелетов.

Так как удельная тяга складывается из двух составляющих: массы и скорости истечения рабочего тела, на данный момент необходимо добиться максимальной [4] эффективности использования рабочего тела двигателем. Этого можно достигнуть, используя различные виды топлива, например, цезий, ртуть или обедненный уран. Применение цезия позволило бы уменьшить площадь тяговой камеры. Однако возможность использования зависит от того, удастся ли разработать метод для ионизации частиц «тяжелых» рабочих тел. При сравнении элементов периодической таблицы Менделеева по их распространенности в природе, массогабаритным характеристикам и вырабатываемой мощности во время ионизации, к рассмотрению представляются ртуть и обедненный уран. При заданных объемах эти вещества способны доставить полезный груз на дальние дистанции. При пред-

варительном испарении урана высокочастотными лазерами процесс ионизации упрощается, так как определенная часть РТ уже ионизирована. В случае со ртутью энергозатратный процесс испарения упрощается (температура кипения = 357,25 градусов Цельсия), но при этом ртуть легче рассмотренного выше урана.

### Библиографические ссылки

1. Славин В. С., Данилов В. В., Краев М. В. Энергодвигательная установка для пилотируемых межпланетных полетов // Полет. 2001. Вып. 6. С. 9–17.
2. Электрический ракетный двигатель. URL: <http://ru.wikipedia.org/wiki> (дата обращения: 10.10.2013).
3. URL: <http://www.findpatent.ru/patent/202/2024785.html> (дата обращения: 10.10.2013).
4. URL: [http://novosti-kosmonavtiki.ru/forum/forum13/topic4086/?PAGEN\\_1=13](http://novosti-kosmonavtiki.ru/forum/forum13/topic4086/?PAGEN_1=13) (дата обращения: 10.10.2013).

### References

1. Slavin V. S., Danilov V. V., Kraev M. V. Jenergodvigatel'naja ustanovka dlja pilotiruemyh mezhplanetnyh poletov // Polet. 2001. V. 6. S. 9–17.
2. URL: [http://en.wikipedia.org/wiki/Electrically\\_powered\\_spacecraft\\_propulsion](http://en.wikipedia.org/wiki/Electrically_powered_spacecraft_propulsion) (date of visit: 10.10.2013).
3. URL: <http://www.findpatent.ru/patent/202/2024785.html> (date of visit: 10.10.2013).
4. URL: [http://novosti-kosmonavtiki.ru/forum/forum13/topic4086/?PAGEN\\_1=13](http://novosti-kosmonavtiki.ru/forum/forum13/topic4086/?PAGEN_1=13) (date of visit: 10.10.2013).

© Ерисов А. А., Евтух А. В., Крылов А. С., 2013

УДК 62-251-762.89:532.4.013.12

## ДИСКОВЫЕ ПОТЕРИ ТУРБОНАСОСНЫХ АГРЕГАТОВ ДВИГАТЕЛЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

*Д. А. Жуйков, Е. Д. Коваленко, А. И. Лебедева*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: [aaa@mail.sibsau.ru](mailto:aaa@mail.sibsau.ru)

*Приведены результаты расчета коэффициента момента сопротивления при различных режимах течения характерных для турбонасосных агрегатов (ТНА) двигателей летательных аппаратов.*

*Ключевые слова: турбонасосный агрегат, момент сопротивления.*

## DISC FRICTION LOSS OF AIRCRAFT ENGINE TURBOPUMP ASSEMBLY

*D. A. Zhuykov, E. D. Kovalenko, A. I. Lebedeva*

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: [aaa@mail.sibsau.ru](mailto:aaa@mail.sibsau.ru)

*The results of the resistance moment calculation at different flow regimes typical for the aircraft engine turbopump assembly (TPA) are demonstrated.*

*Keywords: turbopump assembly, the moment of resistance.*

При проектировании турбонасосных агрегатов (ТНА) двигателей летательных аппаратов задача оценки КПД имеет важное значение. Это связано с тем что, большая доля механических потерь в насосах и турбинах относится к так называемым дисковым потерям. Корректное определение механических потерь и КПД агрегата в целом невозможно без корректного определения момента сопротивления трения поверхностей вращения при течении жидкости в щелях, кавернах и боковых пазухах ТНА. Многочисленные экспериментальные и теоретические исследования, проведенные различными авторами, в диапазоне изменения геометрических и режимных параметров характерных течений в ТНА дают целое поле расходящихся между собой значений [1–4].

Существующие методики расчета момента сопротивления поверхностей вращения, имеют ряд недостатков, а именно применение эмпирических коэффициентов, и пренебрегают вторичными течениями в пространственном пограничном слое (ППС) как на диске, так и на стенке. Современная методика расчета момента сопротивления диска, вращающегося в потоке, рассмотренная в работе [4], не учитывает сложный характер изменения угловой скорости вращения потока жидкости между диском и стенкой, а также не учитывает наличие расходной составляющей абсолютной скорости ядра потока.

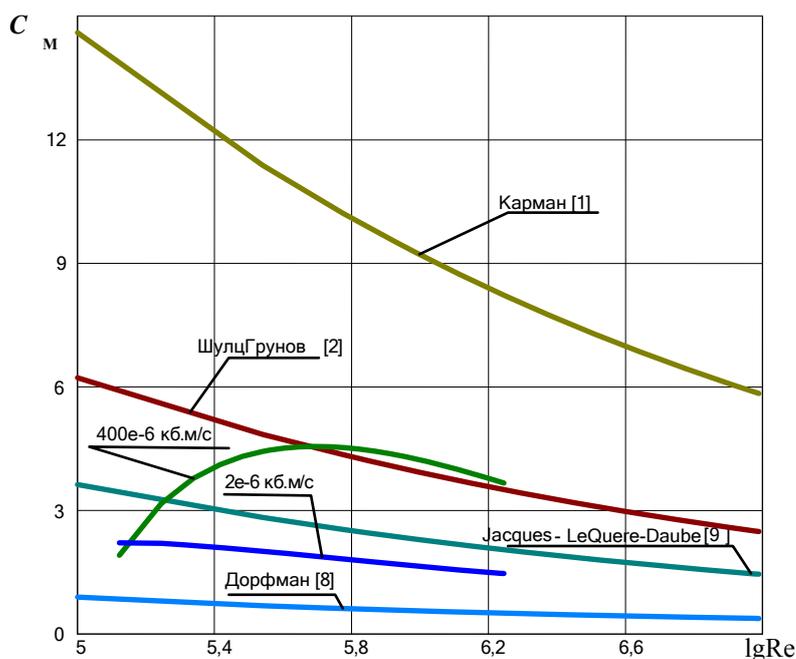
В работе [5] приведено дифференциальное уравнение для определения угловой скорости ядра потока в конической щели, где угловая скорость зависит от плотности рабочей жидкости, объемного расхода рабочей жидкости через полость, угла наклона конической щели, напряжения окружного трения на стенке, напряжения окружного трения на диске [6; 7] и нормального зазора.

На рисунке представлены результаты расчета коэффициента момента сопротивления  $C_M$  при различных значениях объемного расхода через полость и результаты классических решений: для диска в кожухе [1; 2; 3; 9] и свободно вращающегося диска [1; 8]. Выражение для коэффициента момента сопротивления определяется общеизвестным выражением [4]:

$$C_M = \frac{M_{\text{диск}}}{\frac{\rho}{2} R^5 \omega_d^2},$$

где  $\omega_d$  – угловая скорость вращения диска;  $\rho$  – плотность рабочей жидкости;  $R$  – кольцевая площадь;  $M_{\text{диск}}$  – момент сопротивления диска.

Анализ показал, что коэффициент момента сопротивления в свободновращающихся дисках на безрасходном режиме имеет наибольшую величину при опыте Кармана, а при вращении диска в кожухе наибольший результат также имеет наибольшую величину при опыте Кармана. При наличии расходного те-



Зависимость коэффициента момента сопротивления от числа Рейнольдса при  $n_0 = 1$  мм,  $R_2 = 30$  мм

чения к центру вращения коэффициент имеет нелинейный характер, что необходимо учитывать в математических моделях при разработке систем автоматизированного расчета и проектирования турбонасосных агрегатов двигателей летательных аппаратов.

### Библиографические ссылки

1. Karman Th. Uber laminare und turbulente Reibung // Zeitschr. f. angew. Math. u. Mech. (ZAMM). 1921. № 1. P. 233–252.
2. Schulz-Grunov F. Der Reibungswiderstand vortierender Scheiben in Gehäusen // ZAMM. 1935. № 15. P. 191–204.
3. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя. М.: Наука, 1969. 744 с.
4. Смирнов П. Н., Кишкин А. А., Жуйков Д. А., Пшенко С. И. Момент сопротивления диска, вращающегося в потоке, закрученном по закону твердого тела // Известия высших учебных заведений. Северо-Кавказский регион. Технические науки. № 2 (165) / ЮРГТУ (НПИ). Новочеркасск, 2012. С. 36–42.
5. Кишкин А. А., Краев М. В., Жуйков Д. А. Течение в конической щели вспомогательного тракта насосного агрегата // Вестник СибГАУ. Вып. 2. 2001. С. 51–59.
6. Кишкин А. А., Краев М. В., Майдуков А. В. Вращение диска в потоке, закрученном по закону твердого тела // Изв. вузов. Авиационная техника. 1996. № 4. С. 42–47.
7. Зуев А. А., Кишкин А. А., Жуйков Д. А., Толстопятков М. И. Течение с теплоотдачей в полостях вращения энергетических установок космических и летательных аппаратов // Вестник СибГАУ. Вып. 7 (40). 2011. С. 63–68.
8. Dorfman L. A. Hydrodynamic resistance and heat loss of rotating solids. Edinburgh: Oliver & Boyd. 312 p.

9. Jacques R., Le Quere P., Daube O. Axisymmetric numerical simulations of turbulent flow in rotor-stator enclosures // Intern. J. of Heat and Fluid Flow. 2002. Vol. 23. No. 4. P. 381–397.

### References

1. Karman Th. Uber laminare und turbulente Reibung // Zeitschr. f. angew. Math. u. Mech. (ZAMM). Number 1 (1921). P. 233–252.

2. Schulz-Grunov F. Der Reibungswiderstand vortierender Scheiben in Gehäusen // ZAMM. Numb. 15 (1935). P. 191–204.

3. Schlichting, Theory of the boundary layer. Moscow : Nauka, 1969. 744 p.

4. Smirnov P. N., Kishkin A. A., Zhuikov D. A., Pshenko S. I. Modulus disk rotating in the flow, swirling the law Solid: Proceedings of higher education. North-Caucasian region. Technical sciences. № 2 (165). SRSTU (NPI). Novochechassk, 2012. P. 36–42.

5. Kishkin A. A., Brinks M., Zhuikov D. A. Flow in the conical gap tract auxiliary pump unit // Bulletin of SibSAU. 2001. Vol. 2. P. 51–59.

6. Kishkin A. A., Edges M. V., Maydukov A. V. Rotation of the disk in the flow swirled by law solid // Math. Colleges and universities. Aviation equipment. 1996. Numb. 4. S. 42–47.

7. Zuev A., Kishkin A. A., Zhuikov D. A., Tolstopyatov M. I. Flow with heat transfer in the cavities of the rotation of space power systems and aircraft // Bulletin SibSAU / Issue 7 (40). Krasnoyarsk, 2011. P. 63–68.

8. Dorfman L. A. Hydrodynamic resistance and heat loss of rotating solids. Edinburgh : Oliver & Boyd. 312 p.

9. Jacques R., Le Quere P., Daube O. Axisymmetric numerical simulations of turbulent flow in rotor-stator enclosures // Intern. J. of Heat and Fluid Flow. 2002. V. 23., No. 4. P. 381–397.

© Жуйков Д. А., Коваленко Е. Д.,  
Лебедева А. И., 2013

УДК 532.526

## ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕЧЕНИЙ С УЧЕТОМ ТЕПЛОТДАЧИ ПОТЕНЦИАЛЬНОГО ВРАЩАТЕЛЬНОГО ТЕЧЕНИЯ, ХАРАКТЕРНОГО ПРОТОЧНЫМ ЧАСТЯМ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

А. А. Зув<sup>1</sup>, М. И. Толстопятов<sup>1</sup>, Е. В. Блинков<sup>2</sup>, А. М. Шишаев<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: dla2011@inbox.ru

<sup>2</sup>ОАО «Красноярский машиностроительный завод»

Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 29. E-mail: kras@krasmail.ru

*Целью работы является разработка экспериментальной установки, позволяющей проводить исследования теплообменных процессов вращательных течений на различных режимах течения рабочего тела, а именно: определение средних по поверхности теплообмена коэффициентов теплоотдачи при реализации вращательного течения рабочего тела. В результате проведенной работы спроектирован экспериментальный теплообменный аппарат, состоящий из двух полостей, объединенных теплопроводящей стенкой.*

*Ключевые слова:* экспериментальная установка, вращательное течение, теплообменный аппарат.

## RESEARCH OF ROTATIONAL FLOW WITH THE HEAT TRANSFER OF POTENTIAL ROTATIONAL FLOW INHERENT FLOWING PART OF ENGINE INSTALLATION OF AIRCRAFTS

A. A. Zuev<sup>1</sup>, M. I. Tolstopyatov<sup>1</sup>, E. V. Blinkov<sup>2</sup>, A. M. Shishaev<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochoy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: dla2011@inbox.ru

<sup>2</sup>JSC «Krasnoyarsk Machine-Building Plant»

29, Krasnoyarsky Rabochoy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: kras@krasmail.ru

*The purpose of the work is to develop such an experimental installation which will allow to perform the research of heat transfer processes of rotational flow at different flow regimes of the working fluid, namely the definition of average surface heat transfer coefficients in the implementation of rotational flow of the working fluid. As a result of the work, the experimental heat exchanger is designed; it consists of two cavities of the combined heat-conducting wall.*

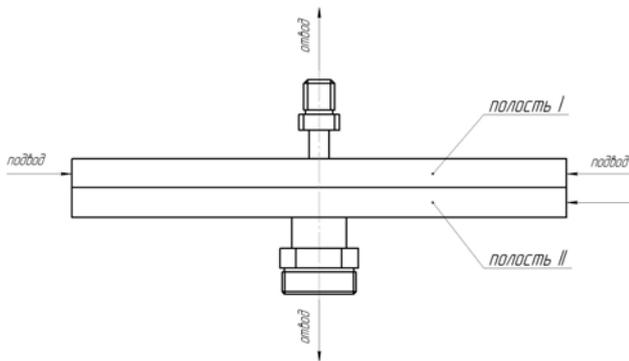
*Keywords:* experimental installation, rotational fluid, heat exchanger.

К узлам и агрегатам жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) традиционно предъявляются особо высокие требования по удельным энергетическим и экс-

плуатационным характеристикам, что обусловлено интенсивностью протекающих динамических и тепловых процессов.

Вращательные или закрученные потоки жидкости или газа характерны для подводящих и отводящих устройств газовых турбин и насосов; полостей между ротором и статором турбин; полости гидродинамических уплотнений; торцевых щелей между диском и корпусом осевого насоса. Гидродинамика вращательных течений в различных граничных условиях подробно изучена в работе [1], подтверждена экспериментальными исследованиями [2], однако в этих работах не затронуты вопросы расчета конвективного теплообмена.

В результате рассмотрения совместных решений уравнений движения и уравнения энергии температурного пограничного слоя в граничных условиях полостей вращения газовых турбин ЖРД и методологического подхода к определению температурного пограничного слоя [3; 4] и исследованию локальной теплоотдачи была разработана экспериментальная установка (см. рисунок), которая позволяет верифицировать полученные теоретические зависимости и провести экспериментальное исследование вращательного потенциального потока с учетом теплоотдачи.



Принципиальная схема установки

Экспериментальная установка представляет собой теплообменный аппарат круглой формы с тангенциальным подводом рабочего тела (воздуха) и имеет две полости для течения и охлаждающей жидкости, разделенных теплопроводящей стенкой. Полость I – полость течения охлаждающей жидкости, полость II – полость течения рабочего тела. Форма круга дает большее значение площади теплообмена при заданном периметре.

Для обеспечения закрутки и вращательного движения газового потока в полости II используется тангенциальный подвод рабочего тела, а также реализуется вращательное потенциальное течение, распределение окружной составляющей скорости рабочего тела по радиусу описывается выражением  $UR = C = \text{const}$ .

В полость II через коллектор осуществляется кольцевой подвод охлаждающей жидкости, отвод через центральный штуцер. Для обеспечения прямолинейного равномерного течения охлаждающей жидкости в полости установлены четыре перегородки, расположенные друг к другу под углом  $90^\circ$ . Рабочими параметрами экспериментальной установки являются: температуры на входе и выходе из теплообменного аппарата, массовый расход рабочего тела и охлаждающей

жидкости, которые контролируются контрольно-измерительным оборудованием экспериментального стенда. Для упрощения дальнейшей обработки экспериментальных данных массовый расход охлаждающей жидкости рассчитан таким образом, чтобы реализующееся течение охлаждающей жидкости по всей длине полости I имело ламинарный режим.

Задача экспериментального исследования состоит в определении среднего по поверхности теплообмена коэффициента теплоотдачи рабочего тела, с учетом реализации в исследуемой полости потенциального вращательного течения при известной поверхности теплообмена и материала теплопроводящей стенки, где основной проблемой является достоверный расчет коэффициента теплоотдачи от стенки к охлаждающей жидкости. Данная сложность обусловлена круглой формой теплообменного аппарата: при постоянстве массового расхода охлаждающей жидкости площадь проходного сечения полости изменяется с радиусом, за счет этого фактора происходит увеличение скорости потока и числа Рейнольдса.

Создание установки в качестве теплообменника при проведении экспериментальных исследований позволит исключить измерение температуры теплопроводящей стенки, что существенно упрощает проведение эксперимента и обработку экспериментальных данных. За счет контрольно-измерительного оборудования экспериментального стенда, контролируется тепловой баланс в экспериментальном участке, производится замер температур рабочего тела и охлаждающей жидкости на входе ( $Q_g$ ) и выходе ( $Q_t$ ).

Причем должно выполняться равенство:

$$Q_g \geq Q_t.$$

Благодаря относительно компактным размерам установки существует возможность использовать теплоизоляционные материалы, что приведет к минимизации утечек тепла в окружающую среду.

В результате проведенной работы спроектирована экспериментальная установка, позволяющая проводить исследования вращательных потенциальных течений рабочего тела на различных режимах. Проведение исследований позволит провести сравнительный анализ полученных теоретических зависимостей и экспериментально определенных средних по поверхности теплообмена коэффициентов теплоотдачи рабочего тела.

### Библиографические ссылки

1. Кишкин А. А., Краев М. В., Жуйков Д. А. Течение несжимаемой вязкой жидкости в зазоре конической щели между вращающимися диском и неподвижной стенкой // Известия вузов. 2002. № 3. С. 76–80. Сер. Авиационная техника.
2. Течение с теплоотдачей в полостях вращения энергетических установок космических и летательных аппаратов / А. А. Зуев, А. А. Кишкин, Д. А. Жуйков, М. И. Толстопятов // Вестник СибГАУ. 2011. Вып. 7 (40). С. 63–68.
3. Теплоотдача вращательных течений в турбомашинах на основе двухслойной модели турбулентного

пограничного слоя / А. А. Зуев, А. А. Кишкин, М. И. Толстопятов, Д. А. Жуйков // Вестник СибГАУ. 2012. Вып. 5 (45). С. 127–129.

4. Прямолинейное равномерное течение газов с теплоотдачей в энергетических установках летательных аппаратов / М. И. Толстопятов, А. А. Зуев, А. А. Кишкин и др. // Вестник СибГАУ. 2012. Вып. 4 (44). С. 134–138.

#### References

1. Kishkin A. A., Kraev M. V., Zhuikov D. A., *Izvestiya vuzov, serya Aviacionnaya tekhnika*. 2002, № 3, pp. 76–80.

2. Zuev A. A., Kishkin A. A., Zhuikov D. A., Tolstopyatov M. I. *Vestnik SibGAU*, 2011, № 7 (40), pp. 63–68.

3. Zuev A. A., Kishkin A. A., Tolstopyatov M. I., Zhuikov D. A. *Vestnik SibGAU*, 2012, № 5 (45), pp. 127–129.

4. Tolstopyatov M. I., Zuev A. A., Kishkin A. A., Zhuikov D. A., Nazarov V. P. *Vestnik SibGAU*, 2012, № 4 (44), pp. 134–138.

© Зуев А. А., Толстопятов М. И., Блинков Е. В., Шишаев А. М., 2013

УДК 620.19

### СПОСОБ ЛОКАЛИЗАЦИИ ТЕЧИ ПРОБНОГО ГАЗА ПРИ ИСПЫТАНИЯХ НА ГЕРМЕТИЧНОСТЬ ЭЛЕМЕНТОВ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК

*И. П. Колчанов, А. В. Делков, А. А. Ходенков, А. А. Кишкин*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. e-mail: delkov-mx01@mail.ru

*Рассматривается вопрос контроля герметичности и локализации течей при испытаниях элементов двигательных установок. Приводится анализ уравнения диффузии. Предлагается способ локализации течи.*

*Ключевые слова: неразрушающий контроль, течеискание.*

### METHOD TO EVALUATE GAS LEAKS LOCATION OF THE LEAKPROOFNESS TEST OF ELEMENT PROPULSION SYSTEMS

*I. P. Kolchanov, A. V. Delkov, A. A. Hodenkov, A. A. Kishkin*

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: delkov-mx01@mail.ru

*The problem of leakage control and leak containment in case of testing elements of the propulsion systems is dealt with. Analysis of the diffusion equation is provided. Method for the leak localization is proposed.*

*Keywords: non-destructive testing, leak detection.*

При изготовлении элементов двигательных установок из-за пор или трещин в материалах возможно появление течей. Из-за малых размеров дефектов, вызывающих течи, обнаружить визуально их практически невозможно. Для определения места течей разработаны методы течеискания.

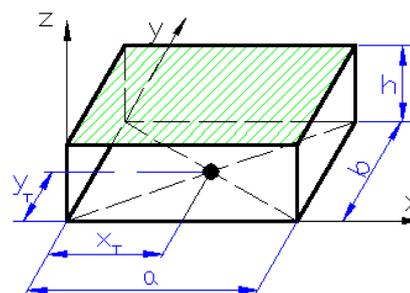
Наиболее чувствительный из них – масс-спектрометрический метод течеискания – основан на обнаружении пробного вещества в смеси веществ, проникающих через течи путем ионизации веществ с последующим разделением ионов по отношению их массы к заряду под действием электрического и магнитного полей [1].

Требования к герметичности элементов двигательных установок обусловлены высокими требованиями к их надежности и значительным нормативным сроком активного существования – более 10 лет. В таких условиях возникновение течей недопустимо.

В настоящей работе рассматривается вопрос оценки интенсивности течи и ее локализации с использо-

ванием масспектрометрического течеискателя. Для этого анализируется нестационарное уравнение диффузии в замкнутой области – испытательной камере.

Рассмотрим картину утечки пробного газа через дефект в поверхности исследуемого объекта и поставим задачу локализовать этот дефект. Пусть на плоскости  $XU$  имеется течь с координатами  $(x_m, y_m)$ . Истечение происходит в объем параллелепипеда со сторонами  $a, b, h$  (см. рисунок).



Расчетная схема моделируемого процесса

Обозначим  $c(x, y, z, t)$  концентрацию диффундирующего вещества (пробного газа) в точке  $(x, y, z)$  в момент времени  $t$ . При постоянном коэффициенте диффузии  $D$  для рассматриваемой системы уравнение диффузии можно записать в виде [2]:

$$\frac{\partial c}{\partial t} = D \left[ \frac{\partial^2 c}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 c}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 c}{\partial z^2} \right] + Q(x_T, y_T, t),$$

где  $x_T, y_T$  – координаты точки течи;  $Q$  – величина утечки.

Решение указанного дифференциального уравнения параболического типа в частных производных позволит при известных параметрах течи установить скалярное поле концентраций в исследуемой области.

В случае отсутствия тепловой конвекции и внешних набегающих потоков поверхности уровня этого поля будут иметь вид полусфер с центром в источнике утечки. При наличии значительных скоростей истечения поверхности уровня будут иметь вид гиперболоидов, вытянутых вдоль оси  $z$ .

Таким образом, при известном положении и величине утечки можно однозначно установить концентрационное поле для пробного газа. При локализации течи стоит обратная задача: при известном поле концентраций найти источник течи и определить ее интенсивность. Поле концентраций пробного газа можно получить замерами пространственно-ориентированным щупом.

При известном поле концентраций задачу локализации течи можно решить при помощи нахождения градиента поля. Градиент концентрации будет направлен к источнику течи, а его величина – зависеть от интенсивности утечки.

Для нахождения градиента поля в общем случае достаточно измерить концентрацию в трех точках, чтобы найти компоненты приращения концентрации по трем направлениям

Для удобства вычислений три точки измерений лучше располагать на взаимно перпендикулярных осях, пересекающихся в одной точке.

Установив положение источника вещества, можно определить его интенсивность.

#### Библиографические ссылки

1. Моисеев В. А., Тарасов В. А., Колмыков В. А., Филимонов А. С. Технология производства жидкостных ракетных двигателей : учебник, М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2008.
2. Лекции по уравнениям математической физики. Уравнения колебаний и диффузии : учеб. пособие. Омск : Изд-во ОмГТУ, 2004. 102 с.

#### References

1. Moiseev V. A., Tarasov V. A., Kolmykov V. A., Filimonov A. S. *Tehnologija proizvodstva zhidkostnyh raketnyh dvigatelej* (Technology of production of liquid rocket engines). Publishing Bauman Moscow State Technical University, 2008.
2. *Lekcii po uravnenijam matematicheskoj fiziki. Uravnenija kolebanij i diffuzii* (Lectures on Differential Equations. The equations of the oscillation and diffusion). Omsk State Technical University Publishing House, 2004. 102 p.

© Колчанов И. П., Делков А. В., Ходенков А. А., Кишкин А. А., 2013

УДК 629.7.018

### ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕПЛОВЫХ ИСПЫТАНИЙ ОБЪЕКТОВ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

И. П. Колчанов<sup>1</sup>, А. В. Делков<sup>2</sup>, А. А. Ходенков<sup>2</sup>, О. В. Шилкин<sup>1</sup>

<sup>1</sup> ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина 52. E-mail: k014@mail.ru

<sup>2</sup> Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева Россия, 660014, 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 OF SPACE EQUIPMENT

I. P. Kolchanov<sup>1</sup>, A. V. Delkov<sup>2</sup>, A. A. Hodenkov<sup>2</sup>, O. V. Shilkin<sup>1</sup>

<sup>1</sup>JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems” 52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia. E-mail: k014@mail.ru

<sup>2</sup>Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev 31, Krasnoyarsky Rabochoy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: delkov-mx01@mail.ru

A system of ground-based thermal testing of objects in space technology is described. The mathematical model of the testing contour with connections between elements is given. The possibility of computational algorithm is evaluated.

Keywords: thermal testing, mathematical model.

Наземные тепловые испытания космических аппаратов широко используются для моделирования космических условий полета или условий пребывания на поверхностях не имеющих атмосферу небесных тел (Луна, астероиды). 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 математического описания термовакуумных 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 размещен объект испытания и криогенный экран. На экран подается рабочее тело (жидкий азот, жидкий гелий). Теплообмен в системе происходит излучением.

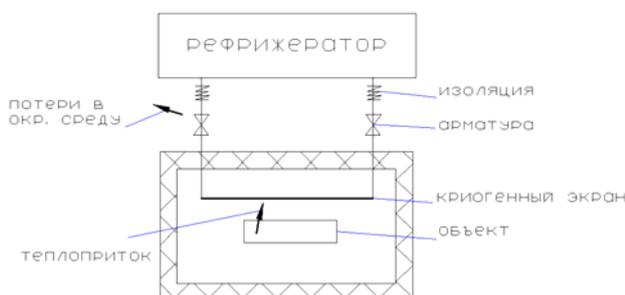


Рис. 1. Моделируемая система термовакуумных испытаний космической техники

Данную задачу можно рассматривать как систему взаимосвязанных тел, излучающих и поглощающих потоки тепловой энергии. Известные параметры системы – температура (тела, криогенного экрана) и тепловой поток (снимаемый с тела, поступающий на криогенный экран).

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:

$$Q = F \varepsilon \sigma T^4.$$

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.

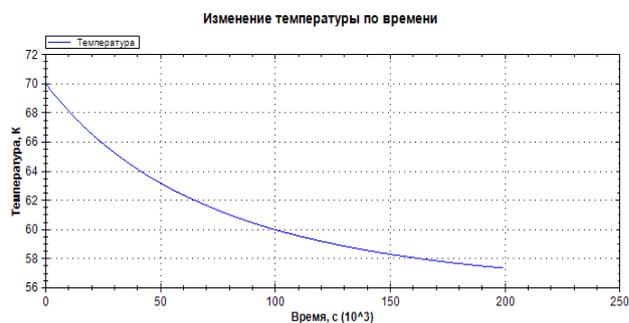


Рис. 2. Изменение температуры объекта захлаживания по времени

Вывод: В основе модели тепловых испытаний объектов космической техники лежат уравнения теплового 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 обработка 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.

© Колчанов И. П., Делков А. В., Ходенков А. А., Шилкин О. В., 2013

УДК 621.455-181.4:629.78

**ОСОБЕННОСТИ ГИДРОДИНАМИЧЕСКОГО ОБТЕКАНИЯ  
МЕЖЛОПАТОЧНОГО КАНАЛА РАБОЧЕГО КОЛЕСА ГИДРОМАШИНЫ\***

*Е. М. Краева*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: EM-Kraeva@yandex.ru

*Рассмотрены условия безотрывного течения в диффузорном канале для ламинарного потока. Определено значение точки отрыва без учета вытесняющего действия пограничного слоя. С учетом особенности течения в криволинейных вращающихся каналах показано расчетное значение положения точки отрыва в канале рабочего колеса.*

*Ключевые слова: рабочее колесо, безотрывное течение, градиент давления, точка отрыва.*

**FEATURES OF HYDRODYNAMIC FLOW OF IMPELLER INTERBLADE CHANNEL  
OF HYDROMACHINES**

*E. M. Kraeva*

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: EM-Kraeva@yandex.ru

*The conditions for the unseparated flow in the diffuser channel for laminar flow are considered. The value of the separation point without the displacement effect of the boundary layer is defined. Taking into account the peculiarities of flow in a rotating curved channels, the estimated value of the separation point position in the channel of the impeller is shown.*

*Keywords: impeller, unseparated flow, pressure gradient, separation point.*

По диапазону работоспособности насосы с закрытыми РК занимают особое место среди насосов модулей КА как основной тип центробежного насоса системы жизнеобеспечения КА. Этот тип высокоресурсных насосов обеспечивает подачу теплоносителя в широком интервале рабочих температур, а следовательно, и вязкости рабочей среды.

В межлопаточном канале рабочего колеса гидромашин образующие осесимметричной поверхности линий токов параллельны основному и покрывному дискам, которые обычно перпендикулярны оси вращения. Угол наклона покрывного диска к плоскости вращения менее 10°. На этом основании принято, что ось  $z$  совпадает с осью вращения, тогда  $w = w_2$ ,  $w_x = w_y = 0$ .

Для ламинарного потока с градиентом давления по длине канала безотрывное течение реализуется только при очень малой диффузорности. Условие безотрывного течения в диффузорном канале в виде уравнений изменения скорости  $w_{(x)}$  и толщины ламинарного пограничного слоя  $\delta_{(x)}$  запишется в виде [1]

$$w_{(x)} \leq w_1 \left( 1 + 1 - \frac{v \cdot x}{w_1 \delta_1^2} \right)^{-0,1}, \quad (1)$$

$$\delta_{(x)} \leq \delta_1 \left( 1 + 1 - \frac{v \cdot x}{w_2 \delta_1^2} \right)^{0,55}. \quad (2)$$

Для линейного распределения скорости потока в канале при  $w_{(x)} = w_1 R_1 / x_1$  решение уравнений (1) и (2)

дает значение точки отрыва:

$$x = R_1 \left( 1 + 100 \frac{100v \cdot x}{w_1 \delta_1^2} \right)^{0,1}. \quad (3)$$

Из (3) следует, что точка отрыва в диффузорном канале с плоскими стенками не зависит от угла раствора канала и имеет место при  $x_{отр} = 1,21R_1$ , возникая при малой степени замедления потока, которая пропорциональна  $x^{-0,1}$  [1]. Следует отметить, что значение точки отрыва в уравнении (3) получено без учета вытесняющего действия пограничного слоя.

Таким образом, даже при безударном натекании потока диффузорный характер течения обеспечивает отрыв пограничного слоя на передней стороне лопатки решетки гидромашин.

Известно, что течение в межлопаточных каналах РК имеет сложную структуру. При течении потока под действием кориолисовых и центробежных сил по шагу межлопаточного канала устанавливается градиент давления, приводящий к поперечному сдвигу потока в радиальной плоскости  $dw_{(x)}/dy \neq 0$ . Важность учета сдвигового течения при расчете потока в каналах закрытого РК обусловлена еще и тем, что поверхности ограничивающих дисков велики по сравнению с поверхностями лопаток.

Градиент давления в ядре потока уравнивается действием инерционных сил, что равнозначно усилению продольного градиента давления. Для задней стороны лопатки это воздействие усугубляет отрыв,

\* Работа выполнена при финансовой поддержке гранта Президента РФ МК-1371.2013.8.

а для передней – уменьшает его возможность. Расчетное значение положения точки отрыва в канале РК при  $\bar{W}_k = 1,15$  без учета сдвига составляет 18 % длины лопатки. Таким образом, даже при безударном натекании потока незначительный диффузорный характер течения обеспечивает отрыв пограничного слоя на передней стороне лопатки [2].

На особый вид течения в криволинейных вращающихся каналах обращается внимание во многих работах, начиная с работ Л. Прандтля. На характеристики такого течения наряду с числом Re оказывают влияние геометрические параметры проточной части канала, в частности отношение  $D_{np}$  к радиусу кривизны  $R_l$ . С уменьшением  $D_{np}/R_l$ , что характерно для узких каналов, потери на трение снижаются, особенно при ламинарном режиме течения.

### Библиографические ссылки

1. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя. М. : Наука, 1969. 744 с.
2. Краева Е. М. Высокооборотные центробежные насосные агрегаты : монография / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2011. 212 с.

### References

1. Schlichting. *Theory of the boundary layer*. Moscow: Nauka, 1969. 744 p.
2. Kraeva E.M. *High-speed centrifugal pumps*. SibSAU. 2011, 212 p.

© Краева Е. М., 2013

УДК 621.458

## ЖИДКОСТНЫЙ РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ С ДОПОЛНИТЕЛЬНЫМ ЭЛЕКТРОМАГНИТНЫМ РАЗГОНОМ РАБОЧЕГО ТЕЛА

*М. В. Кубриков, Я. Ю. Бакулин, А. В. Гайнутдинов*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: kubrikovmaxx@gmail.com, bakulin.1992@yandex.ru, sanches34r@mail.ru

*Рассказывается о возможности совершенствования жидкостной ракетной двигательной установки путем дополнительного разгона рабочего тела за счет действия электромагнитных сил, в результате чего обеспечивается возможность значительного повышения удельного импульса двигателя и уменьшения расхода топлива.*

*Ключевые слова: рабочее тело, электромагнитный разгон, удельный импульс.*

## A LIQUID-PROPELLANT ROCKET ENGINE WITH ADDITIONAL WORKING FLUID ELECTROMAGNETIC ACCELERATION

*Ia. Iu. Bakulin, M. V. Kubrikov, A. V. Gainutdinov*

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia  
E-mail: bakulin.1992@yandex.ru, kubrikovmaxx@gmail.com, sanches34r@mail.ru

*The paper shows the possibility of improving performance liquid rocket propulsion system by further acceleration of the working body through the action of electromagnetic forces. As a result it is possible to significantly increase the specific impulse of the engine and reduce fuel consumption.*

*Keywords: working fluid, electromagnetic acceleration, specific impulse.*

Важнейшим направлением совершенствования ракетных двигателей космических аппаратов является повышение их экономичности, которая количественно оценивается с помощью удельного импульса. Повышение удельного импульса ракетных двигателей позволяет увеличить маневренные возможности космических аппаратов, повысить срок их активного существования, повысить экономическую выгоду от программ.

Электроракетные двигатели позволяют существенно увеличить удельный импульс по сравнению с традиционными жидкостными ракетными двигателя-

ми. Однако существенным недостатком этих двигателей являются малая тяга и большая потребляемая электрическая мощность.

Известен жидкостный ракетный двигатель, содержащий камеру сгорания и реактивное сопло. В реактивном сопле, выполненном из диэлектрического материала, установлены два кольцевых электрода, связанных через тоководы с внешним источником электрической энергии.

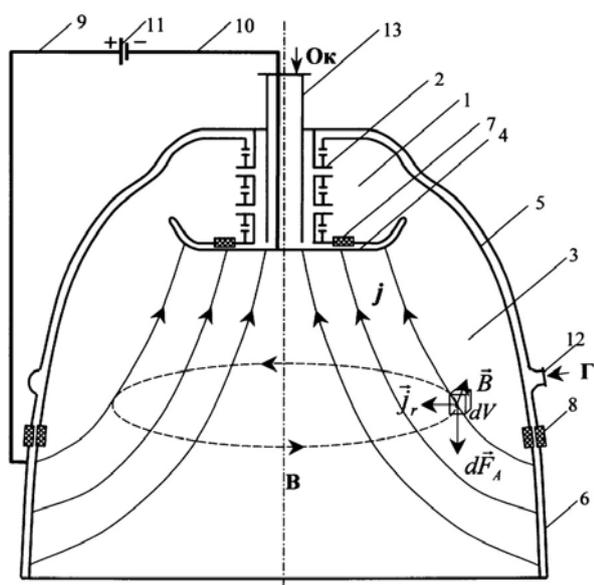
Данный двигатель позволяет повысить удельный импульс за счет повышения температуры рабочего

тела посредством дугового разряда в среде рабочего тела. Однако данное устройство не позволяет значительно увеличить удельный импульс, так как величина подводимой тепловой мощности ограничена допустимой температурой конструкционных материалов камеры двигателя.

Изобретение российских ученых Ермолаева В. И., Пилецкого А. В., Шатунова А. В. позволило повысить удельный импульс посредством дополнительного разгона рабочего тела в электромагнитном поле.

Это достигается тем, что внутренняя часть и выходной участок внешней части тарельчатого сопла выполнены из токопроводящего материала, соединены с камерой двигателя через проставки из диэлектрического материала и связаны через тоководы с разноименными полюсами источника электрической энергии.

Сущность изобретения поясняется рисунком.



Камера двигателя

Жидкостный ракетный двигатель содержит камеру двигателя, состоящую из кольцевой камеры сгорания 1, смесительной головки 2 и тарельчатого сопла 3. Тарельчатое сопло 3 состоит из внутренней части 4 и внешней части 5. Внутренняя часть 4 и выходной участок 6 внешней части 5 тарельчатого сопла 3 выполнены из токопроводящего материала, соединены с камерой двигателя через проставки 7 и 8 из диэлектрического материала и связаны через тоководы 9 и 10 с разноименными полюсами источника электрической энергии 11. Кольцевая камера сгорания 1 и тарельчатое сопло 3 снабжены охлаждающими трактами, которые связаны с коллектором 12 подвода горячего и с трубопроводом 13 подвода окислителя [1].

Устройство работает следующим образом. Окислитель поступает в кольцевую камеру сгорания 1 через трубопровод 13, охлаждающий тракт внутренней части 4 тарельчатого сопла 3 и смесительную головку 2. Горючее поступает в кольцевую камеру сгорания 1

через коллектор 12, охлаждающий тракт внешней части 5 тарельчатого сопла 3 и смесительную головку 2. В кольцевой камере сгорания 1 происходит смешение и горение компонентов топлива. На выходе из кольцевой камеры сгорания 1 образуется рабочее тело (продукты сгорания) с высоким теплосодержанием. Рабочее тело поступает в тарельчатое сопло 3, в котором происходит газодинамический разгон рабочего тела за счет преобразования тепловой энергии в кинетическую энергию направленного движения рабочего тела.

Дополнительный разгон рабочего тела осуществляется за счет действия электромагнитных сил и не требует повышения температуры рабочего тела. Вследствие этого предлагаемое устройство позволяет подводить к рабочему телу большую мощность от источника электрической энергии. В результате обеспечивается возможность значительного повышения удельного импульса двигателя [2].

Так как создание электромагнитного поля требует больших затрат электрической энергии, следовательно, использование данной двигательной установки ограничено мощностью бортового источника питания. Использование данного двигателя как маршевого или двигателя 2–3 ступени нецелесообразно, так как внесение в конструкцию такого элемента, как дополнительный источник питания, приведет к уменьшению надежности ракеты, увеличению стартовой массы и к усложнению конструкции.

Из всего вышесказанного можно сделать вывод, что использовать данный двигатель можно лишь в качестве корректирующего либо как двигатель малой тяги.

### Библиографические ссылки

1. Пат. № 2303156 РФ, МПК F02K11/00. Жидкостный ракетный двигатель с дополнительным электромагнитным разгоном рабочего тела / Ермолаев В. И., Пилецкий А. В., Шатунов А. В. Опубл. 20.07.2007.
2. Жидкостный ракетный двигатель с дополнительным электромагнитным разгоном рабочего тела : [Электронный ресурс]. URL: <http://www.freepatent.ru/patents/2303156> (дата обращения: 11.09.2013).

### References

1. Pat. Number 2303156 RF IPC F02K11/00. A liquid-propellant rocket engine with additional working fluid electromagnetic acceleration / Yermolaev V. I., Pilecki A. V., Shatunov A. V. Publ. 20.07.2007.
2. Liquid A liquid-propellant rocket engine with additional working fluid electromagnetic acceleration: [Electronic resource]. URL: <http://www.freepatent.ru/patents/2303156> (date of access: 11.09.2013).

© Кубриков М. В., Бакулин Я. Ю., Гайнутдинов А. В., 2013

УДК 621.325.5

## ОХЛАЖДЕНИЕ ПОМЕЩЕНИЙ ЗА СЧЕТ НИЗКОПОТЕНЦИАЛЬНОЙ ТЕПЛОВОЙ ЭНЕРГИИ

*Е. В. Кулаков, М. Г. Мелкозеров*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: defafed@mail.ru

*Рассмотрено охлаждение помещений за счет низкопотенциальной тепловой энергии от различных геотермальных источников.*

*Ключевые слова: низкопотенциальная геотермальная тепловая энергия земли, насосная установка, низкое электропотребление.*

## SPACE COOLING DUE TO LOW-GRADE THERMAL ENERGY

*E. V. Kulakov, M. G. Melkozherov*

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: defafed@mail.ru

*The space cooling due to low-grade thermal energy from a variety of geothermal sources is discussed.*

*Keywords: low-potential geothermal heat energy of the earth, pump installation, low power consumption.*

Низкопотенциальная геотермальная тепловая энергия земли – это накопленная в форме тепла энергия, которая находится под твердым слоем поверхности земли. Тенденция использования тепла земли с каждым годом увеличивается. При этом используется «первичная энергия» из фактически неисчерпаемого и при этом квазирегенеративного источника энергии. Расположенная близко от поверхности земли геотермия доходит до 400 метров в глубину и использует имеющийся в почве и грунтовых водах диапазон температур от 5 до 250° С. Техническое использование этого в течение года равномерного уровня температуры в почве – интересная возможность использования регенеративной энергии. Почва в своем верхнем слое дополнительно нагревается от воздуха окружающей среды и от солнечной радиации, при этом возникают сезонные колебания температуры. Поэтому минимальная технически пригодная глубина закладывания горизонтальных земляных теплообменников или грунтовых зондов – 1,5 м. На глубине 10 м влияние солнечной радиации и сезонных колебаний температуры полностью отсутствует. Здесь равномерная температура почвы поддерживается за счет горячего ядра Земли. Земная кора представляет собой толстый изоляционный слой, который защищает горячее ядро Земли от остывания.

Низкопотенциальную геотермальную тепловую энергию выгодно использовать не только для обогрева (тепловые насосы, ГеоТЭСы и т. д.), но и для охлаждения помещений. Перепад температур между кондиционируемыми помещениями и источниками низкопотенциального тепла составляет 14–17 °С,

такой перепад температур показывает эффективность использования источников низкопотенциальной энергии.

Для эффективного охлаждения помещений предлагается использовать обычную насосную установку с трубопроводом или воздухопроводом, проложенным в земле на глубине от 1,5 м [1] (рис. 1). В качестве воздухоохладителя используется один или несколько теплообменников, расположенных в разных помещениях. Также возможно использовать грунтовую воду, доставляемую грунтовыми зондами, или воду из близлежащих источников воды (озера, реки и т. д.) (рис. 2).

В установках с использованием трубопроводов в качестве теплоносителя используется вода, которая подается насосом (3) от трубопровода (1) к воздухоохладителю (2). В установках с воздухопроводами воздух, забираемый из помещения (4), подается воздухоохладителями (2) в подземный воздухопровод (1), откуда, охлаждаясь, снова возвращается в помещение. При использовании грунтовой воды, трубопровод (1) заменяют грунтовые зонды (5).

Достоинством таких систем является низкое электропотребление, отсутствие хладагента, такие системы занимают минимальное место в помещении и отсутствуют выносные блоки, которые портят вид фасада.

Недостатки: необходимы расположенные рядом грунтовые воды или водоемы, проведение монтажных работ более затруднительно.

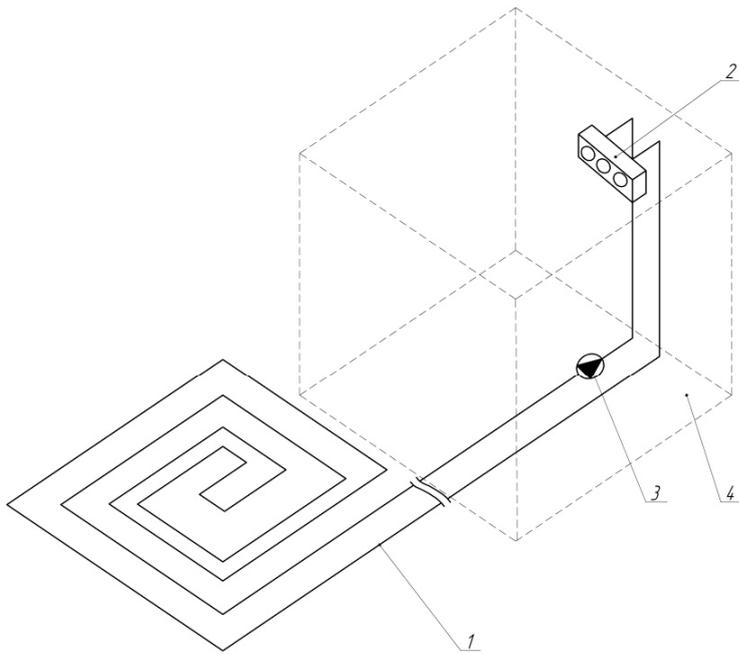


Рис. 1. Схема охлаждения помещений с использованием трубопровода или воздуховода:  
1 – трубопровод или воздуховод; 2 – воздухоохладитель;  
3 – насос; 4 – охлаждаемое помещение

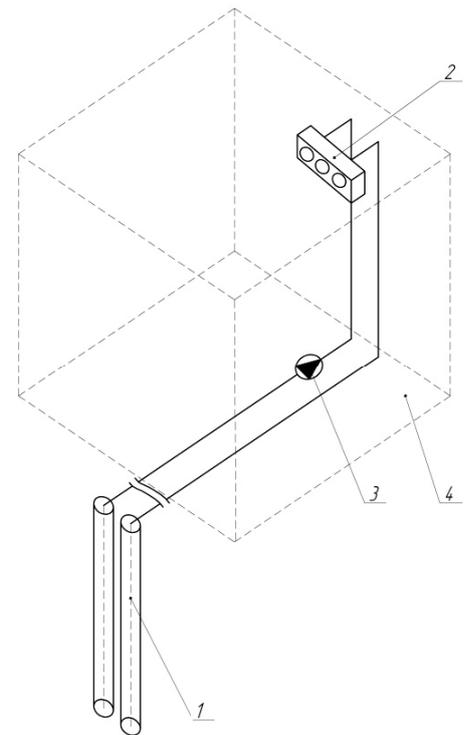


Рис. 2. Схема охлаждения помещений с использованием грунтовых зондов:  
1 – грунтовый зонд; 2 – воздухоохладитель; 3 – насос;  
4 – охлаждаемое помещение

#### Библиографическая ссылка

1. Кулаков Е. В., Измайлова Н. Г. Особенности схемы обеспечения жилых помещений теплом и холодом в холодный период года // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. 2012.

#### Reference

1. Kulakov E. V., Izmajlova N. G. Osobennosti shemy obespechenija zhilyh pomeshhenij teplom i holodom v holodnyj period goda // Aktual'nye problemy aviacii i kosmonavtiki. 2012.

© Кулаков Е. В., Мелкозеров М. Г., 2013

УДК 629.76

### СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ КОНСТРУКЦИИ И ХАРАКТЕРИСТИК МАРШЕВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ РАКЕТЫ «ПРОТОН»

А. Ю. Леонгард, А. С. Торгашин, В. Е. Черпахин, А. Р. Ноздрин

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

Рассмотрена эволюция маршевых двигателей ракеты-носителя тяжелого класса «Протон» – от РД-253 до РД-275. Особое внимание уделено характеристикам и сравнению представленных двигателей, показана динамика роста характеристик.

Ключевые слова: «Протон», маршевый двигатель, характеристики.

## THE CONSTRUCTION PERFECTION AND CHARACTERISTIC FEATURE IMPROVEMENT OF MAIN SPACE ROCKET ENGINES

*A. Y. Leongard, A. S. Torgashin, V. E. Cherepakhin, A. R. Nozdrin*

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia

*The evolution of main rocket carrier engines of heavy class «proton» has been monitored from the rocket engine-253 up to rocket engine-275. The special attention is paid to the characteristics and to the comparison of these engines and the investigation of the dynamic growth characteristics.*

*Keywords: Proton, main rocket engine, characteristics.*

«Протон» – ракета-носитель (РН) тяжёлого класса, предназначенная для выведения автоматических космических аппаратов на орбиту Земли и далее в космическое пространство. Разработана в 1961–1967 годах в подразделении ОКБ-23 (ныне ГКНПЦ им. М. В. Хруничева), являвшемся частью ОКБ-52 В. Н. Челомея.

Разработка ракеты-носителя «Протон» явилась одной из основных программ в советской космонавтике. Несмотря на череду неудач в первые годы своего существования, наряду с «семеркой» (РН «Восток», РН «Союз» и др.), РН «Протон» стала одной из наиболее используемых ракет-носителей в советской и позже в российской космонавтике. Со временем первоначальные ошибки конструкции были отработаны, и в настоящее время «Протон» является одним из самых надёжных носителей из когда-либо созданных.

За последние почти полвека разные модификации РН «Протон» совершили 388 (341 успешных) стартов, и с ее помощью были запущены более 40 типов различных космических аппаратов (КА) народнохозяйственного, научного и оборонного назначения [1].

С 2013 года будет происходить постепенная замена РН «Протон-М» тяжёлым вариантом РН «Ангара» («Ангара А5»). И когда жизненный цикл РН «Протон» подходит к концу, можно разобрать характеристики одной из самых важных частей любого космического аппарата – его маршевых двигателей.

С 1961 г. в ОКБ-456 начинаются проектные работы над двигателем РН-253 для будущей лунной программы ракеты Н-1, ракеты, разрабатываемой под руководством лично Королева. Но с ноября этого же года было решено после доработки применить в качестве состава двигательной установки первой ступени ракеты «Протон», и уже в 1965 г. были произведены первые запуски этого двигателя в составе двухступенчатой ракеты УР-500. Двигатель использовался вплоть до конца 1995 г., т. е. до введения в эксплуатацию РН-275.

Двигатель выполнен по замкнутой схеме с дожиганием окислительного генераторного газа после турбины. Компоненты топлива: окислитель – четырехокись азота (азотный тетраоксид, АТ), горючее – несимметричный диметилгидразин (НДМГ). Двигатель содержит камеру сгорания, турбонасосный агрегат (ТНА) с турбиной и насосами окислителя и горючего, газогенератор, струйный преднасос окислителя, генераторы газа для наддува топливных баков, агрегаты

автоматики и другие элементы. Управляющие моменты создаются качанием всего двигателя в шарнирном подвесе. Так как качание происходит в одной плоскости, в многодвигательной установке двигатели установлены с угловым смещением относительно друг друга. Камера сгорания представляет собой паяно-сварную конструкцию, состоящую из смесительной головки, цилиндрической части камеры и профилированную сопла, закритическая часть которого выполнена с угловым входом.

Турбонасосный агрегат обеспечивает подачу компонентов топлива в камеру сгорания, газогенератор, смеситель и рулевую машинку. Турбонасосный агрегат включает в себя одноступенчатую газовую турбину реактивного типа, насосы окислителя и горючего центробежного типа. Насос горючего – двухступенчатый.

Конструктивно ТНА состоит из двух узлов: насоса окислителя с турбиной и насоса горючего. Корпусы насосов и турбины в сборе образуют общий жесткий корпус ТНА. В корпусах насосов установлены штуцеры, к которым подсоединяются магистрали слива и дренажа компонентов. На корпусе насоса горючего имеется проушина для размещения опоры.

ТНА имеет два вала: вал насоса окислителя и турбины и вал насоса горючего. Валы между собой соединены рессорой, обеспечивающей надежную передачу крутящего момента с вала насоса окислителя на вал насоса горючего при возможных взаимных смещениях и перекосах осей валов. Каждый вал установлен на двух шариковых подшипниках, один из которых имеет осевую фиксацию.

Охлаждение камеры сгорания комбинированное – наружное и внутреннее. Разделение «Г» на два потока позволяет уменьшить высоту зарубашечной щели на большей части поверхности камеры сгорания, что существенно снижает вес камеры без ущерба для качества охлаждения. На РД-253 установлен двухзонный газогенератор, представляющий собой неразъемную сварную конструкцию, состоящую из плоской форсуночной головки, пояса разбавления и наружной рубашки. Детали наружной рубашки образуют сферическую поверхность [2].

С целью увеличения массы полезного груза, выводимого на околоземную и геостационарную орбиту с одновременным снижением себестоимости выполнения этих работ, в 1987 г. было принято решение о повышении тяговооруженности РН «Протон». Была

увеличена тяга у земли на 7,7 % при сохранении таких же габаритов и массы конструкции. Увеличение обеспечивалось давлением в камере, удельный импульс у земли также возрос на 2 секунды. Помимо этого, был использован двухзонный газогенератор, вместо запланированного однозонного. Применение двигателей РД-275 позволило увеличить на 600 кг массу полезного груза, выводимого на околоземную орбиту, и уменьшить стоимость его выведения.

С целью повышения увеличения массы полезного груза, выводимой РН «Протон-М», Камский филиал в 2001 г. приступил к разработке двигателя РД-275М – форсированной модификации серийного двигателя РД-275. Форсирование двигателя на 5,3 % по тяге осуществляется за счет повышения давления газов в камере сгорания до 168,5 кг/см<sup>2</sup>. Такое повышение тяги двигателя позволяет увеличить на 150 кг массу полезной нагрузки, выводимой ракетой на стационарную орбиту [3].

### Библиографические ссылки

1. Космонавтика : энцикл. М. : Сов. энцикл., 1985.
2. Гудилин В. Е. Ракетно-космические системы. М., 1996.
3. Авиационные, ракетные, морские, промышленные двигатели. 1944–2000 : справочник. М. : Аэросфера, 2000.

### References

1. Astronautics : encyclopedia. M. : Soviet encyclopedia.
2. Gudlin V. E. Rocket-Space systems. M., 1996.
3. Marine aircraft missile, industrial, engines. 1994–2000. M. : Aerosfera, 2000.

© Леонгард А. Ю., Торгашин А. С., Черепяхин В. Е., Ноздрин А. Р., 2013

УДК 621.454.2

## ГИДРОДИНАМИЧЕСКИЕ ИСПЫТАНИЯ БУСТЕРНОГО НАСОСНОГО АГРЕГАТА СОВМЕСТНО С ИСПЫТАНИЕМ ТУРБИНЫ НАСОСА

*Е. Ю. Меньщиков, Р. В. Липатов*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: x3m-s@mail.ru

*Описывается назначение бустерного насосного агрегата. Описываются задачи испытания бустерного насосного агрегата. Описывается процесс гидродинамического испытания бустерного насосного агрегата. Приведена схема стенда для испытаний.*

*Ключевые слова: испытания, насос, БНА, стенд, бустерный, турбина.*

## THE FLUID TEST OF A BOOSTER PUMP UNIT TOGETHER WITH THE TEST OF A PUMP TURBINE

*E. J. Men'shchikov, R. V. Lipatov*

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: x3m-s@mail.ru

*The purpose of the booster pump set is described. The tasks of the booster pump set test are considered. The process of a booster pump set hydrodynamic test is shown. A scheme of the test bench for testing is presented.*

*Keywords: testing, pump, BNA stand, booster, turbine.*

Одной из важнейших задач ракетостроения и двигателестроения является создание высокопроизводительных агрегатов, машин, систем, обеспечивающих эффективную работу ракетного двигателя. Большая роль в решении этих вопросов принадлежит предприятиям, разрабатывающим, проектирующим, производящим и испытывающим современные бустерные насосные агрегаты (БНА) [1].

Бустерный насосный агрегат – устройство, которое относится к области насосостроения и может быть использовано преимущественно в жидкостных ракетных двигателях для обеспечения бескавитационной

работы насосов основного турбонасосного агрегата (ЖРД). Применение БНА позволяет обеспечить предотвращение захлаживания конструкции ЖРД, работающего на криогенных компонентах.

Роль бустерных насосов выполняют либо струйные насосы (эжекторы), либо осевые лопаточные насосы [2].

Осевые лопаточные насосы по сравнению с эжекторами обладают более высокой напорной способностью и экономичностью.

Гидродинамические испытания проводят как при отработке конструкции, так и при серийном произ-

водстве. Испытания позволяют определить фактические характеристики агрегата, отклонение их от расчетных значений, выявить дефекты конструкций на ранней стадии проектирования и отработки. В серийном производстве автономными испытаниями контролируют на соответствие заданных требований именно насосные агрегаты. Для проведения таких испытаний на испытательном комплексе имеются специальные стенды, обеспечивающие соблюдение соответствующей нормативно-технической документации. Такие стенды, обеспеченные соответствующей системой автоматики, позволяют получить значительный объем информации используемой для оценки совершенства и надежности испытываемого агрегата.

Испытания бустерных насосных агрегатов обладают рядом особенностей и требований, а именно:

- обеспечение работоспособности и основных параметров при заданном ресурсе;
- обеспечение на всех режимах работы требуемого расхода и давления.

Одной из задач является оценка соответствия предполагаемой потребной мощности турбины.

Испытания бустерного насосного агрегата проводятся совместно с испытанием турбины насоса.

Принципиальная схема стенда испытаний бустерного насосного агрегата состоит из следующих основных частей: топливной системы, гидравлической системы, системы продува, стендовой измерительно-информационной системы и системы управления испытаниями [3].

Испытания проводятся по заданному и документированному технологическому процессу и включает в себя следующие процессы:

- подготовка технологических требований;
- подготовка стенда к монтажу БНА;
- подготовка БНА и стендовых систем к испытанию;
- испытание БНА;
- работы после завершения программы испытания БНА.

В следующей части доклада представлена упрощенная принципиальная схема стенда для проведения испытаний и описан принцип работы стенда (см. рисунок).

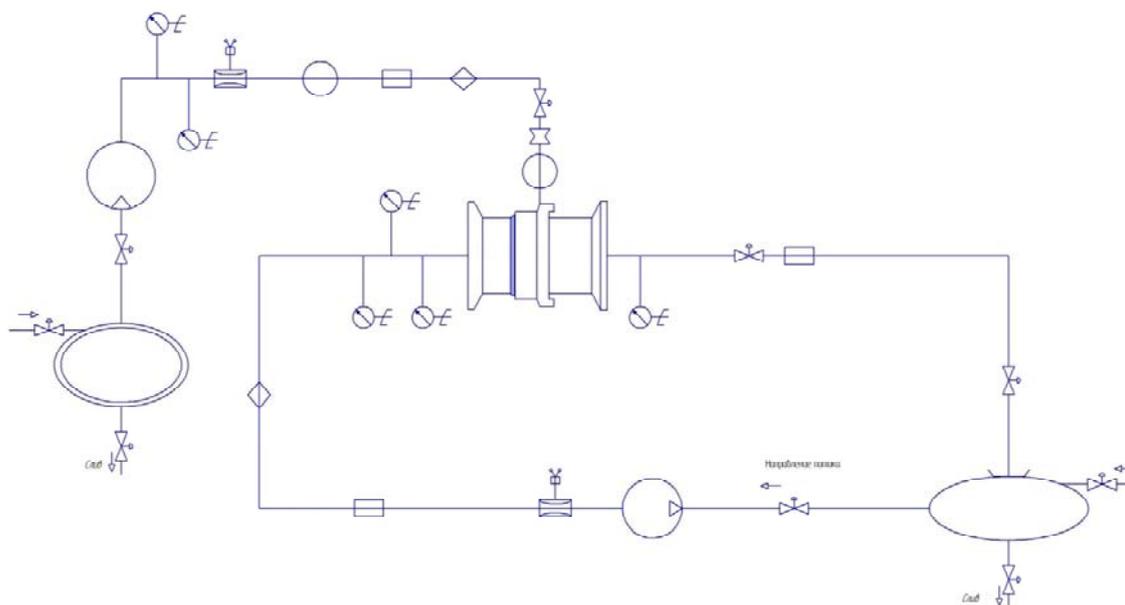
Стенд предназначен для использования в области двигателестроения. Стенд содержит расходную емкость. Расходная емкость имеет трубопровод для заправки ее рабочим телом и трубопровод для слива рабочего тела.

Стенд работает следующим образом. В исходном положении стенда все запорные и предохранительные органы закрыты. По команде управления открывается клапан на магистрали всасывающей, в результате чего рабочее тело поступает по трубопроводу в напорный насос, который создает необходимое давление жидкости на входе в БНА. На линии установлены датчики расхода, давления, температуры, фильтр для очистки рабочего тела. Также на линии для обеспечения заданного расхода устанавливается дроссель [4].

Для приведения в действие бустерного насоса используется гидротурбина, которая приводится в действие от линии высокого давления. На линии высокого давления состоит из расходной емкости, насоса высокого давления, датчиков расхода, температуры, давления.

Особенность методики огневых испытаний БНА представляется перечнем измеряемых параметров, таких как давление рабочей жидкости на входе и выходе из насоса, секундный расход рабочей жидкости, температура на входе, выходе, давление на входе турбины, обороты ротора БНА. По измеренным параметрам рассчитываются напор насоса, мощность, КПД [5].

В заключение можно сказать, что вопрос о совершенстве технологии проведения гидродинамических испытаний остается открытым, так как появляются новая измерительная аппаратура и способы ее использования, происходит совершенствование системы управления, в том числе появление новых систем и программного обеспечения управления.



Пневмогидравлическая схема стенда испытаний БНА

**Библиографические ссылки**

1. Боровский Б. И. Расчет гидротурбопривода и бустерного насоса. М. : МАИ, 1988.
2. Овсянников Б. В., Боровский Б. И. Теория и расчёт агрегатов питания ЖРД. М. : Машиностроение, 1986.
3. Назаров В. П., Назарова Л. П., Краев М. В. Технология сборки и испытаний насосов жидкостных ракетных двигателей : учеб. пособие / под общ. ред. проф. М. В. Краева ; САА. Красноярск, 1993. 102 с.
4. Овсянников Б. В., Селифонов В. С., Черваков В. В. Расчет и проектирование шнекоцентробежного насоса. М., 1996.
5. Равикович Ю. А., Шабашев А. В. Проектирование ТНА ЖРД. М. : МАИ, 2004.

**References**

1. Borovskij B. I. Raschet gidroturboprivoda i busternogo nasosa. M. : MAI, 1988.
2. Ovsjannikov B. V., Borovskij B. I. Teorija i raschjot agregatov pitaniya ZhRD. M. : Mashinostroenie, 1986.
3. Nazarov V. P., Nazarova L. P., Kraev M. V. Tehnologija sborki i ispytanij nasosov zhidkostnyh raketnyh dvigatelej : ucheb. posobie ; pod obshh. red. prof. M. V. Kraeva. SAA. Krasnojarsk, 1993. 102 s.
4. Ovsjannikov B. V., Selifonov V. S., Chervakov V. V. Raschet i proektirovanie shnekocentrobezhnogo nasosa. M. 1996.
5. Ravikovich Ju. A., Shabashev A. V. Proektirovanie TNA ZhRD. M. : MAI, 2004.

© Меньшиков Е. Ю., Липатов Р. В., 2013

УДК 621.454

**КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ФАКТОРЫ СТАБИЛЬНОСТИ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ТУРБОНАСОСНЫХ АГРЕГАТОВ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ**

*В. П. Назаров, В. Г. Яцуненко*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: nazarov@sibsau.ru

*Рассмотрены основные конструктивно-технологические факторы, влияющие на энергетические параметры и характеристики турбоагрегатов ракетных двигателей.*

*Ключевые слова: ракетные двигатели, энергетические параметры.*

**CONSTRUCTIVE – TECHNOLOGICAL FACTORS OF STABILITY OF POWER PARAMETERS IN ROCKET ENGINE TURBINEPUMP UNITS**

*V. P. Nasarov, V. G. Yatsunenکو*

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: nazarov@sibsau.ru

*The basic constructive – technological factors influencing the power parameters and the characteristics of turbine units of rocket engines are considered.*

*Keywords: rocket engines, power parameters.*

Уровень эксплуатационно-технических характеристик двигательных установок современных летательных аппаратов (ЛА) определяется совокупностью функциональных, технологических и экономических показателей, обеспечивающих высокое качество изделий аэрокосмического назначения. Особенности применения ракетных двигателей (РД) в составе ракет-носителей и космических аппаратов обуславливают повышенные требования к надежности всех его структурных элементов и двигателя в целом [1].

Одним из факторов эксплуатационной надежности РД является стабильность энергетических параметров высокооборотных центробежных насосов системы подачи жидких компонентов топлива, контроль за состоянием которой осуществляется по результатам

модельных гидродинамических испытаний насосов и оценки разброса энергетических параметров (напора и КПД) в сравнении с их значениями, заданными техническими условиями.

В общем виде отклонения функционального параметра  $\delta N$  сложной гидравлической системы определяется погрешностью каждого влияющего элемента, значениями коэффициентов влияния и характером распределения погрешностей.

Относительное отклонение функционального параметра  $\delta N$  можно представить в виде

$$\delta N = \frac{1}{K_N} \sqrt{\sum_i^m a_i^2 \delta_i^2 \left( \frac{\Delta q_i}{q_i} \right)},$$

где  $K_N$  – коэффициент относительного рассеяния;  $a_i$  – коэффициент влияния параметра на отклонение параметра  $N$ ;  $\delta_i \left( \frac{\Delta q_i}{q_i} \right)$  – относительное изменение параметра  $q_i$ .

Для высокоэнергетических насосов РД отклонение значения любого гидродинамического параметра обусловлено влиянием отклонений геометрических размеров деталей проточной части  $\delta_r$ , отклонений взаимного положения деталей из-за погрешностей при сборке насоса  $\delta_{сб}$ , погрешностей измерительного оборудования при испытаниях  $\delta_{изм}$ , погрешностей при поддержании заданного режима испытаний  $\delta_{реж}$  [2].

В таблице приведены четыре группы доминирующих факторов, оказывающих наиболее весомое влияние на отклонение энергетических параметров.

Из анализа приведенных данных следует, что стабилизация энергетических параметров может быть достигнута путем повышения точности изготовления деталей гидравлического тракта, снижения погрешностей при сборке насосов, повышения точности измерения и расчета контролируемых параметров при испытаниях агрегатов.

Статистические исследования показывают, что отклонения напора и КПД являются относительно малыми величинами. Тогда выражения для их оценки представим в форме параметрических зависимостей:

$$\delta H = \pm \sqrt{\delta^2 H_r + \delta^2 H_{сб} + \delta^2 H_{реж} + \delta^2 H_{изм}};$$

$$\delta \eta = \pm \sqrt{\delta^2 \eta_r + \delta^2 \eta_{сб} + \delta^2 \eta_{реж} + \delta \eta_{изм}}.$$

В дифференциальной форме система исходных уравнений принимает вид

$$dH_{кт} = \sqrt{\left( \frac{dH}{dD_2} \frac{D_2}{H} \delta D_2 \right)^2 + \left( \frac{dH}{db_2} \frac{b_1}{H} \delta b_2 \right)^2 + \dots + \left( \frac{dH \dot{V}}{d\dot{V} H} \delta \dot{V} \right)^2 + \left( \frac{dH \omega}{d\omega H} \delta \omega \right)^2},$$

$$d\eta_{кт} = \sqrt{\left( \frac{d\eta}{dD_2} \frac{D_2}{\eta} \delta D_2 \right)^2 + \left( \frac{d\eta}{db_2} \frac{b_1}{\eta} \delta b_2 \right)^2 + \dots + \left( \frac{d\eta \dot{V}}{d\dot{V} \eta} \delta \dot{V} \right)^2 + \left( \frac{d\eta \omega}{d\omega \eta} \delta \omega \right)^2}.$$

Здесь  $D_2, h_2 \dots \dot{V}, \omega$  – геометрические, механические, гидравлические и иные параметры, характеризующие геометрические размеры проточной части насоса, взаимное положение деталей при сборке, условия гидродинамических испытаний и т. д. [3].

Экспериментальные исследования удельного вклада конструктивно-технологических факторов в отклонение энергетических параметров проводились методом эталонирования, при котором точечная оценка значения контролируемого параметра представляет собой результат обработки от 9 до 27 опытов, что позволило существенно повысить достоверность эксперимента.

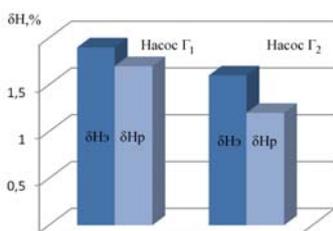
Расчетные и экспериментальные значения суммарных отклонений энергетических параметров исследуемых насосов иллюстрированы гистограммами (см. рисунок).

В результате аналитических и экспериментальных исследований разработана методика расчета отклонений напора ( $\delta H$ ) и КПД ( $\delta \eta$ ), учитывающая влияние конструктивно-технологических факторов на стабильность энергетических параметров центробежных насосов. Решение данной задачи способствует созданию ракетных двигателей высокого качества с заданным уровнем надежности.

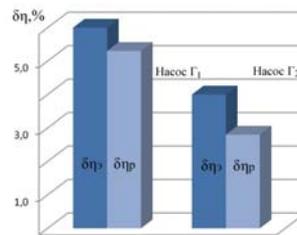
**Библиографические ссылки**

1. Коломенцев А. И., Краев М. В., Назаров В. П., Черваков В. В., Яцуенко В. Г. Испытание и обеспечение надежности : учебник / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т ; Моск. авиац. ин-т. Красноярск, 2006. 336 с.

Факторы влияния	Энергетические параметры			
	Напор, $H$		КПД, $\eta$	
Влияние отклонений геометрических размеров проточной части насоса	$\delta N_r$	40...60 %	$\delta \eta_r$	40...60 %
Влияние отклонений взаимного положения деталей при сборке	$\delta N_{сб}$	20...25 %	$\delta \eta_{сб}$	30...40 %
Влияние системы измерения	$\delta N_{изм}$	25...30 %	$\delta \eta_{изм}$	25...30 %
Влияние отклонений режима испытаний	$\delta N_{реж}$	15...20 %	$\delta \eta_{реж}$	15...20 %



а



б

Величина отклонений напора (а), КПД (б) по результатам расчета (р) и эксперимента (э)

2. Краев М. В., Назаров В. П., Яцуенко В. Г. Стабильность энергетических параметров турбонасосной системы как фактор надежности ракетного двигателя // Проблемы развития авиакосмической отрасли : материалы Республиканской науч.-техн. и производств. конф. Ташкент, 19–20 апр. 2007 г.

3. Назаров В. П. Численное моделирование отклонений энергетических параметров насосных агрегатов // Аэрокосмическая техника и высокие технологии – 2000 : материалы Всерос. науч.-техн. конф. г. Пермь, 12–14 апреля 2000 г.

### References

1. Kolomentsev A. I., Kraev M. V., Nazarov V. P., Chervakov V. V., Yatsunenkov V. G. Test and

maintenance reliability : studies. ; Siberian State Aerospace University, Moscow. aircraft. institute. Krasnoyarsk, 2006. 336 p.

2. Kraev M. V., Nazarov V. P., Yatsunenkov V. G. Stability of power parameters turbinepump systems as the factor of reliability of the rocket engine // the Problem of development of aerospace branch : Materials of Republican scientific and technical and industrial conference. Tashkent, on April, 19–20, 2007.

3. Nazarov V. P. Numerical modelling of deviations {rejections} of power parameters of pump units // Space technical equipment} and high technologies – 2000 : materials of the All-Russia scientific and technical conference «», Perm, on April, 12–14, 2000.

© Назаров В. П., Яцуенко В. Г., 2013

УДК 621.454.034

## ОСОБЕННОСТИ ТЕРМОДИНАМИЧЕСКОГО РАСЧЕТА РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СЖИЖЕННОГО ПРИРОДНОГО ГАЗА

*В. Н. Рыбакова, А. С. Мехтиева*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: puiiiictik@rambler.ru

*Рассматриваются особенности термодинамического расчета с использованием сжиженного природного газа.*

*Ключевые слова: сжиженный природный газ, метан, жидкий кислород, их физические свойства, основные параметры расчета параметров в камере сгорания.*

## PECULIARITIES OF CALCULATION OF THERMODYNAMIC ROCKET ENGINES USING LIQUEFIED NATURAL GAS

*V. N. Rybakova, A. S. Mekhtiev*

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: puiiiictik@rambler.ru

*The peculiarities of thermodynamic calculation using liquefied natural gas are considered.*

*Keywords: Liquefied natural gas, methane, liquid oxygen, their physical properties, basic parameters for calculating the parameters of the combustion chamber.*

Ракетные двигатели за сравнительно короткий срок достигли значительного совершенства и весьма высоких, близких к пределу параметров, превысить которые можно, только применяя принципиально новые схемы энергопреобразования, материалы и технологии. Надежность и экологическая безопасность стали основными показателями качества проектируемых двигателей. Из схемных решений предпочтение отдается тем, в которых минимизируется число потенциально опасных агрегатов и увеличивается доля хорошо отработанных и показавших на практике высокую надежность технических решений с ориентацией на современные материалы и технологии. В настоящее время продолжается развитие и совершенствование ракетных двигателей в направлении увеличения надежности, удельного импульса, уменьшения удельной массы,

снижения стоимости, снижения или устранения вредного экологического воздействия на окружающую среду. Одним из направлений совершенствования является разработка новых компонентов топлива.

К компонентам ракетных топлив предъявляются весьма разнообразные, многочисленные и порой противоречивые требования. Они не могут быть удовлетворены одновременно ни одним из известных химических веществ или их смесей. Но определяющим показателем при выборе ракетных топлив является их эффективность, основным показателем которой выступает удельный импульс [1].

Природный газ как горючее с начала космической эры привлекал к себе внимание двигателистов. Сжиженный природный газ (СПГ) на 90 % и более состоит из метана. Метан – бесцветный газ, без запаха, ма-

лорастворимый в воде, легче воздуха. Метан нетоксичен и неопасен для здоровья человека. Накапливаясь в закрытом помещении, метан взрывоопасен. В лаборатории получают нагреванием натронной извести (смесь гидроксидов натрия и кальция) или безводного гидроксида натрия с ледяной уксусной кислотой. Горит в воздухе голубоватым пламенем, при этом выделяется энергия около 39 МДж на 1 м<sup>3</sup>. С воздухом образует взрывоопасные смеси при объемных концентрациях от 5 до 15 процентов. Плотность: газ (0 °С, 1013 гПа) 0,72 кг/м<sup>3</sup>; жидкость (-161,6 °С) 0,42 г/см<sup>3</sup>. Жидкий кислород – это прозрачная голубоватая жидкость. В качестве окислителя жидкий кислород применяется в сочетании с СПГ. Жидкий кислород – нетоксичный продукт, но при работе с ним должны использоваться защитные средства, предохраняющие от обморожения.

Разработка ЖРД на экологически чистых компонентах топлива – метан в паре с жидким кислородом отвечает тенденциям развития современных ракет-носителей. Для многоцветных носителей метановое топливо выгодно и из-за своей относительно малой удельной стоимости [2]. По мнению отечественных специалистов, использование сжиженного природного газа (метана) позволяет:

- обеспечить безопасность окружающей среды даже при аварийном сливе компонентов топлива;
- повысить удельный импульс тяги и улучшить энерго-массовые характеристики РН;
- повысить эффективность охлаждения камеры сгорания;
- упростить межпусковую обработку топливных трактов;
- снизить стоимость горючего;
- обеспечить длительность использования сырьевой базы при наличии больших природных запасов горючего;
- обеспечить доступность природного газа для любых национальных программ;
- облегчить создание двигателя любой принципиальной схемы (с окислительным или восстановительным газогенератором);
- использовать материалы, технологии и оборудо-

вание, присущие криогенной технике.

При проведении термодинамического расчета были выявлены основные энергетические и тепловые параметры продуктов сгорания, которые представлены в таблице.

На рисунке представлен график изменения основных параметров продуктов сгорания по длине камеры двигателя (КД). Анализ графической зависимости показывает соответствие экспериментальных параметров и расчетных характеристик, которые приняты в теории ракетных двигателей.

Метановый двигатель, выполненный по замкнутой схеме, обладает принципиально повышенной надежностью, а также при менее напряженных параметрах имеет более высокую удельную тягу.

Следует отметить, что в настоящее время в конструкторском бюро химического машиностроения имени А. М. Исаева активно ведутся разработки кислородно-метанового двигателя. Этот двигатель завершает цикл поисковых расчётно-аналитических и экспериментальных работ, начатых в 1994 году и направленных на исследование возможности использования сжиженного природного газа (СПГ) в качестве одного из компонентов топлива.

По результатам проведенных работ, включающих, в том числе, автономные испытания агрегатов и двигателей прототипов, был разработан двигатель С5.86.1000-0 на паре топлива: жидкий кислород – сжиженный природный газ, выполненный по схеме дожигания восстановительного генераторного газа.

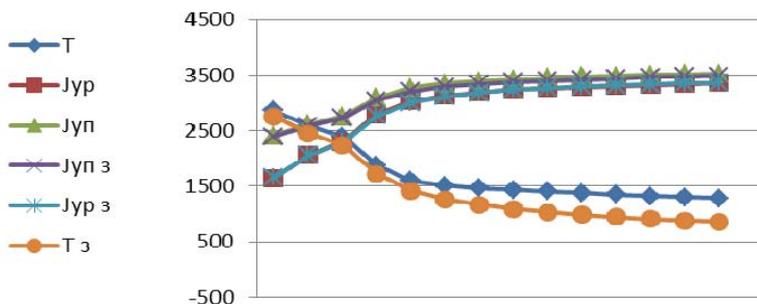
Основные характеристики двигателя:

- тяга (пустотная) 7 500 кг
- удельный импульс тяги 370 с
- суммарный расход топлива 20,27 кг/с
- соотношение расходов компонентов топлива через двигатель 3,4
- соотношение расходов компонентов топлива через газогенератор 0,44
- геометрическая степень расширения сопла камеры 198,7

К настоящему времени изготовлены и испытаны с положительными результатами два экземпляра двигателя [3].

#### Основные результаты расчета параметров в камере сгорания

$T_k$	$R_k$	$\eta$	$T_a$	$R_a$	$J_{уп\_ид}$	$J_{ур\_ид}$	$J_{у\_ид}$	$\beta_{ид}$	$C_p$	$\bar{F}$	$K_v$
3292	446,2	86	1287	439,7	3520	3360	3440	1881	2808	53,8	1,175



Изменение основных параметров по длине камеры двигателя

**Библиографические ссылки**

1. Горностаев В. И. Термодинамический расчет двигателя / САА. Красноярск, 1994.
2. Дорофеев А. А. Основы теории тепловых ракетных двигателей. Теория, расчет и проектирование: учебник для авиа- и ракетостроительных специальностей вузов. М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2010. 463 с.
3. URL: <http://www.kbhmisaeva.ru/main.php> (дата обращения: 10.10.2013).

**References**

1. Gornostaev V. I. Thermodynamic calculation engine. САА. Krasnoyarsk, 1994.
2. Dorofeev A. A. Fundamentals of the theory of thermal rocket engines. Theory, calculation and design: a textbook for air and missile universities. М. : Izd-vo MGTU im. Bauman, 2010.463 с.
3. URL: <http://www.kbhmisaeva.ru/main.php> (date of visit: 10.10.2013).

© Рыбакова В. Н., Мехтиев А. С., 2013

УДК 621.45

**АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ КИСЛОРОДА В КАЧЕСТВЕ ОХЛАДИТЕЛЯ КАМЕРЫ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ**

*В. М. Самошкин, П. Ю. Васянина*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: polchik91@mail.ru

*Проведен сравнительный анализ каналов охлаждающего тракта, имеющих искусственную шероховатость и с гладкой поверхностью dna канала.*

*Ключевые слова: искусственная шероховатость, охлаждающий тракт, жидкостный ракетный двигатель, кислород.*

**EFFECTIVENESS OF OXYGEN AS CAMERA COOLER OF LIQUID-PROPELLANT ROCKET ENGINE**

*V. M. Samoshkin, P. Y. Vasyanina*

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochoy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: polchik91@mail.ru

*A comparative analysis to cool channels tract with artificial roughness and smooth-surfaced canal bottom is presented.*

*Keywords: artificial roughness, the cooling path, liquid rocket engine, oxygen.*

С ростом давления в камере сгорания и повышением коэффициента массового соотношения окислителя и горючего растет не только удельный импульс двигателя, но и удельный тепловой поток в стенку камеры жидкостного ракетного двигателя (ЖРД). Поэтому создание новых высокоэкономичных двигателей во многом зависит от эффективности системы регенеративного охлаждения камеры двигателя [1].

При работе ЖРД температуры наружной и внутренней оболочек различны и переменны как вдоль оболочки, так и по ее толщине. В наиболее тяжелых температурных условиях работает внутренняя оболочка. Средняя температура ее намного выше, чем у наружной оболочки, и, кроме того, значительно изменяется температура по ее толщине (тем больше, чем больше тепловой поток через стенку и чем меньше теплопроводность стенки) [2].

При таких температурных условиях работы в стенках возникают большие температурные напряжения и ухудшаются механические свойства мате-

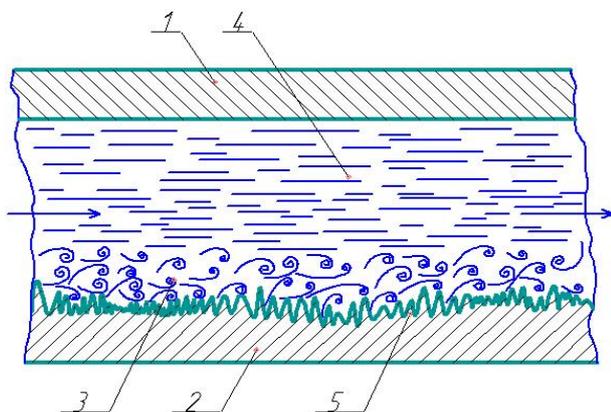
риала. Ввиду этого при прочностных расчетах камеры ЖРД необходимо учитывать температуру и неравномерность ее по толщине внутренней оболочки, а также изменение механических свойств материала при повышении температуры [3].

В настоящее время в технической литературе приводится перспективное направление использования в качестве охладителя камеры ЖРД жидкого кислорода с применением технологии изготовления охлаждающего тракта камеры с искусственной шероховатостью по дну канала. В связи с этим возникает вопрос о влиянии шероховатости канала на эффективность охлаждения камеры ЖРД.

Рассмотрим случай, широко встречающийся в ракетостроении: фрезерованные каналы охлаждающего тракта камеры двигателя без создания искусственной шероховатости. Охлаждающий компонент проходит по каналу, отбирая тепло, выделяющееся вследствие сгорания компонентов топлива. Процесс прохождения компонента происходит без дополнительных гидрав-

лических сопротивлений и обуславливается лишь шероховатостью канала после механической обработки.

Во втором рассматриваемом нами случае, когда в качестве дополнительной механической обработки используется электроэрозионная обработка вольфрамовым электродом для создания искусственной шероховатости по дну канала охлаждающего тракта, происходят несколько иные процессы. Компонент, проходя по каналу, испытывает помимо обычных гидравлических сопротивлений, упомянутых в первом случае, еще и дополнительные гидравлические сопротивления, вызванные сложным геометрическим профилем дна канала. Вследствие того что поток встречает на своем пути препятствия в виде искусственной шероховатости, происходит его срыв и возникает турбулентное течение, затормаживающее весь поток (см. рисунок). Из-за уменьшения скорости потока компонент более длительный период времени проходит по охлаждающему тракту. Вследствие задержки охлаждающего компонента происходит больший отбор тепла от огневой стенки ЖРД. Процесс охлаждения происходит более эффективно.



Турбулентное течение потока охладителя по охлаждающему тракту с искусственной шероховатостью по дну канала:

- 1 – наружная стенка камеры двигателя; 2 – огневая стенка камеры двигателя; 3 – турбулентный поток охладителя; 4 – ламинарный поток охладителя; 5 – искусственная шероховатость по дну канала охлаждающего тракта

Охлаждение криогенным кислородом на сегодняшний день представляет большой интерес, несмотря на то обстоятельство, что в качестве охладителя горючее предпочтительнее, так как оно не создает агрессивной среды. Однако расход горючего всегда меньше, чем окислителя, и горючего компонента может оказаться недостаточно, следовательно, использование жидкого кислорода в качестве охладителя камеры ЖРД предпочтительнее.

Методы расчета теплоотдачи для условий, характерных в охлаждающем тракте ЖРД, основаны на экспериментальных данных. Для развитого турбулентного движения при больших температурных градиентах ( $T_x/T_{кр} \geq 2$ ) можно использовать критериальное уравнение Нуссельта:

$$Nu_x = 0,023 Re_x^{0,8} Pr_x^{0,4} (T_x/T_{ст,x})^{0,55},$$

где  $Re$  – число Рейнольдса;  $Pr$  – число Прандтля;  $T$  – температура газа;  $T_{ст}$  – температура огневой стенки камеры двигателя, величины с индексом «х» следует определять при средней температуре охлаждающего газа. Более надежные данные в широком диапазоне условий применения газов в качестве охладителей можно получить лишь экспериментально [2].

Еще одним плюсом использования криогенного кислорода в качестве охлаждающего компонента в камере ЖРД является более низкая стоимость изготовления двигателя, обусловленная использованием простого теплозащитного покрытия (ТЗП). Также ввиду высоких охлаждающих свойств, характерных для криогенного кислорода, используемого в ракетной отрасли, материал внутренней оболочки камеры ЖРД допустимо использовать менее жаропрочным и жаростойким, что тоже существенно влияет на стоимость изделия.

При разработке современных ЖРД главными задачами являются повышение надежности и снижение стоимости двигателя. Большой вклад в обеспечение надежности двигателя вносит камера сгорания (КС), работающая при высоких уровнях давлений и температур. В существующих двигателях снижение температуры огневой стенки КС в большинстве случаев достигается за счет применения завесного охлаждения, что приводит не только к снижению удельного импульса двигателя, но и к снижению надежности и усложнению конструкции. Благодаря охлаждению жидким кислородом предполагается, что завесное охлаждение в камере сгорания будет отсутствовать, что позволяет уменьшить длину камеры сгорания, а соответственно – массу двигателя и его стоимость.

Наружное проточное охлаждение камеры газообразным кислородом обеспечивает необходимый для надежной работы температурный режим стенки на всем ее протяжении. Благодаря этому можно отказаться от завесного охлаждения, что приводит к увеличению удельного импульса.

Таким образом, можно сделать вывод о том, что в случае регенеративного охлаждения теплота, воспринятая охладителем, возвращается с ним в камеру, энтальпия топлива при этом увеличивается. Следовательно, использование искусственной шероховатости на дне канала охлаждающего тракта камеры и отсутствие завесного охлаждения обеспечивают высокую эффективность регенеративного охлаждения, что способствует повышению удельного импульса двигателя.

### Библиографические ссылки

1. Смоленцев А. А., Стриженко П. П. Анализ огневых испытаний экспериментальных камер сгорания ЖРД для РБ типа ДМ с кислородным охлаждением // Вестник Самар. гос. аэрокосмич. ун-та. 2011. № 3 (27).
2. Алемасов В. Е., Дрегалин А. Ф., Тишин А. П. Теория ракетных двигателей. М.: Машиностроение, 1989.
3. 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.

## References

1. Smolentsev A. A., Strizhenko P. P. Analysis of the experimental fire tests of the combustion chamber rocket engine for RB DM type with an oxygen-cooled // Samara State Aerospace University. 2011. № 3 (27).
2. Alemasov V. E., Dregalin A. F., Hush A. P. The theory of rocket engines // Publishing House of the «Engineering», 1989.

3. Gahun G. G., Baulin V. Volodin, V. A., Kurpatenkov V. D., Kraev M. V., Trofimov V. F. The construction and design of liquid rocket engines // Publishing House of the «Engineering», 1989.

© Самошкин В. М., Васянина П. Ю., 2013

УДК 629.76

## ПЕРСПЕКТИВЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ЖРД НК-33 В КОСМИЧЕСКИХ ПРОГРАММАХ

*Д. Р. Тележенко, В. В. Рычков*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: dentimenis@mail.ru

*Рассмотрены технические характеристики ЖРД НК-33, проведен анализ этапов модернизации двигателя с возможностью его использования в современных космических программах.*

*Ключевые слова: жидкостный ракетный двигатель, модернизация двигателя, технические параметры.*

## PROSPECTS FOR THE LRE NK-33 USE IN SPACE PROGRAMS

*D. R. Telezhenko, V. V. Rychkov*

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: dentimenis@mail.ru

*The technical characteristics of NK-33 rocket engine are studied, the analysis of modernization phases of the engine with the possibility of its use in modern space programs is done.*

*Keywords: liquid rocket engine, engine upgrade, the technical parameters.*

С разработкой новых ракет-носителей появилась потребность в высокотехнологичных жидкостных ракетных двигателях [1]. Таким двигателем может стать двигатель НК-33, разрабатывавшийся в 1960-х гг. конструктором Н. Д. Кузнецовым для полетов на Марс и Луну.

В августе 2013 г. были проведены огневые испытания двигателя после долгих лет консервации. Общая наработка по итогам трех стендовых проверок составила 616 секунд. Двигатель отработал успешно, подтвердив все требуемые параметры [4].

НК-33 – однокамерный двигатель закрытого цикла, использует экологически чистое топливо – кислород и керосин. Открытие основных клапанов окислителя и горючего происходит автоматически под давлением компонентов, создаваемым насосами при работе пиротурбины [3].

Двигатель не имеет ни рулевых камер, ни поворотных сопел: при изначальном применении на «Н-1» для управления по каналам тангажа и рысканья использовалось рассогласование тяги противоположных двигателей [2].

Особенностью двигателя, направленной на обеспечение надежности и стабильности запуска, является применение минимального числа управляющих команд в процессе выхода двигателя на главную ступень тяги [3].

Тяга двигателя на земле составляет 1 510 кН, в пустоте 1 692 кН. Удельный импульс на земле 2 913 Н\*с/кг, в пустоте 3 247 Н\*с/кг. Расход топлива 523 кг/с. Масса двигателя сухого 1 240 кг, залитого 1 393 кг. Подтверждение надежности 0,996 [3].

На данный момент двигатель НК-33 претерпел несколько модификаций. Планируется применение модификации НК-33-1 на второй ступени ракеты-носителя «Союз-2-3». Эта модификация, в отличие от базового НК-33, имеет узел управления вектором и выдвигающийся насадок для оптимизации степени расширения сопла на высоте больше 10 км. Модификация НК-33А разворачивается на предприятии производства новых двигателей для российских космических программ, а также для потенциальных зарубежных заказчиков [2].

Жидкостный ракетный двигатель вообрал в себя все достижения советского двигателестроения того времени. Он и его модификации имеют большие перспективы в современной космической программе.

## Библиографические ссылки

1. Работы по модернизации НК-33 [Электронный ресурс] // Лаборатория космических исследований. Ульяновск, 2006–2013. URL: <http://www.spacephys.ru/nk-33-vnov-vostrebovan> (дата обращения: 11.10.2013).

2. НК-33 [Электронный ресурс] // Википедия. 2011. URL: <http://ru.wikipedia.org/wiki/НК-33> (дата обращения: 18.09.2013).

3. Борисов В. А., Жижикин А. М., Мелентьев В. С. Жидкостный ракетный двигатель НК-33 [Электронный ресурс] : лаб. раб. Самара, 2011. URL: <http://tdla.ssau.ru/uop/kipdla/posob16.pdf> (дата обращения: 18.09.2013).

4. На ОАО «Кузнецов» (Самара) завершился очередной цикл испытаний ракетного двигателя НК-33 [Электронный ресурс] // Сделано у нас : сетевой журн. 2013. URL: <http://sdelanounas.ru/blogs/40033/> (дата обращения: 18.09.2013).

spacephys.ru/nk-33-vnov-vostrebovan (accessed 18 September 2013).

2. NK-33 (2011), Available at: <http://ru.wikipedia.org/wiki/НК-33> (accessed 18 September 2013).

3. Borisov V. A., Zhizhikin A. M., Melent'ev V. S. Liquid rocket engine NK-33 (Zhidkostnyj raketnyj dvigatel' NK-33), Available at: <http://tdla.ssau.ru/uop/kipdla/posob16.pdf> (accessed 18 September 2013).

4. At JSC «Kuznecov» (Samara) completed another test cycle rocket engine NK-33 (Na ОАО «Kuznecov» (Samara) zavershilsja ocherednoj cikl ispytaniy raketnogo dvigatelja NK-33), Available at: <http://sdelanounas.ru/blogs/40033/> (accessed 18 September 2013).

### References

© Тележенко Д. Р., Рычков В. В., 2013

1. Work on upgrading the NK-33 (Raboty po modernizacii NK-33) Available at: <http://www.>

УДК 629.7

## ОСОБЕННОСТИ ОХЛАЖДЕНИЯ КАМЕРЫ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ ЖИДКИМ КИСЛОРОДОМ

*А. И. Укачиков*

ОАО «Красноярский машиностроительный завод»

Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 29. E-mail: [kras@krasmail.ru](mailto:kras@krasmail.ru)

*Рассматриваются особенности охлаждения камеры сгорания ракетного двигателя жидким кислородом, перспективы применения камер ракетных двигателей, использующих жидкий кислород в качестве охладителя.*

*Ключевые слова: жидкий кислород, камера сгорания, наружное охлаждение.*

## FEATURES OF COOLING THE LIQUID ROCKET ENGINE CHAMBER WITH LIQUID OXYGEN

*A. I. Ukachikov*

JSC «Krasnoyarsk Machine-Building Plant»

29, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: [kras@krasmail.ru](mailto:kras@krasmail.ru)

*The features of cooling the rocket engine combustion chamber with liquid oxygen and the prospects of rocket engine chambers using liquid oxygen as cooler are considered.*

*Keywords: liquid oxygen, the combustion chamber, external cooling.*

В последнее время в проектировании перспективных ракет-носителей (РН) наряду с надежностью задается требование к экологичности РН, достигаемое использованием двигательных установок работающих на экологически чистых компонентах топлива – кислород-керосин, кислород-водород, кислород-метан и т. п.

В современных двигателях в качестве охладителя используются окислитель или горючее либо оба компонента. При использовании в качестве охлаждающего компонента жидкого кислорода для удобства компоновки, уменьшения длины подводящих охладитель трубопроводов, а также снижения гидравлического сопротивления, охлаждающий тракт охладителя разделяют на несколько расходов, каждый из которых охлаждает какую-либо часть камеры сгорания или сопла [1]. Эффективность в разделении расходов и подачи в отдельные части камеры охладителя заклю-

чается в том, что имеется возможность подачи охладителя в области с наибольшими тепловыми потоками (дозвуковая и критическая части сопла) с более низкой температурой.

Узлом, определяющим основные характеристики ЖРД, является камера сгорания. Сложность создания камеры сгорания с совершенными техническими характеристиками связана с исключительно напряженным рабочим процессом в камере. В современных камерах сгорания выделение тепла в единице объема в сотни раз больше, чем в любых других тепловых машинах. В этих условиях время пребывания топлива в камере сгорания составляет несколько тысячных секунды [2]. Одним из важнейших процессов, влияющих на эффективность работы камеры сгорания ЖРД, является процесс охлаждения камеры сгорания. От качества проводимого отбора тепла

камеры сгорания зависит работа двигательной установки в целом.

Большинство камер ЖРД имеет наружное охлаждение, при котором осуществляется проток охладителя по охлаждающему тракту, образованному между внутренней и наружной оболочками или стенками камеры сгорания и сопла. С ростом давления в камере и повышением энергетических характеристик двигателя для обеспечения надежной теплозащиты стенок камеры требуется интенсификация наружного проточного охлаждения. Это достигается увеличением скорости течения охладителя, развитием теплоотдающей поверхности стенки с помощью ее оребрения, турбулизацией потока, например путем создания искусственной шероховатости тракта. Кроме того, при интенсивном наружном охлаждении требуется, чтобы внутренняя стенка была достаточно тонкой и изготовленный из теплопроводных материалов, например из медных сплавов [3].

В большинстве случаев для охлаждения камер ЖРД в таких парах, как кислород-керосин, кислород-водород, кислород-метан, применяется горючее. Применение окислителя в качестве охладителя встречается крайне редко. Одной из причин столь редкого применения окислителя в качестве охладителя связано с тем, что кислород в случае местного перегрева стенки камеры склонен к возгоранию с быстрым увеличением площади горения металла с последующим пожаром в камере сгорания.

Однако проведенные проектные исследования и специальные огневые испытания на экспериментальных экземплярах показали, что в случае недостаточного охлаждения на определенном участке происходит местный прогар стенки камеры без дальнейшего развития процесса горения материала камеры двигателя. В некоторых случаях, если прогар имеет локальный характер, двигатель может провести работу до конца либо выйти на аварийное выключение без разрушения.

При традиционном использовании пары кислород-керосин, где охладителем камеры является керосин, для эффективного охлаждения камеры сгорания применяется дополнительное внутреннее охлаждение, что приводит к потерям удельного импульса тяги. Переход на охлаждение камеры кислородом позволит ликвидировать потери удельного импульса тяги, связанные с организацией завесного охлаждения огневой стенки камеры горючим, и, как следствие, резко повысить энергетические характеристики двигателя. Увеличение удельного импульса тяги является следствием более высоких термодинамических характеристик и охлаждающей способности кислорода [4]. Жидкий кислород обладает хорошей текучестью, не является коррозионноактивным, и поэтому выбор конструкционных материалов не ограничен. Однако надо учитывать, что жидкий кислород – жидкость с высокой степенью криогенности, и ее контакт с кон-

струкционным материалом вызывает так называемое «охрупчивание» материала.

Таким образом, применение жидкого кислорода в качестве охладителя камеры двигателя можно рассматривать как с положительной, так и с отрицательной позиции, к «минусам» можно отнести также необходимость проведения продувки, захлаживания всего тракта охлаждения. В целом применение кислорода в качестве охладителя позволит кардинально улучшить основные параметры камеры, что приведет к росту эффективности всего ракетного двигателя.

### 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. Добровольский М. В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования : учебник для вузов. 2-е изд., перераб. и доп. / под ред. Д. А. Ягодникова. М. : МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2005. 488 с.
3. Кудрявцев В. М. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей : учебное пособие / А. П. Васильев, В. М. Кудрявцев, В. А. Кузнецов и др. ; под общ. ред. В. М. Кудрявцева. М. : Высшая школа, 1967. 676 с.
4. Стриженко П. П. Особенности расчета теплового состояния камеры ЖРД с беззавесным охлаждением жидким кислородом // Вестн. Самар. гос. аэрокосм. ун-та. 2009. № 3 (19). Ч. 2.

### References

1. Design and designing of liquid rocket engines: the Textbook for students of high schools on a speciality «Aviation engines and power installations» / G. G. Gahun, V. I. Baulin, V. A. Volodin, etc. / under the gen. ed. G. G. Gahuna. M. : Mechanical engineering, 1989, 424 p.
2. Dobrovolsky M. V. liquid rocket engines. Bases of designing: the Textbook for high schools. 2 edition advanced / under the gen. ed. D. A. Jagodnikova. M. : MGTU of a name N. E. Bauman, 2005. 488 p.
3. Kudryavtsev V. M. bas of the theory and calculation of liquid rocket engines: the Manual for aviation high schools and faculties / A. P. Vasilev, V. M. Kudryavtsev, V. A. Kuznetsov etc. / under the gen. ed. V. M. Kudryavtsev. M. : the Higher school, 1967. 676 p.
4. Strizhenko P. P. feature of calculation of a thermal condition of chamber LRE with cooling by liquid oxygen / P. P. Strizhenko // Vestnik Samaras the state space university, 2009. № 3 (19). P. 2.

© Укачиков А. И., 2013

УДК 621.56

## РАСЧЕТ И АНАЛИЗ ПРОЦЕССОВ ТЕПЛООБМЕНА В КОНДЕНСАТОРЕ СИСТЕМЫ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ

А. А. Ходенков, А. В. Делков, А. А. Кишкин

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: delkov-mx01@mail.ru

*Рассматривается тепловой процесс в конденсаторе системы терморегулирования. Выделяются особенности работы конденсатора, осложняющие его расчет. Приводятся данные экспериментальных исследований.*

*Ключевые слова: конденсатор, тепловой процесс, эксперимент.*

## CALCULATION AND ANALYSIS OF HEAT TRANSFER PROCESS IN THE CONDENSER THERMAL CONTROL SYSTEM

A. A. Hodenkov, A. V. Delkov, A. A. Kishkin

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: delkov-mx01@mail.ru

*The thermal process in the capacitor of thermal control systems is considered. The features of the capacitor, complicating its calculation, are described. The data of experimental research are presented.*

*Keywords: capacitor, thermal process, experiment.*

Современный этап развития систем терморегулирования космических аппаратов требует перехода к оптимизации проектируемых систем с целью повышения их эффективности, сокращения энергозатрат и капитальных вложений. Эту задачу возможно разрешить с применением достоверных моделей тепловых процессов в элементах системы терморегулирования [1].

В данной работе рассматриваются тепловые процессы в одном из основных элементов активной системы терморегулирования – конденсаторе.

Эффективность конденсатора определяется степенью интенсивности теплообмена и площадью распространения фазового перехода [2]. Оценка эффективности обычно производится на этапе проекторночного расчета. Однако 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 настоящем исследовании ставится задача унифицировать расчетный аппарат для создания универсальных алгоритмов, подходящих для произвольного конденсатора, позволяющих существенно повысить энергоэффективность 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.

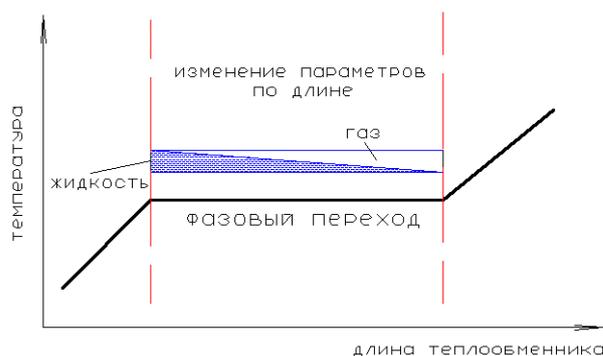


Рис. 1. Картина течения с фазовым переходом в конденсаторе

На основе проведенных экспериментов по температурному полю (рис. 2) двухфазного теплообменника можно определить длину фазового перехода без разрыва первого рода.

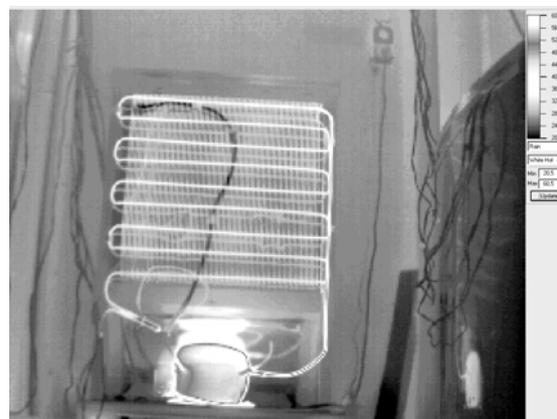


Рис. 2. Температурное поле двухфазного теплообменника

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. Гушин 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. : ил.

#### 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. *Teplotobmennyye apparaty holodil'nykh ustanovok* (Heat exchangers of refrigeration systems). Leningrad : Mechanical Engineering. Leningrad Branch, 1986. 303 p.

© Ходенков А. А., Делков А. В.,  
Кишкин А. А., 2013

УДК 621.675

### ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ В МЕЖЛОПАТОЧНОМ КАНАЛЕ РАБОЧЕГО КОЛЕСА ЦЕНТРОБЕЖНОГО НАСОСА

*Е. В. Черненко, Д. А. Жуиков, О. В. Каменюк*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: oleg.scorpion16@mail.ru

*Моделируется течение в межлопаточном канале рабочего колеса центробежного насоса. Представлены график изменения скоростей и поле скоростей в межлопаточном канале рабочего колеса центробежного насоса. Показано, что применение численных методов для решения задач проектирования турбонасосных агрегатов является актуальным.*

*Ключевые слова: рабочее колесо, центробежный насос, численное моделирование.*

### NUMERICAL SIMULATION OF FLOW IN THE INTERSCAPULAR CHANNEL OF AN IMPELLER OF A CENTRIFUGAL PUMP

*E. V. Chernenko, D. A. Zhuikov, O. V. Kameniuk*

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: oleg.scorpion16@mail.ru

*The modeling of flow in the interscapular channel of an impeller of a centrifugal pump is presented. The graph of change of velocities and the field of velocities in the interscapular channel of an impeller of a centrifugal pump are presented. It is shown that using of numerical methods for solving of design problems of a turbo pump is promising.*

*Keywords: impeller, centrifugal pump, numerical simulation.*

Центробежный насос относится к обширному классу лопаточных машин. В нем преобразование механической энергии в энергию жидкости совершается во вращающихся каналах, образованных лопатками. Для центробежных насосов характерно обтекание вращающихся лопаток потоком жидкости [1].

В данной работе представлено разработанное программное обеспечение (ПО), которое моделирует течение в межлопаточном канале рабочего колеса центробежного насоса [2].

Исходными данными для расчета в ПО являются: радиус входа, радиус выхода, углы входа и выхода лопатки, количество лопаток и т. д. В ходе выполнения расчета определяются все составляющие скорости

на входе и выходе из колеса, теоретический напор и коэффициент конечного числа лопаток. Исходные данные и результаты расчета в ПО сводятся в таблицу.

По этим результатам ПО моделирует течение (рис. 1) и строит график изменения скоростей в межлопаточном канале рабочего колеса центробежного насоса (рис. 2).

Таким образом, разработанное ПО позволяет не только произвести расчет параметров центробежного насоса (составляющие скоростей и напор), но и визуально представить результаты расчета (поле скоростей и график изменения скоростей), что позволяет заявить об актуальности применения численных

методов для решения задач проектирования турбонасосных агрегатов.

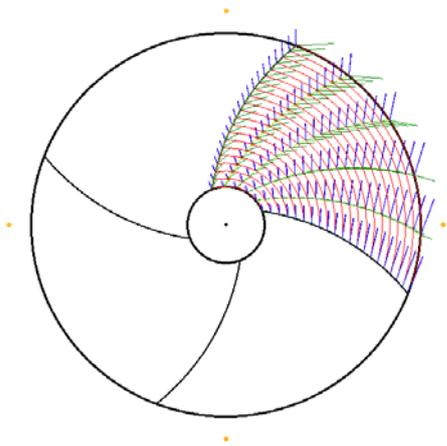


Рис. 1. Моделирование течения в межлопаточном канале рабочего колеса

### Библиографические ссылки

1. Овсянников Б. В., Боровский Б. И. Теория и расчет агрегатов питания жидкостных ракетных двигателей. 3-е изд., перераб. и доп. М.: Машиностроение, 1986. 376 с.
2. Черненко Е. В., Черненко Д. В., Кишкин А. А., Жуйков Д. А., Делков А. В. Расчет поля скоростей ядра потока в межлопаточном канале центробежного нагнетателя (BladeChannel): свидетельство об официальной регистрации программы для ЭВМ № 2012612292 от 02.03.2012 г. Заявка № 2011619745 от 19.12.2011.

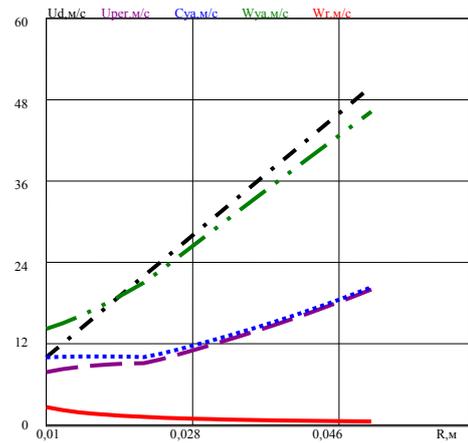


Рис. 2. График изменения скоростей в межлопаточном канале рабочего колеса:

- Ud – окружная скорость;  
 Uper – переносная составляющая окружной скорости;  
 Суа – абсолютная скорость;  
 Wya – относительная скорость;  
 Wг – среднерасходная скорость

### References

1. Ovsyannikov B. V., Borovskii B. I. Teoriya i raschet agregatov pitaniya zhidkostnih raketnih dvigatelei. Moscow, Mashinostroenie, 1986, 376 p.
2. Chernenko E. V., Chernenko D. V., Kishkin A. A., Zhuikov D. A., Delkov A.V. Raschet polya skorostei yadra potoka v mezhlopatochnom kanale centrobezhnogo nagnetatelya (BladeChannel): Svidetelstvo ob oficialnoi registracii programmi dlya EVM №2012612292 ot 02.03.2012 g. Zayavka №2011619745 ot 19.12.2011.

© Черненко Е. В., Жуйков Д. А., Каменюк О. В., 2013

*Секция*

**«СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ,  
КОСМИЧЕСКАЯ НАВИГАЦИЯ И СВЯЗЬ»**



УДК 621.396.96

## ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МОРСКОЙ РАДИОНАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ «КРАБИК» ДЛЯ КООРДИНАТНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ НАЗЕМНЫХ ОБЪЕКТОВ

*А. М. Алешечкин, Д. С. Феоктистов*

Сибирский федеральный университет  
Россия, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79. E-mail: feoktistov-d-s@mail.ru

*Приведено описание радионавигационной системы «Крабик-БМ», серийно выпускаемой ОАО НПП «Радиосвязь» (г. Красноярск) для обеспечения морских объектов. Представлены результаты проведенных испытаний по определению основных технических характеристик комплекса в условиях работы РНС на суше.*

*Ключевые слова: спутниковая радионавигационная система.*

## USE OF MARINE RADIO NAVIGATION SYSTEM «KRABIK» FOR COORDINATE PROVISION OF GROUND OBJECTS

*A. M. Aleshechkin, D. S. Feoktistov*

Siberian Federal University  
79, Svobodny prosp., Krasnoyarsk, 660041, Russia. E-mail: feoktistov-d-s@mail.ru

*The description of the radio navigation system of “Krabik-BM” series produced by SPE “Radiosvyaz” (Krasnoyarsk) for offshore facilities is given. The results of tests carried out to determine the basic characteristics of the complex in terms of the radio navigation system on land are presented.*

*Keywords: satellite navigation system.*

В настоящее время спутниковые радионавигационные системы (СРНС) имеют высокую точность определения координат и предоставляют возможность выполнения навигационных измерений в любой точке Земли. Однако им присущи высокая стоимость и сложность развертывания, что прежде всего связано с затратами по развертыванию и восполнению орбитальной группировки навигационных космических аппаратов. В связи с этим наземные радионавигационные системы (РНС) по-прежнему занимают важное место среди средств навигационного обеспечения.

Длительное время Институтом инженерной физики и радиоэлектроники СФУ и ОАО НПП «Радиосвязь» проводятся совместные работы в области создания наземных РНС. Одной из таких разработанных систем является РНС «Крабик».

Данная РНС является морской фазовой радионавигационной системой диапазона 420–432 МГц, предназначенной для высокоточной геодезической координатной привязки подвижных и стационарных надводных объектов, обеспечивающей:

– выполнение геофизической координатной привязки вторичной опорной сети и неподвижных надводных объектов;

– определение в реальном масштабе времени прямоугольных и географических координат и элементов движения подвижных надводных объектов относительно береговой координатной сети в зоне действия РНС;

– дистанционное определение в реальном масштабе времени координат и элементов движения автономных плавсредств с использованием буйковых радиомаяков-ретрансляторов и корабельных станций;

– дистанционное определение прямых и промежуточных радиодальностей между подвижными или стационарными корабельными станциями РНС, буйковыми радиомаяками-ретрансляторами и опорными наземными передающими станциями.

РНС «Крабик» позволяет производить определение координат корабельных станций в дальномерном, разностно-дальномерном и комбинированном режимах. В состав комплекса входят 3–6 опорных станций (ОС), которые способны обслуживать до 8 бортовых станций (БС), работающих в активном режиме с излучением сигналов (дальномерный или комбинированный режим местоопределения). В разностно-дальномерном режиме количество БС не ограничено [1], поскольку каждая из БС работает только на прием, без излучения сигналов.

Каждая из станций излучает когерентный сигнал на основной частоте  $f_0 = 421$  МГц, а также пяти вспомогательных частотах  $f_1 = 421,01$  МГц,  $f_2 = 421,1$  МГц,  $f_3 = 422$  МГц,  $f_4 = 426$  МГц,  $f_5 = 431$  МГц. Измерение фазовых сдвигов (ФС) осуществляется на метрических частотах  $F_i = f_i - f_0$  ( $i = 1, 2..5$ ), представляющих собой разности между основной и вспомогательными частотами. Использование метрических частот приводит к уменьшению систематической погрешности фазовых измерений, вызванной влиянием среды распространения сигналов и аппаратуры, а также позволяет расширить диапазон однозначных измерений радионавигационных параметров [1]. Технические характеристики РНС «Крабик», заявленные в документации на систему, приведены в таблице.

**Основные технические характеристики  
РНС «Крабик»**

Параметр	Единица измерения	Значение
Дальность действия	км	150
Среднеквадратическое отклонение погрешности измерения дальности с учетом поправок распространения радиоволн (D – дальность ОС-КС)	м	$0,2 + 0,5 \cdot 10^{-5} \cdot D$
Среднеквадратическая погрешность определения координат	м	0,5–3
Диапазон частот	МГц	420–432
Выходная мощность передатчика	Вт	0,5; 5; 20

С целью уточнения технических параметров, а также проверки возможностей использования РНС «Крабик» для координатного обеспечения наземных объектов в июле 2013 г. были проведены ее испытания при распространении радиосигналов по наземным

трассам. Измерения производились в два этапа: на малых и больших дистанциях. На малых дистанциях при расстояниях между станциями 2–3 км были произведены серии измерений дальностей между опорными станциями (ОС) и БС при выходной мощности передатчиков ОС и БС 0,5 и 5 Вт.

На основании полученных данных в программной среде MatLAB были рассчитаны среднеквадратические отклонения (СКО) случайных составляющих погрешностей измерения дальностей и координат БС. На рис. 1 для примера приведены графики зависимости измеренной дальности БС–ОС1 от номера отсчета  $n$ .

СКО измеренного значения дальности для обоих значений мощности излучения оказалось примерно одинаковым и составило около 0,32 м, что оказывается несколько выше приведенного в таблице значения СКО (расчетное значение СКО для измеренной дальности 2 779 м составляет 0,21 м).

При проведении испытаний на большой дальности (около 30 км) при мощности передатчика 5 Вт также производилась запись измеренных радиодальностей. Полученные результаты измерений представлены на рис. 2.

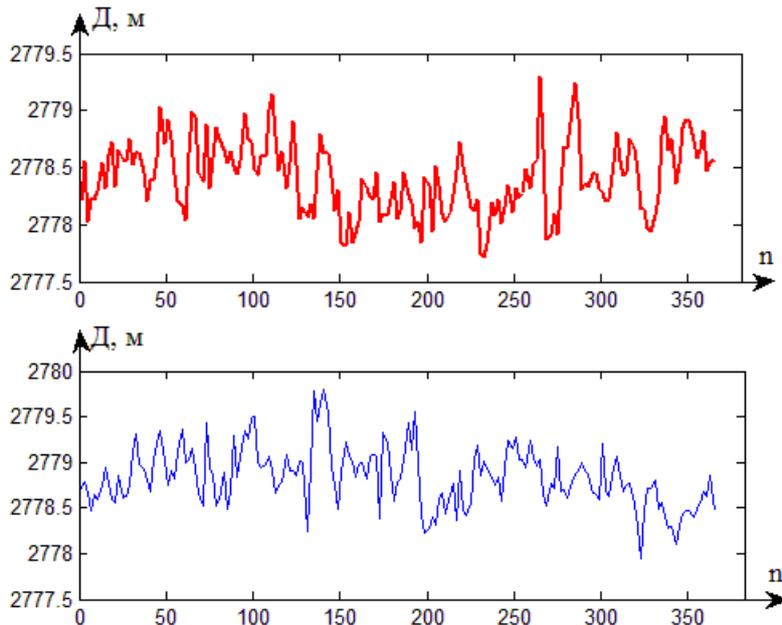


Рис. 1. Измеренная дальность БС–ОС1 при мощностях передатчика 0,5 Вт (верхний) и 5 Вт (нижний)

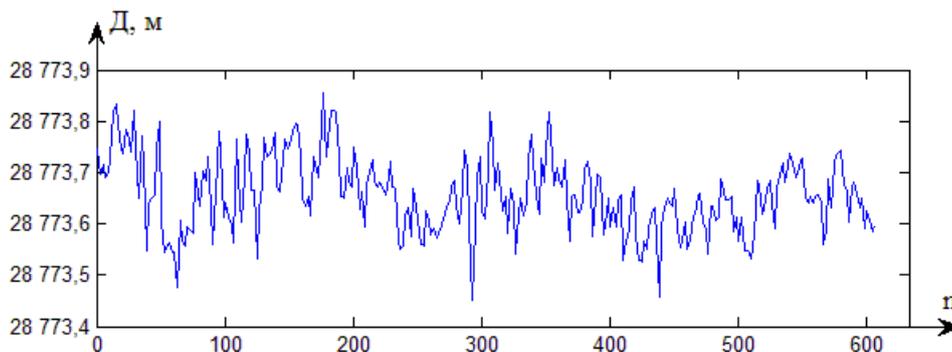


Рис. 2. Измеренные значения дальности БС–ОС1 на большой дистанции

Среднеквадратическая погрешность измеренной дальности на большой дистанции составила 0,12 м, что с запасом перекрывает требования к СКО погрешности измерения дальности, приведенные в таблице (требуемое значение СКО составляет 0,34 м).

Повышение точности измерения дальности на большой дистанции вероятнее всего обусловлено уменьшением влияния отраженных сигналов на результаты измерений.

Таким образом, в ходе полевых испытаний РНС «Крабик» была экспериментально подтверждена возможность ее использования при прохождении трасс распространения радиосигналов над землей в пределах прямой радиовидимости, а не над поверхностью моря, как это было использовано при проектировании РНС. Это обстоятельство позволяет использовать «Крабик» не только в целях морской навигации, но и для решения задач навигационного обеспечения наземных объектов. В свою очередь, планируемый переход на новую элементную базу, а также модифика-

ция существующего программного обеспечения позволит добиться повышения технических характеристик РНС и расширения ее функциональных возможностей для удовлетворения требований конкретных заказчиков.

#### Библиографическая ссылка

1. Кокорин В. И. Радионавигационные системы и устройства: учеб. пособие. Красноярск : ИПЦ КГТУ, 2006. 175 с.

#### Reference

1. Kokorin V. I. Radionavigacionnyye sistemy i ustrojstva: ucheb. posobie. Krasnojarsk : IPC KGTU, 2006. 175 s.

© Алешечкин А. М., Феоктистов Д. С., 2013

УДК 621.396.946"313"

### РОЛЬ МЕЖДУНАРОДНОГО РЕГУЛИРОВАНИЯ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ЧАСТОТ ПРИ СОЗДАНИИ СЕТЕЙ СПУТНИКОВОЙ СВЯЗИ И ВЕЩАНИЯ

*М. Ж. Анаров*

АО «Республиканский центр космической связи»

Республика Казахстан, 010000, г. Астана, ул. Джангельдина, 34. E-mail: anarov@rcsc.kz

*За последние годы в телекоммуникационной отрасли произошли кардинальные перемены – от быстрого роста наземных сетей до создания и развития глобальных сетей персональной спутниковой связи и вещания, передачи данных, видеоконференций, спутниковой навигации и т. д.*

*Ключевые слова: международный союз электросвязи.*

### THE ROLE OF INTERNATIONAL REGULATION OF FREQUENCIES FOR CREATING NETWORKS AND SATELLITE BROADCASTING

*M. Zh. Anarov*

JSC “Republican center of space communication”

34, Dzhangeldin str., Astana, 010000, Republic of Kazakhstan. E-mail: anarov@rcsc.kz

*In recent years, the telecommunications industry has undergone dramatic changes – from the rapid growth of terrestrial networks to the design and development of global networks of personal satellite communications and broadcasting, data transmission, video conferencing, satellite navigation, etc.*

*Keywords: International Telecommunication Union.*

Развитие новых телекоммуникационных технологий неизменно влечет за собой новые потребности в частотном спектре. В свою очередь, это приводит к ужесточению национальных и международно-правовых норм, которые направлены на регулирование планирования и использования радиочастотного спектра, а также реализацию основных принципов международного космического права, декларирующих свободный доступ и справедливое распределение радиочастотного ресурса в интересах всех заинтересованных стран.

В этих условиях неизбежно требуется регулирование использования радиочастот.

Использование радиочастот регулируется на двух уровнях – международном и национальном.

Термин «международное регулирование» используется для описания различных административных и технических процедур, которые должны гарантировать работу радиоэлектронных средств различных государств без оказания взаимных радиопомех.

Управлять использованием спектра на международном уровне необходимо в связи с тем, что радио-

частотный спектр и орбита геостационарных спутников – это ограниченный природный ресурс, и его следует использовать рационально, эффективно и экономно, чтобы все страны могли иметь доступ к нему.

Международное регулирование использования частот осуществляется администрациями связи через Международный союз электросвязи (МСЭ).

Основными документами, определяющими порядок международного регулирования использования частот, являются Устав, Конвенция МСЭ и Регламент радиосвязи.

Правительства стран, которые ратифицировали Устав и Конвенцию МСЭ, берут на себя обязательства:

- применять в своих странах положения Устава и Конвенции МСЭ;

- принять соответствующие национальные законодательные акты, в которые в обязательном порядке должны быть включены положения этих международных договоров.

При создании спутниковых систем связи и вещания выбор полос частот и радиотехнических характеристик спутниковой сети во многом обусловлен характером радиослужбы, Таблицей распределения частот, а также загрузкой орбитально-частотного ресурса.

Полосы частот, в которых могут быть реализованы спутниковые системы связи и вещания, можно разделить на «плановые» и «неплановые».

«Плановые» полос частот предусмотрены Планами ФСС (Приложение 30В РР) и РВСС (Приложение 30 и 30А РР), и их выделение осуществляется на основе принципа гарантированного доступа государств к орбитально-частотному ресурсу. Доступ к такому орбитально-частотному ресурсу осуществляется путем реализации характеристик спутниковых систем предусмотренных этими Планами. Планы составляются заранее, и тем самым резервируется часть частотно орбитального ресурса для каждой страны, участвующей в разработке Плана. Этот ресурс будет сохраняться за страной и может быть использован в последующем при реализации национальных систем связи. Однако Планы имеют ряд существенных недостатков. Дело в том, что плановые характеристики спутниковых систем накладывают ряд ограничений на их проектирование и эксплуатацию, а именно:

- зона обслуживания не должна превышать национальную географическую зону;

- характеристики сети должны удовлетворять эталонным обобщенным параметрам (например, для систем ФСС в С диапазоне диаметр антенн земных станций должен быть не менее 7 м, а в Ku диапазоне – не менее 3 м);

- орбитальная позиция должна соответствовать номинальной орбитальной позиции в Планах.

Данные параметры зачастую не удовлетворяют потребностям коммерческой эксплуатации сетей спутниковой связи и вещания, поскольку существенно отстают от современных требований, предъявляемых к спутниковым сетям связи и вещания.

Исследование возможностей учета новых характеристик сетей в «плановых» полосах частот осуществляется в рамках работы Исследовательских комиссий МСЭ-Р.

В настоящее время исследования, связанные с изменениями регуляторных положений и технических параметров Плана ФСС (Приложение 30В РР), включены в повестку Всемирной конференции радиосвязи 2007 г. (г. Женева, 22 октября – 16 ноября 2007 г.).

Пересмотр Плана предполагается провести на очередной ВКР-2010.

Другая категория полос частот, так называемые «неплановые», или «стандартные», полосы, регулируется другими положениями. Эти полосы частот используются в соответствии со специальными административными и техническими процедурами Регламента радиосвязи, которые включают в себя: предварительное заявление, координацию и регистрацию частот в Международном справочном регистре. Получение международных прав на использование этих частот осуществляется в соответствии с очередностью подачи заявок и может быть выражено следующим тезисом: «первый пришел – первый получил».

В данных полосах частот существует большая гибкость по выбору параметров спутниковых систем при построении сетей связи и вещания. Поэтому большинство современных спутниковых систем связи и вещания используют «неплановые» полосы частот.

Вместе с тем интенсивное освоение «неплановых» полос привело к их перегрузке и огромному количеству взаимных согласований и координаций, с которыми администрации связи зачастую уже не справляются. Кроме того, нехватка спектра в «неплановых» полосах частот периодически приводит к необходимости поиска дополнительных частот, в том числе за счет других радиослужб или «плановых» частот.

Для администраций связи полноценное участие в исследованиях МСЭ-Р, посвященных регулированию частот для спутниковых радиослужб, является одним из важнейших условий успешного развития и создания своих национальных спутниковых систем. Это позволит не только идти в ногу с современными тенденциями в области использования радиочастот и создавать системы на уровне мировых стандартов, но и влиять на международные правила и требования по использованию радиочастот на этапе их подготовки для учета своих национальных интересов.

УДК 621.396.946"313"

## СИСТЕМЫ СПУТНИКОВОЙ СВЯЗИ

*М. Ж. Анаров, Н. Б. Утеулиев, Б. А. Сеитов, А. Т. Мурзалиев, Р. Н. Беккулов*

АО «Республиканский центр космической связи»  
Республика Казахстан, 010000, г. Астана, ул. Джангельдина, 34. E-mail: anarov@rcsc.kz

*Современные организации характеризуются большим объемом различной информации, в основном электронной и телекоммуникационной, которая проходит через них каждый день. Поэтому важно иметь высококачественный выход на коммутационные узлы, которые обеспечивают выход на все важные коммуникационные линии. В России, где расстояния между населенными пунктами огромные, а качество наземных линий оставляет желать лучшего, оптимальным решением этого вопроса является применение систем спутниковой связи (ССС).*

*Ключевые слова: система спутниковой связи.*

## SATELLITE COMMUNICATION SYSTEM

*M. Zh. Anarov, N. B. Uteulyev, B. Seitov, A. Murzalyev, R. Bekkulov*

JSC "Republican center of space communication"  
34, Dzhangeldin str., Astana, 010000, Republic of Kazakhstan. E-mail: anarov@rcsc.kz

*Modern organizations are characterized with large volumes of different information, especially electronic and telecommunication, they deal with every day. Therefore, it is important to have a high quality output at switching nodes, which provide access to all important lines of communication. In Russia, where the distances between settlements are great, and the quality of land lines is poor, the optimal solution of this problem is the use of satellite communication systems (SCS).*

*Keywords: Satellite communication system (SCS).*

На сегодняшний день существует большое количество СССР, основанных на различных спутниковых системах, различных принципах и предназначенных для различных применений. Спутниковые системы связи известны давно и используются для передачи различных сигналов на протяженные расстояния. С момента своего появления спутниковая связь стремительно развивалась, и по мере накопления опыта, совершенствования аппаратуры, развития методов передачи сигналов произошел переход от отдельных линий спутниковой связи к локальным и глобальным системам.

Такие темпы развития СССР объясняются рядом достоинств, которыми они обладают. К ним, в частности, относятся большая пропускная способность, неограниченные перекрываемые пространства, высокое качество и надежность каналов связи. Эти достоинства, которые определяют широкие возможности спутниковой связи, делают ее уникальным и эффективным средством связи. Спутниковая связь в настоящее время является основным видом международной и национальной связи на большие и средние расстояния. Использование искусственных спутников Земли для организации связи продолжает расширяться по мере развития существующих сетей связи. Многие страны создают собственные национальные сети спутниковой связи. Все системы можно разделить на системы двух видов: работающие через спутники на негеостационарных и геостационарных орбитах. Негеостационарные спутники используются в основном для военных, научных и метеорологических исследований. Их главная особенность – невозможность поддержания

круглосуточной связи с ЗС. Однако, перемещаясь по заданной орбите относительно поверхности Земли, они могут собирать данные с большой площади земной поверхности. Геостационарные спутники выводятся на такую орбиту в плоскости экватора, при которой их угловая скорость совпадает со скоростью вращения Земли вокруг своей оси. Высота над поверхностью Земли, где выполняются условия постоянства скоростей и равенства центробежной и гравитационной сил, составляет 36 тысяч километров. Теоретически один расположенный таким образом спутник может обеспечить качественную связь для трети земной поверхности. В действительности обслуживаемые территории существенно меньше. Особенностью спутников на геостационарных орбитах является значительная временная задержка (порядка 240 мс) в спутниковом канале, вызванная необходимостью два раза преодолевать расстояние в 36 тысяч километров от ЗС до спутника.

Мы будем рассматривать системы, где применяются спутники связи, обращающиеся на орбитах синхронно с вращением Земли. Это позволяет существенно упростить систему связи. В этом случае каждая земная станция работает непрерывно с одним и тем же спутником связи. Ранее, при использовании несинхронных спутников, существовала необходимость периодического переключения антенной системы каждой земной станции с одного спутника на другой, что естественно вызывало перерывы связи. К тому же значительную часть стоимости ЗС составляла не очень надежная аппаратура слежения. Использование стационарных спутников связи обеспечивает беспере-

бойную связь, но требует дополнительного запаса рабочего тела для проведения многократных коррекций орбиты ИСЗ. Считается, что этот дополнительный запас рабочего тела для коррекции орбиты является сравнительно небольшой платой за простоту эксплуатации системы и отсутствие перерывов связи. Земные станции при использовании стационарных спутников упрощаются за счет отказа от сложной и дорогой системы слежения. Спутниковые системы связи могут различаться также и типом передаваемого сигнала, который может быть цифровым или аналоговым. Передача информации в цифровой форме обладает рядом преимуществ по сравнению с другими методами передачи. К ним относятся:

- простота и эффективность объединения многих независимых сигналов и преобразования цифровых сообщений в «пакеты» для удобства коммутации;
- меньшие энергозатраты по сравнению с энергозатратами на передачу аналогового сигнала;
- относительная нечувствительность цифровых каналов к эффекту накопления искажений при ретрансляциях, обычно представляющему серьезную проблему в аналоговых системах связи;
- потенциальная возможность получения очень малых вероятностей ошибок передачи и достижения высокой верности воспроизведения переданных данных путем обнаружения и исправления ошибок;
- конфиденциальность связи;
- гибкость реализации цифровой аппаратуры, допускающая использование микропроцессоров, цифровую коммутацию и применение микросхем с большей степенью интеграции компонентов.

**VSAT-станция спутниковой связи** – станция спутниковой связи с антенной малого диаметра, порядка 1.8...2.4 м. VSAT-станции используются для обмена информацией между наземными пунктами, а также в системах сбора и распределения данных. CCC с сетью земных станций типа VSAT обеспечивают телефонную связь с цифровой передачей речи, а также передачу цифровой информации. При передаче телефонного трафика спутниковые системы образуют групповые тракты (совокупность технических средств, обеспечивающих прохождение группового сигнала, т. е. несколько телефонных подканалов объединяются в один спутниковый) и каналы передачи (совокупность средств, обеспечивающих передачу сигналов из одной точки в другую). Каналы и групповые тракты CCC широко используются на участках магистральной и внутризональной телефонных сетей, в ряде случаев на местных линиях связи CCC позволяют организовать прямые закрепленные каналы и тракты между любыми пунктами связи в зоне обслуживания ИСЗ, а также работать в режиме незакрепленных каналов, при котором спутниковые каналы и тракты могут оперативно переключаться с одних направлений на другие при изменении потребностей трафика на сети, а также использоваться наиболее эффективно – полнодоступными пучками. К настоящему времени создано несколько CCC с использованием VSAT. Одной из типичных систем такого рода является система, организованная на базе геостационарных спутников. VSAT, работающие в составе данной системы,

установлены в ряде стран, в том числе и в России. Привлекательной особенностью станций VSAT является возможность их размещения в непосредственной близости от пользователей, которые благодаря этому могут обходиться без наземных линий связи. Вообще станциями VSAT называются станции, обладающие определенными характеристиками, описанными в рекомендациях 725-729 ММКР.

Кроме систем с закрепленным каналом, эффективных при постоянной передаче информации на высоких скоростях (10 кбит/сек и более), существуют системы, использующие временное, частотное, кодовое или комбинированное разделение канала между многими абонентскими ЗС. Еще одним параметром, позволяющим классифицировать CCC, является использование протокола. Первые спутниковые системы были беспроточными и предлагали пользователю прозрачный канал.

Недостатком таких систем являлась, например, передача информации пользователя без, как правило, подтверждения ее доставки принимающей стороной. Иначе говоря, в подобных системах не оговорены правила диалога между участниками обмена информацией. В этом случае качество CCC определяется качеством спутникового канала. При типичных значениях вероятности ошибки на символ в пределах  $10^{-6} \dots 10^{-7}$  передача больших файлов через спутниковые системы, даже с использованием различных помехоустойчивых кодов, затруднена, если не сказать что невозможна. Современные CCC используют протокол, повышающий надежность связи при сохранении высокой скорости обмена информацией между абонентами. Так, например, для рассматриваемой ниже системы передачи данных типа PEST<sup>TM</sup> (Personal Earth Station – персональная земная станция) вероятность ошибки на символ не превышает  $10^{-9}$  для 99 % времени связи.

В настоящее время в России сетей и земных станций типа VSAT в строгом их понимании мало, но их число будет расти, так как наша страна наряду с большой протяженностью обладает плохо развитой инфраструктурой связи, особенно на периферии. При выборе столь сложной аппаратуры следует обращать внимание на многие факторы, одним из важнейших является то, насколько распространена аппаратура данного типа в мире, сколько времени на рынке существует фирма, занимающаяся разработкой подобной техники. Это позволит гарантировать надежность работы системы, обеспечить связь с другими системами.

В России и в Европе существуют сети VSAT-станций, работающих на принципе SCPC. Стандартный вариант связи SCPC, где используется связь по принципу «point-to-point» («точка-точка»), – это две VSAT-станции, соединенные спутниковым каналом и расположенные у пользователей (см. рисунок). При наличии такого канала пользователи могут устанавливать связь друг с другом в любой момент. Чаще приходится иметь дело с конфигурацией сети типа «звезда» (принцип «центр с каждым»), когда имеется одна станция в головном офисе (отделении, представительстве и т. п.) и несколько станций в удаленных отделениях, филиалах.

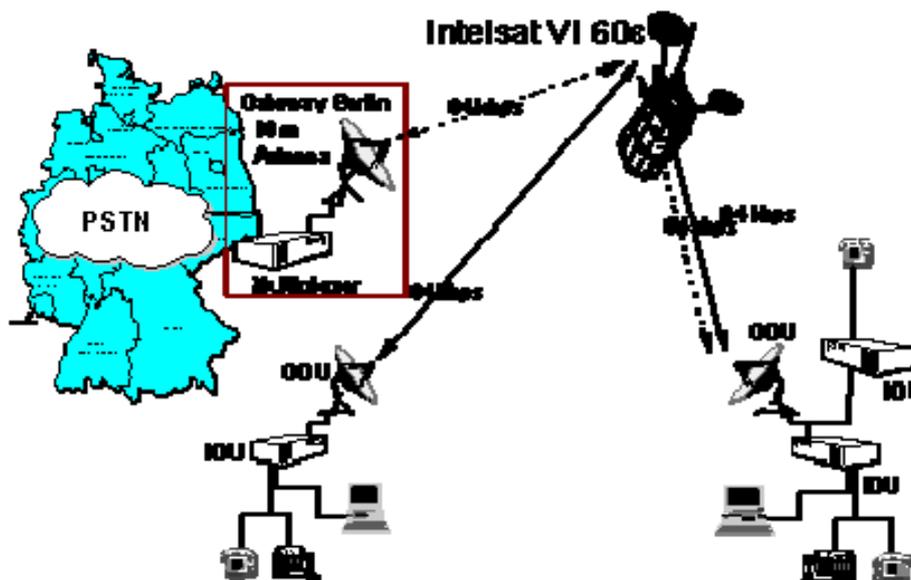


Схема работы SCPC-системы

При использовании данной схемы возможна организация потоков цифровой информации со скоростью от 32 кбит/сек до 8 Мбит/с и обеспечение телефонной, телефаксной связи между центром и периферией. Данная система открывает возможность выхода через спутниковые станции на международный телепорт в Берлине и далее в любую страну мира. Кроме этого, возможно получение прямого московского номера и через телепорт в Москве возможно ведение телефонных переговоров по странам бывшего СССР. В целом сле-

дует отметить, что SCPC-система является очень мощной альтернативой арендованным некоммутируемым каналам, ведомственных линий и т. п. Весьма привлекательна она как средство передачи больших объемов информации с высокой скоростью. Вследствие использования спутниковых цифровых каналов она является не критичной к дальности и помехозащищенной.

© Анаров М. Ж., Утеулиев Н. Б., Сеитов Б. А., Мурзалиев А. Т., Беккулов Р. Н., 2013

УДК 621.37

## РАЗРАБОТКА СВЧ-ПРИЕМНИКА ДЛЯ ДОПЛЕРОВСКОГО ЛОКАТОРА

*К. А. Артемьев, Д. С. Кудинов*

Сибирский федеральный университет

Россия, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79. E-mail: KArtemevSFU@gmail.com

*Описывается устройство СВЧ-приемника на основе логарифмического усилителя AD8313. Приведены структурная схема и внешний вид устройства. Предлагаемый приемник может быть использован в различных аэрокосмических системах.*

*Ключевые слова: доплеровский локатор, СВЧ-приемник.*

## DEVELOPMENT OF UHF RECEIVER FOR DOPPLER LOCATOR

*K. A. Artem'ev, D. S. Kudinov*

Siberian Federal University

79, Svobodnyi prosp., Krasnoyarsk, 660041, Russia. E-mail: KArtemevSFU@gmail.com

*The article describes UHF receiver on the basis of the logarithmic amplifier AD8313. The block diagram and appearance of the device are presented. The receiver can be used in various aerospace systems.*

*Keywords: doppler locator, UHF receiver.*

Использование эффекта Доплера находит широкое применение в решениях практических и исследовательских задач. При работе с небольшими объектами

для повышения точности приходится увеличивать диапазон частот, что приводит к усложнению радио-приемного оборудования и в некоторых случаях

к неоправданному экономическому затратам. Для задач, не требующих использования сложных спектроанализаторов, в качестве приемника может выступать логарифмический усилитель.

Для экспериментального образца СВЧ-приемника был выбран логарифмический усилитель AD8313. Этот усилитель с высокой точностью преобразует радиочастотный сигнал в диапазоне частот от 0,1 до 2,5 ГГц, подаваемый на его дифференциальный вход, в эквивалентное децибелное значение сигнала на его выходе по постоянному току, и с несколько меньшей точностью в диапазоне частот от 0,01 до 3,5 ГГц. Номинальный динамический диапазон по входу составляет 65 дБ при сопротивлении входного источника 50 Ом [1].

Чтобы выделить доплеровскую составляющую и подавить широкополосные помехи, используется эллиптический фильтр 8-го порядка на перестраиваемых конденсаторах MAX7400, имеющий полосу пропускания от 1 до 10 кГц и коэффициент подавления 82 дБ [2]. Для перестройки частоты среза фильтра

используется простой тактовый генератор на триггере Шмитта.

Данный приемник можно использовать в качестве детектора при настройке различного рода антенн. Для этого опытный образец был оснащен 12-разрядным светодиодным индикатором на микроконтроллере фирмы Atmel. Структурная схема представлена на рис. 1.

Устройство работает от двух гальванических элементов питания типоразмера АА, и для увеличения коэффициента полезного действия используется импульсный преобразователь напряжения. Внешний вид приемника представлен на рис. 2.

Количество элементов и компактность схемы уменьшают наводки от линий электропередачи, также отсутствие навесных элементов увеличивает надежность.

Устройство разрабатывалось для доплеровского локатора и может использоваться в различных видах измерительных систем, в том числе аэрокосмического базирования.

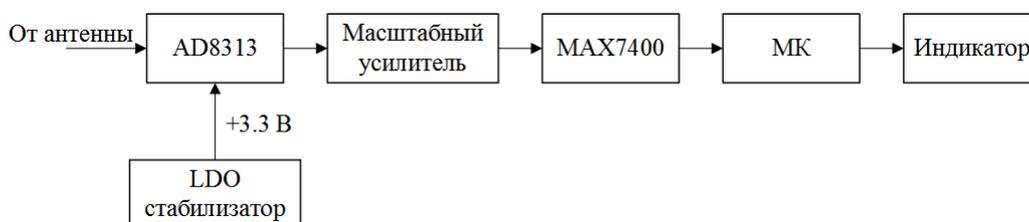


Рис. 1. Структурная схема устройства

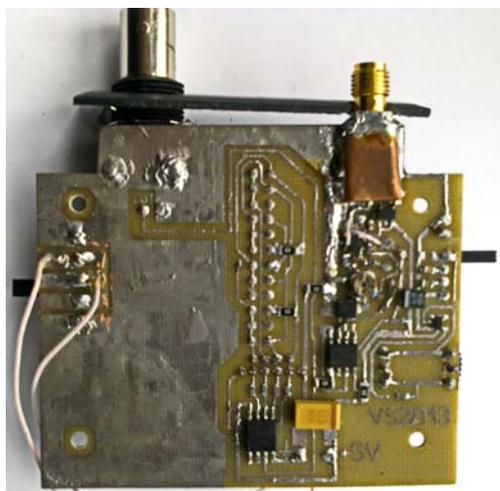


Рис. 2. Внешний вид платы СВЧ-приемника

#### Библиографические ссылки

1. AD8313 // Analog Devices. URL: [http://www.analog.com/static/imported-files/Data\\_Sheets/AD8313.pdf](http://www.analog.com/static/imported-files/Data_Sheets/AD8313.pdf) (дата обращения: 10.10.2013).
2. MAX7400 // Maxim Integrated. URL: <http://data-sheets.maximintegrated.com/en/ds/MAX7400-MAX7407.pdf> (дата обращения: 10.10.2013).

#### References

1. AD8313 // Analog Devices. URL: [http://www.analog.com/static/imported-files/Data\\_Sheets/AD8313.pdf](http://www.analog.com/static/imported-files/Data_Sheets/AD8313.pdf) (date of visit: 10.10.2013).
2. MAX7400 // Maxim Integrated. URL: <http://data-sheets.maximintegrated.com/en/ds/MAX7400-MAX7407.pdf> (date of visit: 10.10.2013).

## РАЗРАБОТКА ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯ ИНТЕРФЕЙСОВ ДЛЯ ИСПОЛНИТЕЛЬНЫХ УСТРОЙСТВ МУЛЬТИРОТОРНЫХ БПЛА

Т. Н. Батурина, Н. М. Боев, И. В. Нигруца

Сибирский федеральный университет  
Россия, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79. E-mail: boev@uav-siberia.com

Описывается устройство высокоскоростного управления сервоприводами, приводится описание программного обеспечения реализующего функции управления стандартными сервоприводами и бесколлекторными двигателями с широтно-импульсной модуляцией. Устройство разработано для применения в мультироторных беспилотных летательных аппаратах. Приведены структурная схема и внешний вид устройства.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат (БПЛА), квадрокоптер, бесколлекторный двигатель, широтно-импульсная модуляция (ШИМ).

## DEVELOPMENT OF INTERFACE CONVERTER FOR MULTICOPTER UAV

T. N. Baturin, N. M. Boev, I. V. Nigrutsa

Siberian Federal University  
79, Svobodnyi prosp., Krasnoyarsk, 660041, Russia. E-mail: boev@uav-siberia.com

The article describes a high-speed servo control device, the software for the control function brushless motors and servo divers with pulse width modulation are described. The device is designed for using in the multicopter unmanned aerial vehicles. The block diagram and appearance are shown.

Keywords: unmanned aerial vehicles (UAV), multicopter, brushless motor, pulse-width modulation (PWM).

Для повышения надежности бортовой аппаратуры в БПЛА используется цифровое управление исполнительными устройствами, но при создании опытных образцов летательных аппаратов возникает необходимость управления устройствами при помощи сигналов с широтно-импульсной модуляцией (ШИМ) [1]. В статье [1] описывается устройство управления сервоприводов с частотой 50 Гц, но для управления мультироторным БПЛА требуется более высокая скорость регулирования.

Ключевым элементом является микроконтроллер ATmega328, который формирует управляющий сигнал для исполнительных устройств, производит измерение токов и напряжения в узлах схемы и реализует взаимодействие с автопилотом беспилотного летательного аппарата посредством управляющего байт-ориентированного протокола VIN. Особенности данного устройства являются наличие интерфейса и протокола, устойчивого к отказам, простота реализации, низкая стоимость, надёжное электропитание и малые габариты, а также возможность формирования управляющих импульсов с частотой до 400 Гц. На рис. 1 представлена структурная схема устройства.

Питание устройства осуществляется от бортового источника питания с диапазоном от 12 до 36 В. Питание на исполнительные устройства может поступать как от внешнего источника напряжения, так и от внутреннего импульсного преобразователя с гальванической изоляцией. На рис. 2, а показан внешний вид устройства с импульсным преобразователем мощности без гальванической

развязки. Питание исполнительных устройств осуществляется от внешнего источника питания. На рисунке 2, б показан внешний вид устройства, в котором компоненты и исполнительные механизмы запитаны от высокоточного импульсного преобразователя с гальванической развязкой.

Система команд управления устройствами разработана так, чтобы обеспечить максимальную надёжность БПЛА. Команды с АП отправляются непрерывно с максимальной частотой 400 Гц. В случае если команды с автопилота не поступают, запускается счётчик таймаута. По прерыванию счётчика происходит установка позиций устройств по умолчанию. Таким образом, при любом сбое автопилота все устройства выставляются в положение по умолчанию. Данная возможность позволяет создавать механизмы автоматического спасения летательного аппарата в нестандартных ситуациях.

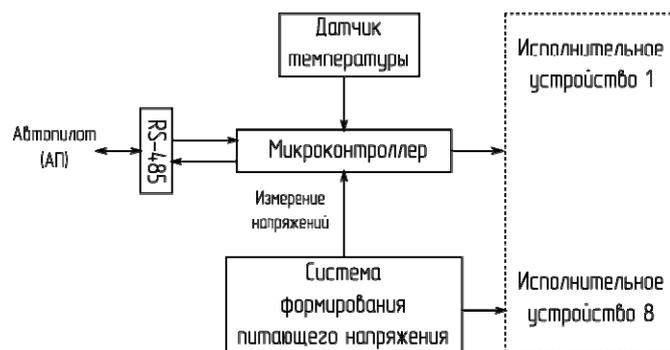


Рис. 1. Структурная схема устройства

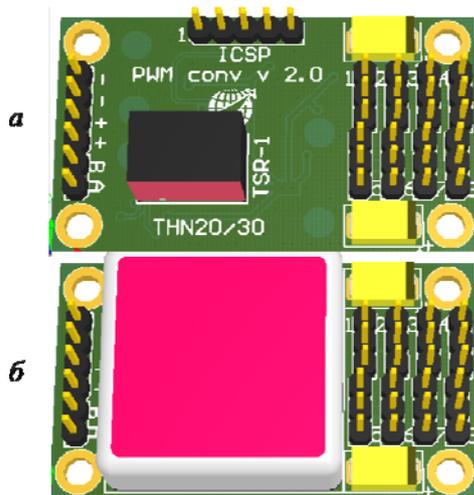


Рис. 2. Внешний вид устройства



Рис. 3. Мультироторный БПЛА «Тан»



Рис. 4. Беспилотный летательный аппарат «Гамма»

Устройство разрабатывалось для управления бесколлекторными двигателями мультироторного БПЛА «Тан» (рис. 3) для участия в конкурсе летающих роботов компании «КРОК» в Москве в 2013 году [2]. Также устройство используется в беспилотных летательных аппаратах. На рис. 4 показан БПЛА «Гамма», в котором используется данный преобразователь интерфейсов при проведении испытательных полетов.

### Библиографические ссылки

1. Батурин Т. Н., Мирзаев Р. А., Боев Н. М. Разработка системы управления и контроля сервоприводов беспилотных летательных аппаратов // Современные проблемы радиоэлектроники. Красноярск : Изд-во СФУ, 2013.
2. Конкурс летающих роботов / «Крок» [Электронный ресурс]. URL: <http://robots.croc.ru/> (дата обращения: 15.09.2013).

### References

1. Baturin T. N., Mirzaev R. A., Boev N. M., Razrabotka sistemy upravlenija i kontrolja servoprivodov bespilotnyh letatel'nyh apparatov // Sovremennye problemy radiojelektroniki. Krasnojarsk : SFU, 2013 g.
2. Konkurs letajushhih robotov / «Krok» [Jelektronnyj resurs]. URL: <http://robots.croc.ru/> (data obrashhenija: 15.09.2013).

© Батурин Т. Н., Боев Н. М., Нигруца И. В., 2013

УДК 621.37

## РАЗРАБОТКА СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ И КОНТРОЛЯ ФОТОАППАРАТОВ CANON EOS ДЛЯ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Т. Н. Батурин, П. В. Шаршавин

Сибирский федеральный университет  
Россия, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79. E-mail: [sharshavin@uav-siberia.com](mailto:sharshavin@uav-siberia.com)

*Описывается устройство управления фотоаппаратом Canon EOS для приложения аэрофотосъемки, приводится описание программного обеспечения, реализующего управление фотоаппаратом, а также привязку фотографий к временной шкале СРНС. Приведены структурная схема, эпюры измерения меток времени и внешний вид устройства.*

*Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат (БПЛА), спутниковая радионавигационная система (СРНС).*

## DEVELOPMENT OF CANON EOS PHOTOCAMERA CONTROL SYSTEM FOR UNMANNED AERIAL VEHICLE

T. N. Baturin, P. V. Sharshavin

Siberian Federal University

79, Svobodnyi prosp., Krasnoyarsk, 660041, Russia. E-mail: sharshavin@uav-siberia.com

*The article describes the camera Canon EOS control device for aerial photography application, a description of the camera management software implementation and GNSS timeline snap of photos is given. The device block diagram, measurement timestamps diagrams and device appearance are presented.*

*Keywords: unmanned aerial vehicle (UAV), satellite navigation system (GNSS).*

В настоящее время задача аэрофотосъемки с помощью БПЛА требует точной привязки снимков к координатам летательного аппарата, что позволит избавиться от необходимости расстановки большого количества реперных знаков на поверхности съёмки. Поскольку на борту используемого БПЛА [1] имеются приборы СРНС и ИНС, выдающие точные измерения координат и времени, задача привязки снимка к координатам переходит в задачу привязки ко времени. Требуемая точность привязки измерений времени к координатам рассчитывается по следующей формуле:

$$\Delta t = \frac{\Delta x}{v_x}, \quad (1)$$

где  $\Delta x$  – требуемая точность привязки снимка по координате;  $v_x$  – составляющая скорости в направлении движения самолета.

Для значения крейсерской скорости 25 м/с и требуемой погрешности привязки 10 см значение погрешности измерения времени будет составлять 4 мс. Для достижения такой точности необходимо иметь квантуемые импульсы с частотой 1 кГц. Получение точности привязки лучше 250 мкс представляется невозможным, поскольку для получения качественного снимка при светочувствительности имеющейся камеры оптимальное время экспозиции составляет 250 мкс.

Для обеспечения необходимой точности привязки фотографий к координатам используется опорный сигнал от СРНС с частотой 10 МГц, относительная нестабильность которого на 5 порядков выше по сравнению с кварцевым генератором МК.

Применяемый фотоаппарат отличается следующими особенностями: нет специального интерфейса

управления; после нажатия на спуск происходит задержка до момента съёмки. Поэтому необходимо устройство, которое будет управлять фотоаппаратом, а также отсчитывать время от начала эшелона до момента съёмки.

Программируемая логическая интегральная схема осуществляет функцию деления опорного сигнала НАП СРНС до частоты (CLK) (рис. 1), используемой для измерения задержки срабатывания затвора фотоаппарата. Также ПЛИС подсчитывает импульсы меток времени (МВ), формируя временную шкалу, используемую в данном устройстве.

Управление фотоаппаратом и измерение задержки времени срабатывания затвора осуществляется с помощью микроконтроллера (МК) ATmega328p. Реализация измерения происходит с помощью встроенного таймера. Момент вспышки фиксируется в памяти в виде значения времени относительно начала эшелона съёмки. Временные диаграммы схемы измерения моментов времени открытия затвора показаны на рис. 1.

Вычисление точного момента съёмки рассчитывается по формуле

$$t = 1000m + N, \quad (2)$$

где  $m$  – количество меток времени;  $N$  – интервал времени от метки времени до момента открытия затвора.

Так как устройство работает от бортового источника питания, необходимо обеспечить высокий коэффициент полезного действия. Поэтому для питания различных блоков устройства используются импульсные преобразователи напряжений. Питание фотоаппарата также осуществляется от импульсного источника питания и управляется с помощью МК.

Структурная схема устройства представлена на рис. 2.

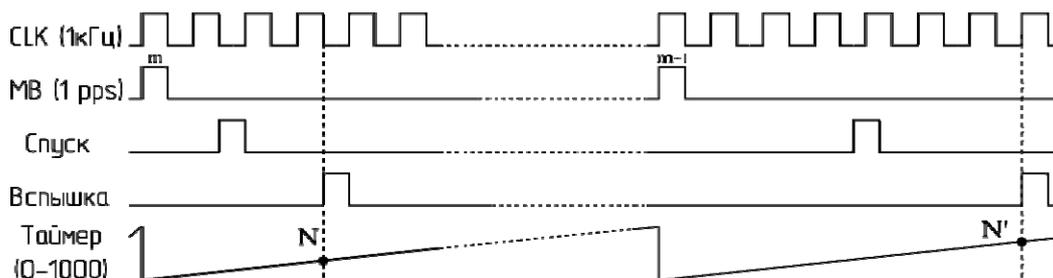


Рис. 1. Схема измерения моментов времени

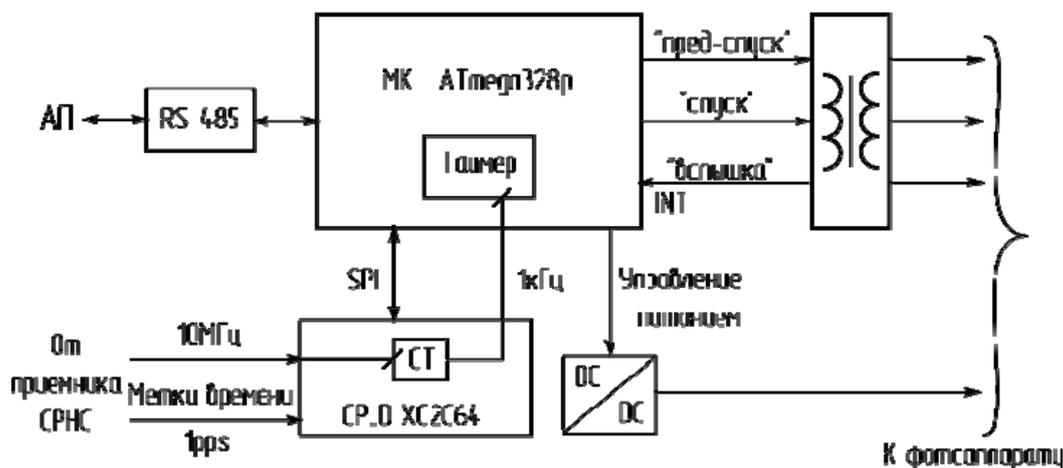


Рис. 2. Структурная схема устройства

Устройство монтируется в разъем фотоаппарата под батарею, поэтому габаритные размеры устройства должны удовлетворять размеру батареи. Внешний вид устройства показан на рис. 3.

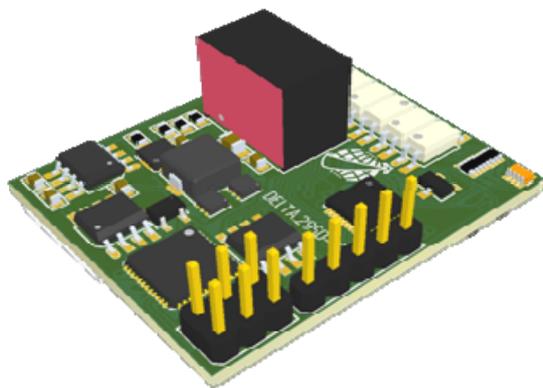


Рис. 3. Внешний вид устройства

Разработанный контроллер фотоаппарата Canon EOS-M прошёл тестирование и в настоящее время находится на этапе интеграции в бортовую аппаратуру БПЛА «Дельта» [2].

### Библиографические ссылки

1. Макаров И. В., Кокорин В. И. Комплекс управления беспилотными летательными аппаратами для дистанционного зондирования земли // Современные проблемы радиоэлектроники : сб. науч. тр. / науч. ред. : А. И. Громыко, Г. С. Патрин ; отв. за вып. А. А. Левичкий. Красноярск : ИПК СФУ, 2010. С. 6–11.
2. Беспилотный летательный аппарат «Delta» / ООО НПП «АВАКС-ГеоСервис» [Электронный ресурс]. URL: <http://uav-siberia.com/node/16> (дата обращения 10.09.2013).

### References

1. Makarov I. V., Kokorin V. I. Kompleks upravlenija bespilotnymi letatel'nymi apparatami dlja distancionnogo zondirovanija zemli // Sovremennye problemy radiojelekttroniki : sb. nauch. tr. / nauch. red. : A. I. Gromyko, G. S. Patrin; отв. za vyp. A. A. Levickij. Krasnojarsk : IPK SFU, 2010. S. 6–11.
2. Bepilotnyj letatel'nyj apparat «Delta» / ООО NPP «AVAKS-GeoServis» [Jelektronnyj resurs]. URL: <http://uav-siberia.com/node/16> (data obrashhenija 10.09.2013).

© Батулин Т. Н., Шаршавин П. В., 2013

УДК 62-83:629.7.062.2

## ПРЕЦИЗИОННЫЙ ПРИВОД ВРАЩЕНИЯ РАМКИ ГИРОДИНА

И. С. Болгов, Ю. И. Муравяткин, А. Н. Бутаков, В. П. Лянзбург

ОАО «Научно-производственный центр «Полус»

Россия, 634050, г. Томск, просп. Кирова, 56в. E-mail: POLUS@ONLINE.TOMSK.NET

Предложена система управления приводом вращения рамки двухстепенного гироскопа, обеспечивающая высокую точность и диапазон регулирования его угловой скорости. Система разработана на основе принципа фазовой синхронизации с применением импульсного частотно-фазового дискриминатора с переносом частоты, а также дополнительного контура, выполняющего функцию начальной синхронизации параметров модели с реальными выходными координатами двигателя. Приведены результаты экспериментальной проверки данной системы управления на реальном приборе.

Ключевые слова: гироскоп, фазовая синхронизация, перенос частоты.

## PRECISION ROTARY ACTUATOR GYRO GIMBAL

I. S. Bolgov, Yu. I. Muraviatkin, A. N. Butakov, V. P. Lianzburg

Joint-stock company "Research and production center "Polyus"

56v, Kirov prosp., Tomsk, 634050, Russia

E-mail: POLUS@ONLINE. TOMSK. NET

A control system of the gyro gimbals rotation drive providing high accuracy and adjustment range of its angular velocity is introduced. The system is designed on the phase alignment basis by using pulse frequency phase discriminator shifts frequency as well as an additional circuit that performs the function of the initial synchronization of the model parameters and the real output engine coordinates. The experimental test results of the control system on a real gyroscope are introduced.

Keywords: gyroscope, phase alignment, frequency transfer.

Двухстепенные силовые гироскопы (гиродины) наряду с управляющими электродвигателями-маховиками применяются в качестве исполнительных органов систем ориентации и стабилизации космических аппаратов.

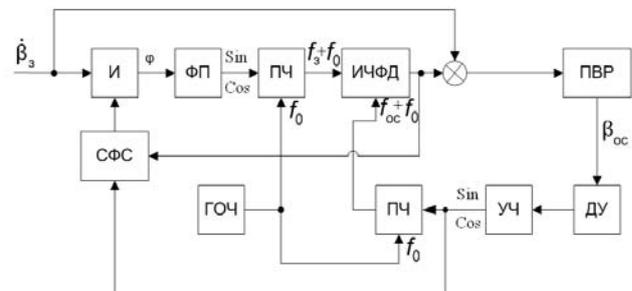
Выходной момент гиродина  $\bar{M}$  формируется как произведение кинетического момента  $\bar{H}$  на угловую скорость его экваториального поворота  $\dot{\beta}$ :  $\bar{M} = \bar{H} \dot{\beta}$ . Поворот осуществляется при помощи карданова подвеса, приводимого в движение редукторным приводом.

Для повышения точности управления выходным моментом предлагается регулировать угловую скорость экваториального поворота рамки по сигналам датчика угла рамки карданова подвеса.

Система управления привода вращения рамки (рис. 1) содержит: И – интегратор; ФП – синусно-косинусный функциональный преобразователь; ПЧ – преобразователь частоты; ИЧФД – импульсный частотно-фазовый дискриминатор; ПВР – привод вращения рамки; ДУ – датчик угла рамки; УЧ – умножитель частоты; ГОЧ – генератор гармонических ортогональных сигналов опорной частоты; СФС – систему фазового совмещения (см. рисунок).

Работа системы основана на принципе фазовой синхронизации с переносом частоты\*, позволяющем с большой точностью регулировать низкие скорости рамки вплоть до нулевой. Перенос частоты реализуется преобразователем частоты ПЧ путем сложения частот задания  $f_3$  и обратной связи  $f_{oc}$  с опорной частотой  $f_0$ . Эта система является астатической по скорости, фактически регулирование осуществляется по сигналам обратной связи от синусно-косинусного датчика угла рамки ДУ. Поэтому и входной сигнал должен быть ортогональным, гармоническим, с частотой, задаваемой управляющим сигналом  $\dot{\beta}$ . Для его формирования используются интегратор И и синусно-косинусный функциональный преобразователь ФП.

Искажение гармонических сигналов на выходах датчика входного сигнала и датчика угла рамки вызывает пульсации скорости. Поэтому к точности формирования гармонических сигналов предъявляются жесткие требования.



Система управления привода вращения рамки гиродина

Для исключения не предусмотренных командой движений рамки (например, при включении привода или при случайном сбое системы управления) необходимо совмещать фазу задающих сигналов с положением рамки, т. е. с фазой гармонических сигналов её датчика угла. Для этого применена система фазового совмещения СФС, которая записывает в интегратор И сигнал датчика угла ДУ, соответствующий действительному угловому положению рамки. Поскольку сигнал с выхода ИЧФД пропорционален указанному фазовому расхождению, он и используется для включения и отключения СФС.

Для повышения быстродействия кроме контура фазовой синхронизации применена разомкнутая система непосредственного управления скоростью двигателя, которая подает сигнал  $\dot{\beta}$  непосредственно на вход ПВР и устанавливает заданную скорость привода, а система фазовой синхронизации доводит её до требуемого уровня с заданной точностью.

Повышению быстродействия способствует также увеличение частоты гармонических сигналов обратной связи. Для этого кроме точного канала ДУ, повышающего частоту на коэффициент редукции, применен умножитель частоты УЧ.

Экспериментальной проверке был подвергнут привод с максимальной угловой скоростью рамки  $\pm 11,5$  °/с (0,2 рад/с) и диапазоном регулирования 1000. Погрешность обработки управляющего сигнала не превысила 1 % во всем диапазоне изменения скорости и температуры (от минус 20 до +60 °С).

\* Пат. 2291552 Российская Федерация. Устройство для регулирования частоты вращения электродвигателя / Ю. Ф. Муравяткин. № 2004132669/09; заявл. 09.11.04; опубл. 10.01.07, Бюл. № 1.

Достигнутая точность существенно выше известных аналогичных устройств. Например, по данным НИИКП абсолютная погрешность при угловой скорости рамки 0,06 °/с гарантируется на уровне  $\pm 0,013$  °/с, а в рассматриваемой системе она составила 0,00025 °/с ( $\delta=0,36\%$ ).

Значения длительности переходных режимов при изменении угловой скорости от 0 до максимальной приведены в таблице.

Режим	Угловая скорость, °/с	Длительность, с
Разгон ПВР	От 0 до 11,5	0,21 с
Торможение	От 11,5 до 0	0,09 с
Реверс	От +11,5 до минус 11,5	0,22

Полученные данные параметров переходных процессов вполне приемлемы для реализации.

© Болгов И. С., Муравяткин Ю. И., Бутаков А. Н., Лянзбург В. П., 2013

УДК 621.396.677

### ПЕРСПЕКТИВНАЯ ПРИЕМНАЯ АДАПТИВНАЯ ЦИФРОВАЯ РЕШЕТКА ДЛЯ КОСМИЧЕСКОГО РЕТРАНСЛЯТОРА СПУТНИКОВОЙ СВЯЗИ

*В. А. Вечтомов<sup>1</sup>, Л. И. Пономарев<sup>2</sup>, В. Е. Мешковский<sup>1</sup>, С. А. Чурилин<sup>1</sup>*

<sup>1</sup>Московский государственный технический университет имени Н. Э. Баумана  
Россия, 105005, г. Москва, 2-ая Бауманская, 5. E-mail: vvechtomov@mail.ru

<sup>2</sup>Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)  
Россия, 125993, г. Москва, А-80, Волоколамское шоссе, 4. E-mail: mai@mai.ru

*Предложено конструктивное исполнение перспективной бортовой приемной адаптивной многолучевой антенны с цифровой обработкой информационного сигнала для космического ретранслятора спутниковой связи. Антенна оптимизирована к условиям функционирования на геостационарной орбите. Оценены ее электрические, прочностные и энергомассовые характеристики.*

*Ключевые слова: бортовая антенна, крупноапертурный излучатель, цифровая обработка.*

### ADVANCED RECEIVING ADAPTIVE DIGITAL ARRAY FOR SATELLITE COMMUNICATION SPACE EXTENDER

*V. A. Vechtomov<sup>1</sup>, L. I. Ponomarev<sup>2</sup>, V. E. Meshkovskii<sup>1</sup>, S. A. Churilin<sup>1</sup>*

<sup>1</sup>The Bauman Moscow State Technical University  
5, 2-ya Baumanskaia str., Moscow, 105005, Russia, E-mail: vvechtomov@mail.ru

<sup>2</sup>Moscow Aviation Institute (National Research University)  
4, Volokolamskoe shosse, A-80, Moscow, 125993, Russia, E-mail: mai@mai.ru

*The design of an advanced receiving adaptive multi-beam antenna with digital information signal processing for satellite communication space extender is suggested. The antenna is optimized for operating procedures on a geostationary orbit. Electric, structural and energetic characteristics of antenna are estimated.*

*Keywords: airborne antenna, large-aperture radiator, digital processing.*

Бортовые антенны во многом определяют тактико-технические характеристики (ТТХ) космических ретрансляторов (РТР). При построении перспективных РТР основной акцент делается на применение цифровых устройств [1], способных обрабатывать большие объемы информации и обеспечивать требуемый уровень помехозащиты. Поэтому построение цифровой антенной решетки (ЦАР), сочетающей в себе малую стоимость, сравнительно небольшой вес, малые продольные размеры, осесимметричное электрическое сканирование лучами в небольших пределах ( $\pm 8,7^\circ$ ) является актуальной задачей.

В настоящем докладе предложены новые инженерно-технические решения по созданию приемных

ЦАР с зонированным обслуживанием (ЗО) всей видимой части земной поверхности узкими лучами (рис. 1). Решением поставленной задачи, близким к *оптимальному*, является построение бортовой антенны в виде ЦАР из крупноапертурных излучателей (КАИ), представляющих собой многолучевую антенну (МЛА). Подобная антенна совмещает в себе преимущества как фазированных АР, так и МЛА. Теоретическое обоснование построения такой антенны представлено в ряде работ [2; 3].

Показана целесообразность применения гибридно-линзовой (ГЛА) антенны в качестве КАИ, поскольку в ней отсутствует затенение апертуры массивным облучателем, а малозумящий преобразователь (МШПр)

и цифровая аппаратура размещаются в приборном отсеке, где они будут закрыты от прямых солнечных лучей и метеоритной пыли приборным блоком РТР.

При разработке конструкции ЦАР (рис. 2) решено отказаться от модульного принципа построения (один КАИ – один модуль) в пользу поэтажного, что позволило сконструировать более прочную, с меньшей

массой бортовую антенну. При конструировании применен принцип автономности: антенна должна быть пригодна для функционирования, испытаний, настройки и транспортировки вне КА, являясь сборочной единицей, готовой к встраиванию в вышестоящую по иерархии – РТР.

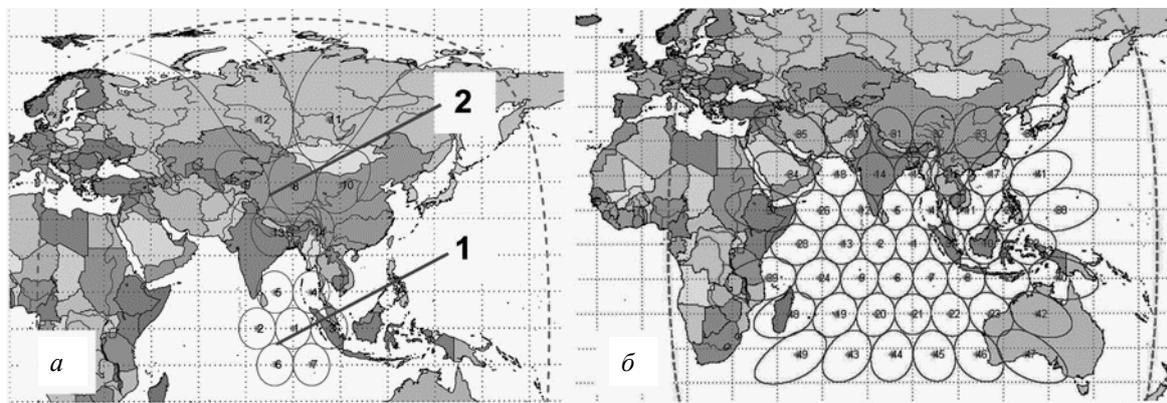


Рис. 1. ЗО, формируемые ЦАР:  
 а – семерка лучей, формируемая при синфазном (1) и линейном (2) фазовом сдвиге в апертуре ЦАР;  
 б – ЗО при цифровом формировании лучей

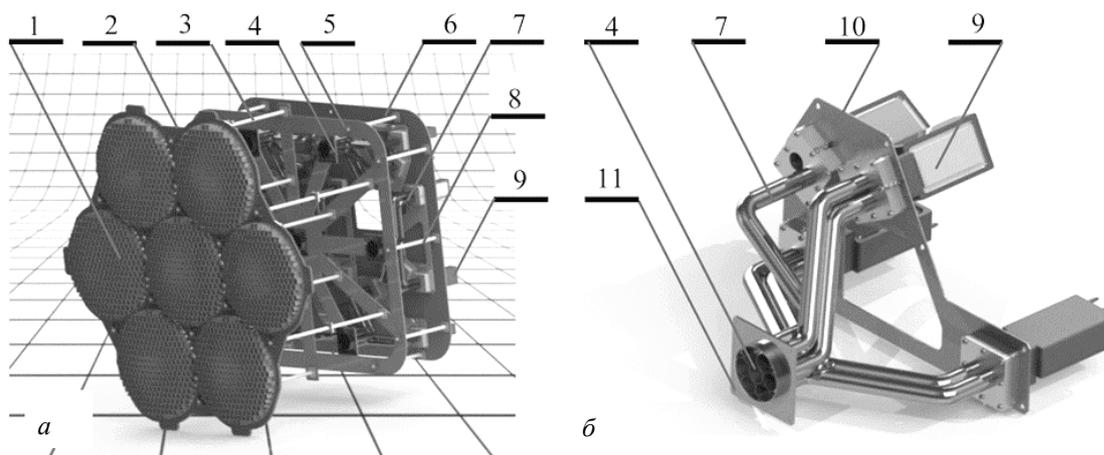


Рис. 2. а – конструктивное исполнение ЦАР X-диапазона; б – блок облучателей КАИ:  
 1 – волноводная линза КАИ; 2 – панель с линзами; 3, 8 – стойки; 4 – облучатель КАИ; 5 – панель с облучателями;  
 6 – панель с МШПр; 7 – волноводный тракт; 9 – МШПр; 10 – фланец облучателя; 10 – кронштейн с МШПр

Конструкция ЦАР (рис. 2, а) состоит из семи КАИ, облучателями которых является АР из семи круглых волноводов. Панели 2, 5 и 6 и стойки 3 и 8 выполнены из углепластика. Блок облучателей и фидерного тракта представляет собой единую конструкцию, готовую к встраиванию в вышестоящую по иерархии сборочную единицу – ЦАР.

С целью унификации и облегчения монтажа и обработки электрических характеристик применен модульный принцип построения блока облучателей и фидерного тракта (рис. 2, б). Антенна имеет предельно малые продольные габариты, что делает обязательным трансформирование ее в транспортное положение. При этом существенно упрощается конструкция, увеличивается прочность и снижается масса.

Массовые характеристики модуля МЛА: апертуры – 0,7 кг; конструкционные панели – 5,7 кг; волноводные тракты и МШУ – 17,29 кг; стяжки – 0,68 кг; крепеж – 4,08 кг. Суммарная масса модуля МЛА составляет 28,45 кг.

После МШПр на видеочастоте 1,8 ГГц производится оцифровка информационного сигнала, что позволяет применить цифровое формирование множества узких лучей для покрытия всей видимой с КА на ГСО поверхности Земли (красная линия на рис. 1, а), а также подавить активные помехи в цифровом адаптивном процессоре.

Цифровые комплектующие для аналого-цифрового преобразователя (АЦП) выбирались из класса *aerospace* с целью обеспечения длительного функ-

ционирования на ГСО при воздействии ионизирующего излучения, тяжелых заряженных частиц (ТЗЧ) и повышенной температуры. Микросхемы должны допускать внешнюю синхронизацию, так как в ЦАР одновременно работают большое количество АЦП, а формируемые ими выходные сигналы синхронно поступают в адаптивный процессор. Рассмотрены пути построения АЦП и предложен частотный план для X-диапазона. Проектирование печатной платы проводилось в САПР Altium Designer.

При потреблении одним АЦП порядка 1,5 Вт и формирователем квадратур – 1 Вт один канал оцифровки сигнала требует 4 Вт мощности. При числе излучателей в ЦАР в количестве 49 шт. два ствола по 40 МГц будут потреблять 196 Вт. При работе в рабочей полосе 400 ГГц потребляемая мощность составит 980 Вт. Следовательно, потребляемая мощность предложенной схемы оцифровки сигнала составляет 200...1000 Вт. (Следует учесть, что часть мощности потребляется за счет ресурсов, выделенных для цифровой бортовой платформы).

Для оценки живучести и стойкости к внешним воздействиям в условиях космической среды конструкции ЦАР, в том числе по сохранению ТТХ на этапе выведения КА на ГСО, проведен численный анализ ее напряженно-деформированного состояния с использованием программного комплекса MSC.Patran-Nastran для перегрузок порядка 20 g. Получено, что низшая собственная частота колебаний конструкции ЦАР в зачеканном положении составила 47,9 Гц, а перегрузки 20 g в продольном и поперечном направлениях не приводят к пластическим деформациям и лежат в заданных ТТХ пределах.

Пространственная фильтрация помех с помощью адаптивной ЦАР способна увеличить уровень сигнальной помехозащиты (12...25 дБ) еще на 30...40 дБ. В алгоритме принято, что полезным сигналом, принимаемым ЦАР, является сигнал с постоянным значением модуля информационных символов (Constant Modulus, CM). Пространственная фильтрация помех производится линейно-ограниченным (Linearly Constrained, LC) рекурсивным алгоритмом по критерию наименьших квадратов (Recursive Least Squares, RLS). Он обеспечивает неадаптивное формирование основного луча ДН каждой из подрешеток в известном направлении на источник полезного сигнала и провалов в ДН в известных направлениях на источники коррелированных помех, которые для соседних подрешеток являются полезными сигналами, а также адаптивное формирование провалов в ДН в **неизвестных** направлениях на источники некоррелированных помех. Ап-

робация алгоритма проведена на программно-аппаратном комплексе в среде «Спектр-2» [4]. Анализируются процессы адаптации в главном лепестке ДН ЦАР. Показано, что адаптация возможна в 2/3 главного лепестка ДН.

#### Библиографические ссылки

1. Верзунов Г. В. Бортовая обработка сигналов: перспективы и проблемы // Технологии и средства связи. Спец. выпуск. 2007. С. 52–58.
2. Пономарев Л. И., Вечтомов В. А., Милосердов А. С. Многолучевая антенная решетка для системы спутниковой связи // Антенны. 2012. Вып. 5 (180). С. 52–63.
3. Бортовая антенная решетка из крупноапертурных излучателей с глобальным обслуживанием с геостационарной орбиты / В. А. Вечтомов, Л. И. Пономарев, А. С. Милосердов, Р. Х. Воронов // Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Сер. Приборостроение. 2012. С. 297–302.
4. Программно-аппаратный комплекс для моделирования параметров системы спутниковой связи на линии «вверх» / В. А. Вечтомов, К. А. Воробьев, А. Н. Лебедев и др. // Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Сер. Приборостроение. 2012. С. 297–302.

#### References

1. Verzunov G. V. *Bortovaya obrabotka signalov: perspective i problem. «Tehnologii I sredstva svyazi».* (On-board signal processing) Specialniy vipusk, 2007, p. 52–58.
2. Ponomarev L. I., Vechtomov V. A., Miloserdov A. S. *Mnogoluchevaya antennaya reshetka dlia sistemi sputnikovoy svyazi. // Antenni.* 2012, part. №5 (180). p. 52–63.
3. *Bortovaya antennaya reshetka iz krupnoaperturnih izluchateley s globalnim obslujivaniem geostacionarnoy orbiti. / V. A. Vechtomov, L. I. Ponomarev, A. S. Miloserdov, R. H. Voronov // Vestnik MGTU im. N. E. Bauman. Ser. Priborostroenie,* 2012, p. 297–302.
4. *Programmno-apparatniy kompleks dlja modelirovaniya parametrov sistemi sputnikovoy svyazi na linii «vverh» / V. A. Vechtomov, K. A. Vorobiev, A. N. Lebedev i dr. // Vestnik MGTU im. N. E. Bauman. Ser. Priborostroenie,* 2012, p. 297–302.

© Вечтомов В. А., Пономарев Л. И., Мешковский В. Е., Чурилин С. А., 2013

УДК 621.316.722.1

## РЕКУПЕРАТИВНЫЙ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЬ НАПРЯЖЕНИЯ ПИТАНИЯ ДВИГАТЕЛЯ-МАХОВИКА

В. Д. Гозуа, В. П. Лянзбург, А. Н. Бутаков

ОАО «Научно-производственный центр «Полюс»

Россия, 634050, г. Томск, просп. Кирова, 56в. E-mail: POLUS@ONLINE.TOMSK.NET

*Предложена схема преобразователя, обеспечивающая понижение напряжения постоянного тока со 100 до 30 В, рекуперацию электрической энергии и стабилизацию напряжения питания двигателя-маховика. Применение входного преобразователя позволяет ограничить число цепей с повышенным напряжением, что снижает уровень электромагнитных помех, создаваемых прибором. Схема преобразователя разработана на основе понижающего стабилизатора напряжения.*

## RECOVERY CONVERTER OF VOLTAGE POWER OF A REACTION WHEEL

V. D. Gogua, V. P. Lianzburg, A. N. Butakov

JSC "Research and production center "Polius"

56v, Kirov prosp., Tomsk, 634050, Russia. E-mail: POLUS@ONLINE. TOMSK. NET

*A converter scheme providing the direct current under voltage from 100 to 30, the electric energy recovery and reaction wheel source voltage stabilization are introduced. The input converter utilization can decrease the number of chains with a higher voltage limiting which reduces the electromagnetic interference caused by the device. The converter scheme is based on the step-down voltage regulator.*

Питание электромеханических исполнительных органов космических аппаратов традиционно осуществляется от источников постоянного тока с выходным напряжением 23–34 В. В настоящее время наметилась тенденция перехода на повышенное выходное напряжение систем электропитания. В связи с этим вопросы обеспечения электромагнитной совместимости и электрических режимов ЭРИ требуют дополнительной проработки.

Один из вариантов решения поставленной задачи – локализация возможных источников электромагнитных помех, связанных с повышенным значением напряжения питания, путем использования входного стабилизатора понижающего типа. В этом случае питание вторичного источника питания и двигателя осуществляется пониженным стабилизированным напряжением. Таким образом, становится проще обеспечить электромагнитную совместимость за счёт ограничения числа цепей с повышенным напряжением. Кроме того, стабильное питание двигателя позволяет оптимизировать его расчет.

Испытания на электромагнитную совместимость приборов с напряжением питания 23–34 В показывают, что для выполнения заданных требований необходимо обеспечить электрогерметичность конструкции с помощью кожухов, выполняющих роль экранов. Питание прибора повышенным напряжением приведет к росту уровня помех и как следствие – к дополнительному увеличению массы кожухов. Снижение уровня электромагнитных помех в преобразователе без увеличения массы кожухов возможно при оптимальном соотношении импедансов ЭРИ и выполнении специальных требований к конструкции\*, которые учтены при разработке.

Входной понижающий стабилизатор напряжения, имеющий в качестве нагрузки управляющий двигатель-маховик, должен обеспечивать рекуперацию электрической энергии. За его основу взята классическая схема непосредственного преобразователя напряжения понижающего типа (см. рисунок), в которой диод, обеспечивающий разряд накопившейся энергии на дросселе, заменён на управляемый транзисторный ключ VT2, работающий в противофазе с транзистором VT1. Нагрузкой преобразователя является двигатель-маховик, устройство электропитания которого состоит из источника вторичного электропитания ВИП, устройства управления УУ и мостовых инверторов И1 и И2. В диагонали мостов включены фазные обмотки 1ф и 2ф двигателя-маховика. На вход УУ подается сигнал управления  $U_m$ . В режиме разгона двигателя основным регулирующим элементом преобразователя является ключ VT1, а транзистор VT2 служит для разряда энергии, накапливающейся во время протекания тока нагрузки через дроссель L при открытом состоянии ключа VT1. В режиме торможения двигатель генерирует ток рекуперации, протекающий через дроссель в обратном направлении. Ключ VT2 становится основным регулирующим элементом, обеспечивая с помощью ШИМ-контроллера стабильное напряжение преобразователя, а VT1 – вспомогательным.

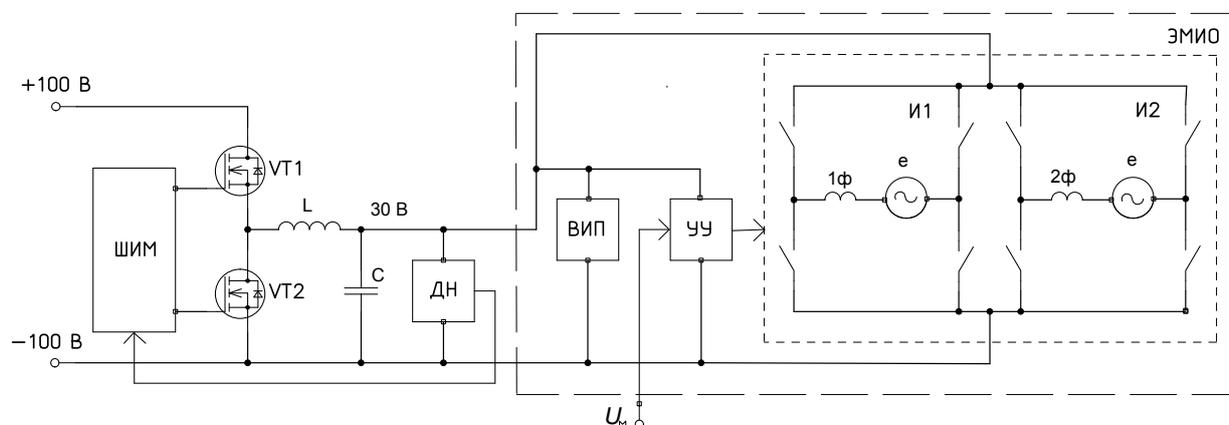
В результате исследований макетного образца преобразователя напряжения 100/30 В при изменении первичного питания от 60 до 110 В в температурном диапазоне от минус 20 до +60 °С, нагрузке до 180 Вт и мощности рекуперации 60 Вт подтверждена его работоспособность при обеспечении стабилизации выходного напряжения с погрешностью не более  $\pm 5\%$  и рекуперации энергии в сеть. Приняты меры по сни-

\* Барнс Дж. Электронное конструирование: методы борьбы с помехами. М.: Мир, 1990.

жению уровня электромагнитных помех в преобразователе, исследованы переходные процессы и электрические режимы ЭРИ.

Анализ осциллограмм переходных процессов показал, что расчет и подбор импедансов ЭРИ позволя-

ют существенно снизить пульсации по цепям первичного и вторичных источников питания преобразователя, а также уменьшить возбуждение на переходах силовых ключей, что ведет к снижению электромагнитных помех.



Рекуперативный понижающий преобразователь:

ШИМ – ШИМ-контроллер; ДН – делитель напряжения; L – дроссель; C – конденсатор; ВИП – источник вторичного электропитания; УУ – устройство управления; И1, И2 – инверторы; ЭМИО – электромеханический исполнительный орган; e – ЭДС

© Гогуа В.Д., Лянзбург В.П., Бутаков А.Н., 2013

УДК 621.396

## РАЗРАБОТКА ПРОЕКТА НОРМАТИВНОГО ДОКУМЕНТА ПО СТАНДАРТИЗАЦИИ «СОВМЕСТИМОСТЬ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ ЭЛЕКТРОМАГНИТНАЯ. ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ И МЕТОДЫ ИСПЫТАНИЙ»

А. Н. Дементьев<sup>1</sup>, Ю. В. Маслов<sup>1</sup>, В. А. Глушкин<sup>2</sup>, В. И. Вдовиченко<sup>3</sup>

<sup>1</sup>Центральный научно-исследовательский институт машиностроения  
Россия, 141070, Московская область, г. Королёв, ул. Пионерская, 4. E-mail: corp@tsniimash.ru

<sup>2</sup>ЗАО «Комплексные электромагнитные системы»  
127434, г. Москва, Дмитровское шоссе, 25, корп. 1, офис 27. E-mail: info@zaokems.ru

<sup>3</sup>НОУ «Корпоративный центр подготовки персонала – Институт аэронавигации»  
Россия, Москва, ул. Большая Новодмитровская, д. 14, стр. 7

*Создаются научно-технический и производственно-технологический заделы для обеспечения электромагнитной совместимости перспективной космической техники, конкурентоспособной космической продукции и услуг. Разработка национального стандарта электромагнитной совместимости (ЭМС), космической техники, гармонизированного с международными и европейскими стандартами, устанавливающими требования помехоустойчивости, помехоэмиссии и соответствующие методы испытаний, позволит совершенствовать методы и средства стендовых испытаний космической техники на электромагнитную совместимость радиоэлектронных средств.*

*Ключевые слова: электромагнитная совместимость, европейский стандарт, кондуктивные и излучаемые помехи.*

## DRAFTING OF NORMATIVE DOCUMENTS ON STANDARDIZATION “SPACE ELECTROMAGNETIC COMPATIBILITY. GENERAL REQUIREMENTS AND TEST METHODS”

A. N. Dementiev<sup>1</sup>, Yu. V. Maslov<sup>1</sup>, V. A. Gluskin<sup>2</sup>, V. I. Vdovichenko<sup>3</sup>

<sup>1</sup>Tsentrnyi Scientific Research Institute of Machine Building  
4, Pionerskaia str., Korolev, Moscow region, 141070, Russia. E-mail: corp@tsniimash.ru

<sup>2</sup>ZAO “Complex Electromagnetic Systems”  
25-1-27, Dmitrovskoe shosse, Moscow, 127434, Russia. E-mail: info@zaokems.ru

<sup>3</sup>LEU «The corporate training centre – Institute of air navigation»  
14, building 7, Bolshaya Novodmitrovskaya, Moscow, Russia

*The scientific, technical and industrial-technological groundwork for EMC advanced space technology, competitive space products and services is created. The development of a national standard of electromagnetic compatibility (EMC), space technology, harmonized with international and European standards, which establish immunity requirements, interference emission and corresponding test methods will help to develop methods and tools for bench testing of space technology for electromagnetic compatibility of radio electronic means.*

*Keywords: electromagnetic compatibility, the European standard, conducted and radiated emissions.*

Основанием для разработки стандарта является Программа Союзного государства «Разработка интегрированной системы стандартизации космической техники, создаваемой в рамках программ и проектов Союзного государства» на 2011–2014 гг.

Разрабатываемый проект стандарта является модернизируемым международным стандартом ISO 14302 с дополнительными требованиями и методами, отражающими особенности российской космической техники научного и социально-экономического назначения. Стандарт должен распространяться на космические комплексы научного и социально-экономического назначения и их составные части, разрабатываемые предприятиями Российской Федерации, и устанавливать нормы и правила обеспечения электромагнитной совместимости космических комплексов.

В стандарте предполагается:

- определить общие требования к комплексу, задать требования к разработке Программы обеспечения электромагнитной совместимости радиоэлектронных средств космических систем и комплексов, гарантирующей совместимость на уровне комплекса при минимальном влиянии на стоимость программы и эксплуатационные характеристики, категории критичности и коэффициенты безопасности;

- сформулировать специальные требования к комплексу, к внешней электромагнитной обстановке и внутрисистемной ЭМС, к конструкции заземления и электропроводки, к металлизации и устойчивости к электростатическому разряду, к радиочастотной совместимости, молниезащите и электробезопасности;

- задать требования к электромагнитным помехам на уровне оборудования: к кондуктивным и излучаемым помехам, к коммутационным переходным процессам, к устойчивости оборудования к этим помехам;

- определить общие и специальные требования к верификации электромагнитной совместимости комплекса: План верификации электромагнитных эффектов на уровне комплекса, Отчет о верификации электромагнитных эффектов, подтверждение выполнения специальных требований к ЭМС комплекса;

- задать методы испытаний электромагнитных помех на уровне оборудования с применением отечественных и международных стандартов.

Разрабатываемый стандарт позволит [1–3]:

- обосновать требования по ЭМС на уровне лучших мировых образцов;

- адаптировать требования нормативных документов по ЭМС к конкретным изделиям космической техники с учетом их состава, компоновки и технических характеристик.

В ходе разработки стандарта учитываются основные требования и методы, отражающие особенности

русской космической техники научного и социально-экономического назначения:

- требования к проведению измерений электромагнитной совместимости технических средств космических комплексов при их изготовлении и эксплуатации;

- особенности измерения промышленных помех и восприимчивости технических средств к ним по напряжению при автономных испытаниях;

- особенности измерений промышленных помех и восприимчивости к ним технических средств по напряжению при испытаниях в составе космического аппарата;

- измерения токов электромагнитных помех в диапазоне частот 30 Гц...30 МГц при автономных испытаниях;

- измерения восприимчивости технических средств к электромагнитным помехам по току в диапазоне частот 30 Гц...30 МГц при автономных испытаниях;

- измерения токов электромагнитных помех в диапазоне частот 30 Гц...30 МГц при испытаниях в составе космического аппарата;

- измерения напряженности электрического поля помех с использованием ТЕМ-камеры;

- измерения пикового значения напряженности магнитного поля помех в диапазоне частот 30 Гц ... 300 кГц;

- контроль подавления наведенных нагрузкой коммутационных переходных процессов большой продолжительности (ISO14302:2002 п.А.3.3.4.2);

- измерения помех, излучаемых в виде магнитного поля (ISO14302:2002 п.А.3.3.8);

- измерения излучаемых радиочастотных помех (ISO 7137 п.21.4);

- измерение устойчивости к импульсам напряжения (ISO 7137 п. 17);

- измерения восприимчивости к излучаемым помехам в виде магнитного поля (альтернативный метод RS101);

- измерения восприимчивости к остроконечным импульсам, наводимым в соединительных кабелях (ISO 7137 п.19.3.4);

- разработка рекомендаций по мерам обеспечения электромагнитной совместимости на уровне комплекса;

- план верификации электромагнитных эффектов на уровне комплекса.

Также в стандарте определены методики измерений, планируемый набор измерительной аппаратуры, типовые схемы измерительных установок и представляемые данные измерений, а также даны рекомендации по мерам обеспечения ЭМС на уровне комплекса

и содержанию отчета о верификации электромагнитных эффектов.

#### Библиографические ссылки

1. ISO 7137:1995. Воздушные суда. Внешние воздействия и методы испытаний бортовой аппаратуры.
2. ISO 14302:2002. Космические комплексы – требования к электромагнитной совместимости.
3. ECSS-ST-20-07C. Космическая техника.

#### References

1. ISO 7137:1995. Vozdushnye suda. Vneshnie vozdejstviya i metody ispytaniy bortovoj apparatury.
2. ISO 14302:2002. Kosmicheskie komplekсы – trebovaniya k jelektromagnitnoj sovmestimosti.
3. ECSS-ST-20-07C. Kosmicheskaja tehnika.

© Дементьев А. Н., Маслов Ю. В., Вдовиченко В. И., Глускин В. А., 2013

УДК 621.396.33:528.8

### АКТУАЛЬНОСТЬ РАЗРАБОТКИ СИСТЕМ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ РАЗНОГО НАЗНАЧЕНИЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ РЕТРАНСЛЯЦИИ «ЛУЧ»

*В. Ю. Ермолаев, Р. А. Алексеев*

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»  
Россия, 662972, г. Железнодорожск Красноярского края, ул. Ленина, 52. E-mail: romka-alekseev@yandex.ru

*Обоснована необходимость разработки российской спутниковой системы дистанционного зондирования Земли. Рассмотрены и проанализированы методы дистанционного зондирования Земли. Смоделирована спутниковая система дистанционного зондирования Земли с использованием многофункциональной космической системы ретрансляции «Луч».*

*Ключевые слова: система, дистанционное зондирование Земли, космический аппарат, земная станция, хранение данных, ретранслятор.*

### URGENCY TO DEVELOP EARTH REMOTE SENSING SYSTEMS OF DIFFERENT ASSIGNMENT WITH USE OF RELAYING MULTIPURPOSE SPACE SYSTEM “BEAM”

*V. Yu. Yermolaev, R. A. Alekseev*

JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”  
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia. E-mail: romka-alekseev@yandex.ru

*Need to develop Russian satellite system of Earth remote sensing is proved. Methods of Earth remote sensing are considered and analysed. The satellite system of Earth remote sensing with use of multipurpose space system of “Beam” relaying is simulated.*

*Keywords: system, Earth remote sensing, spacecraft, terrestrial station, data storage, repeater.*

Разработка систем дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) является приоритетным направлением как в российской космонавтике, так и в мировой. Это объясняется стратегическими интересами России в космосе, обусловленными целым спектром внутренних, внешних, природных и техногенных факторов. Тем самым собственная российская система ДЗЗ позволит обеспечить стратегическую независимость России в сфере космической информации. В качестве примера на рис. 1 представлен космический аппарат (КА), зондирующий поверхность Земли.

В системах ДЗЗ существует несколько принципиально разных способов передачи данных со спутника на земную станцию (ЗС). Условно можно выделить три способа передачи данных:

1) прямой сброс ДЗЗ в зоне радиовидимости ЗС (без хранения данных на борту);

2) с хранением на борту и последующей передачей на ЗС в зоне ее радиовидимости;

3) на основе использования космической системы ретрансляции.

Первый и самый простой способ передачи данных ДЗЗ – прямой сброс данных ДЗЗ со спутника на наземный пункт приема и обработки сигнала. Для этого должна обеспечиваться непрерывная радиосвязь с принимающими станциями, к которым предъявляются повышенные требования по надежности приема радиосигнала. Наиболее успешный прием данных возможен при расположении приемной станции на линии прямой видимости со спутником. Линия прямой видимости должна быть расположена высоко над горизонтом, чтобы свести к минимуму влияние атмосферы [1]. Все эти требования объединяются понятием маски приемной станции – области поверхности

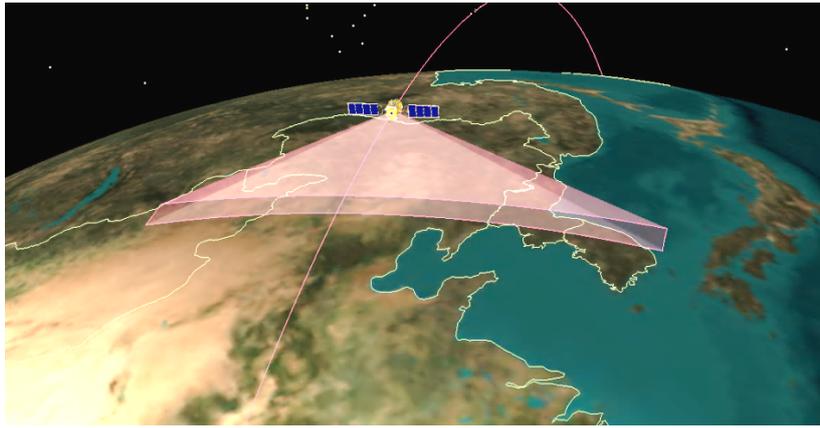


Рис. 1. Дистанционное зондирование Земли

Земли, внутри которой осуществляется прием данных со спутника. Предположим, что поверхность Земли – это сфера с радиусом  $R$ ,  $h$  – высота орбиты спутника и на линии прямой видимости нет препятствий.

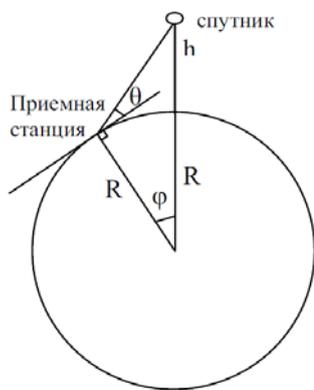


Рис. 2. Схема расположения спутника относительно приемной станции

Угловое расстояние  $\varphi$  между спутником и станцией определяется по уравнению

$$\cos(\theta + \varphi) = R \cdot \cos(\theta) / (R + h),$$

где  $\theta$  – угол места линии прямой видимости.

Если  $\theta = 5^\circ$ , то для  $h = 700$  км получаем  $\varphi = 21^\circ$ . В этом случае маска представляет собой окружность с радиусом 2 400 км и приемной станцией в центре этой окружности.

Практически все приемные станции расположены на суше и не могут обеспечить зону приема над океаном. Поэтому данный способ не получил широкое применение на практике, так как является неэффективным и дорогостоящим.

Второй способ требует наличия на борту КА устройств для хранения и обработки большого объема информации, что значительно увеличивает массу, энергопотребление и стоимость КА в целом. Для современного быстроразвивающегося мира это огромный минус. Однако реализация такой системы ДЗЗ обеспечивает эксплуатирующему органу независимость от других стран.

Способ третий предусматривает использование спутников-ретрансляторов, которые увеличивают об-

ласть приема сети наземных станций, находящихся на суше. Эти спутники находятся на геостационарных орбитах и ретранслируют передаваемые данные на земную станцию приема. Реализация данного способа ДЗЗ упрощается существующей и введенной в эксплуатацию глобальной МКСР «Луч» на базе трех геостационарных спутников: Луч-5А, Луч-5Б и Луч-5В. На рис. 3 представлена ОГ МКСР «Луч» и КА ДЗЗ.

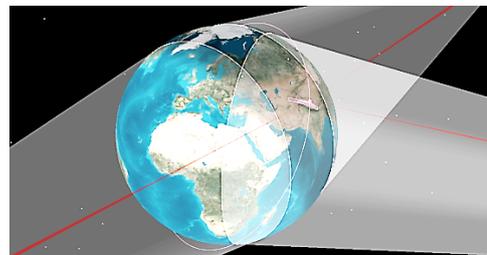
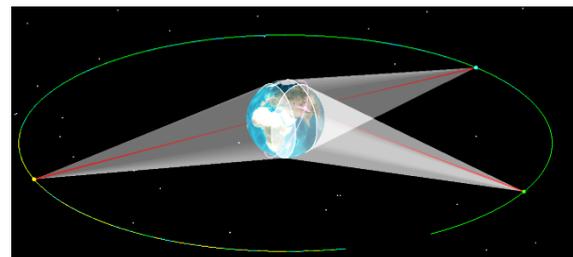


Рис. 3. КА ДЗЗ с МКСР «Луч»

По рис. 3 видно, что КА ДЗЗ будет постоянно находиться в зоне радиовидимости МКСР «Луч» [2], что позволит разработать КА, не требующей огромного количества оборудования для обработки и хранения информации. В составе системы ДЗЗ достаточно иметь одну земную станцию для сбора информации ДЗЗ.

Функциональное использование МКСР «Луч» в составе системы ДЗЗ позволяет достигнуть следующих результатов:

- оптимизация массогабаритных характеристик КА за счет исключения громоздкой бортовой аппаратуры хранения и обработки данных ДЗЗ;
- управление КА и передача данных в реальном масштабе времени;

К недостаткам можно отнести требования:

– по дополнительной приемо-передающей аппаратуре ретрансляции;

– дополнительному программному обеспечению и протоколы взаимодействия для сопряжения МКСП «Луч» с системой ДЗЗ.

#### Библиографические ссылки

1. Токарева О. С. Обработка и интерпретация данных дистанционного зондирования Земли. Томск : Изд-во Том. политехн. ун-та, 2010. 148 с.

2. Основные характеристики многофункциональной космической системы ретрансляции «Луч» и основные положения по взаимодействию аппаратуры абонентов и бортовых ретрансляционных комплексов космических аппаратов «Луч-5А», «Луч-5Б» и «Луч-5В». 2012.

#### References

1. Tokareva O. S. Obrabotka i interpretacija dannyh distancionnogo zondirovanija Zemli (Processing and interpretation of data of remote sensing of Earth). Tomsk: Izd-vo Tomskogo politehnic. Un-ta, 2010. 148 s.

2. Osnovnye harakteristiki mnogofunkcional'noj kosmicheskoj sistemy retransljacii «Luch» i osnovnye polozhenija po vzaimodejstvuju apparatury abonentov i bortovyh retransljacionnyh kompleksov kosmicheskikh apparatov «Luch-5A», «Luch-5B» i «Luch-5V» (The main characteristics of multipurpose space system of relaying “Beam” and basic provisions on interaction of equipment of subscribers and onboard relaying complexes of Luch-5A, Luch-5B and Luch-5B). 2012.

© Ермолаев В. Ю., Алексеев Р. А., 2013

УДК 629.7.05

### ПОДАВЛЕНИЕ ПОМЕХ ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ АНТЕННЫ ИНТЕРФЕРОМЕТРА В НАИ\*

*И. Н. Карцан, Р. В. Карцан, С. В. Ефремова*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: kartsan@sibsau.ru

*Реализацией помехоустойчивой угломерной системы является применение интерферометра, состоящего из отдельных идентичных антенных решеток. В каждой антенной решетке реализуется алгоритм подавления помех, а фазовые сдвиги для определения пространственной ориентации измеряются между сигналами, принятыми на эти решетки.*

*Ключевые слова: ГЛОНАСС, GPS, помехозащищенный навигационный приемник, пространственная ориентация объекта, блок фильтрации, надежность, аппаратура потребителя, навигационно-временная задача, математическое обеспечение, многоканальность.*

### INTERFERENCE REJECTION WHEN USING AN ANTENNA OF THE INTERFEROMETER IN THE NAP

*I. N. Kartsan, R. V. Kartsan, S. V. Efremova*

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochoy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: kartsan@sibsau.ru

*Implementation of interference-angle measuring system is the use of the interferometer, which consists of separate identical arrays. Each array antenna interference cancellation algorithm is implemented and the phase shifts for determining the spatial orientation are measured between the signals received by these grilles.*

*Keywords: GLONASS, GPS, noise-free navigation receiver, spatial orientation of an object, a filtration unit, reliability, customer equipment, navigation temporary task, software, multichannel.*

Анализ проведенных информационно-патентных поисков показывает, что на протяжении последних десятилетий российские, американские, израильские, и др. разработчики аппаратуры потребителя навигационной информации (АПНИ) ведут интенсивные исследования в области создания систем, позволяющих осуществлять эффективное подавление активных шумовых помех (АШП). Реализация таких систем

в промышленных масштабах пока еще не ведется.

Широкое внедрение НАИ, работающей по сигналам КНС, в различные области применения требует на современном этапе значительного повышения помехоустойчивости аппаратуры, в том числе к преднамеренным помехам. По имеющимся оценкам, требуемый уровень устойчивости к широкополосным помехам, действующим в полосе полезного сигнала, со-

\* Работа выполнена в рамках государственного контракта № 14.514.11.4092 от 21 июня 2013 г.

ставляет  $J/S \approx 90 \text{ дБ}$ . При всем многообразии методов борьбы с помехами 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 пр. 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 помеховых. Указанные операции реализуются в системах угловой, поляризационной, частотной и др. селекции, различные виды которых широко представлены в литературе [1-3] 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».

В качестве основных направлений повышения помехоустойчивости НАП могут рассматриваться следующие подходы.

Уменьшение полос пропускания следящих систем, осуществляющих измерение параметров сигналов НКА за счет использования имеющейся априорной информации о динамических перемещениях антенной системы НАП (такая информация может, в частности, поступать от инерциальных навигационных средств, с которыми комплексируется НАП).

Интегральное слежение за полным набором сигналов НКА во всех частотных диапазонах.

Фильтрация узкополосных (в пределе – гармонических) помех в тракте обработки сигнала до коррелятора при помощи адаптивных цифровых фильтров либо с использованием технологий спектральной фильтрации, а также измерения параметров помехи и ее компенсации в цифровой части аппаратуры до корреляторов.

Обеспечение прямого вхождения в синхронизацию с сигналом ВТ ГЛОНАСС (эффективно в отношении узкополосных помех).

По имеющимся оценкам, перечисленные меры позволяют обеспечить работоспособность НАП при отношении помеха/сигнал на входе приемной антенны на уровне  $J/S \approx 60...65$  дБ. Дальнейшее повышение помехоустойчивости НАП до уровня  $J/S \approx 80...90$  дБ возможно только при условии применения пространственных методов борьбы с помехами:

использование адаптивных фазированных антенных решеток (АФАР), обеспечивающих формирование максимумов диаграммы направленности (ДН) в направлении на НКА;

использование АФАР, обеспечивающих формирование минимумов («провалов») ДН в направлении на источник помехи.

Принципиально решить проблемы обеспечения Вооруженных Сил Российской Федерации современными помехозащищенной НАП нового поколения.

Особенности построения помехоустойчивой угломерной НАП

Исходя из анализа особенностей построения угломерных систем и помехоустойчивой аппаратуры с пространственной селекцией видно, что эти системы основаны на применении многоантенных систем – фазовых интерферометров и адаптивных антенных решеток. Представляется весьма перспективной задача построения угломерной системы с функциями измерения пространственной ориентации и пространственной селекции помех на основе одной и той же антенной системы. В то же время задачи, решаемые этими системами, существенно различаются. Для подавления помех сигналы со всех антенн подвергаются взвешенному суммированию. Далее суммарный сигнал обрабатывается как единый, очищенный от помех. Для измерения пространственной ориентации требуется измерить фазовые сдвиги входного сигнала, принятые на различные антенны.

Одним из способов реализации помехоустойчивой угломерной системы является применение интерферометра, состоящего из отдельных идентичных антенных решеток. В каждой антенной решетке реализуется алгоритм подавления помех, а фазовые сдвиги для определения пространственной ориентации измеряются между сигналами, принятыми на эти решетки. Однако такой способ многократно усложняет построение антенной системы угломерной НАП.

### Библиографические ссылки

1. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования / под ред. А. И. Перова, В. Н. Харисова, Изд. 4-е, перераб. и доп. М. : Радиотехника, 2010. 800 с.
2. Помехи сигналам глобальной навигационной спутниковой системы (GNSS) // Электронный бюллетень. Международная организация гражданской авиации. 2011.
3. Алгоритмічне забезпечення і нерціально-спутникових систем навігації: монографія / Ф. М. Захарін, В. М. Синєглазов, М. К. Філяшкін. Київ : НАУ, 2010. –310 с

### References

1. GLONASS. Principy postroenija i funkcionirovanija / pod red. A. I. Perova, V. N. Harisova, Izd. 4-e, pererab. i dop. M. : Radiotekhnika, 2010. 800 s.
2. Pomehi signalam global'noj navigacionnoj sputnikovoj sistemy (GNSS). Jelektronnyj bjulleten' // Mezhdunarodnaja organizacija grazhdanskoj aviacii. 2011.
3. Algoritmichne zabezpechennja i nercial'no-sputnikovih sistem navigacii: monografija / F. M. Zaharin, V. M. Sineglazov, M. K. Filjashkin. K. : NAU, 2010. 310 s.

УДК 629.7.05

## ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПОМЕХОЗАЩИЩЕННОСТИ НАВИГАЦИОННЫХ ПРИЕМНИКОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ОТ ЛОЖНЫХ СИГНАЛОВ

С. С. Красненко<sup>1</sup>, А. В. Пичкалев<sup>1</sup>, А. В. Гребенников<sup>2</sup>

<sup>1</sup>ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»  
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52. E-mail: t\_150@list.ru

<sup>2</sup>ОАО «НПП «Радиосвязь»  
Россия, 660021, г. Красноярск, ул. Декабристов, 19. E-mail: berg24@mail.ru

*Рассматривается необходимость внедрения защиты от помех для навигационной аппаратуры на борту космических аппаратов. Радиоугломерная аппаратура, кроме определения пространственной ориентации космического аппарата, позволяет обеспечивать помехозащищенность навигационных приемников от ложных сигналов.*

*Ключевые слова: радиоугломерная навигационная аппаратура, пространственная ориентация, помехозащищенность.*

## MAINTENANCE OF NOISE IMMUNITY OF NAVIGATING RECEIVERS OF SPACE VEHICLES FROM FALSE SIGNALS

S. S. Krasnenko<sup>1</sup>, A. V. Pichkalev<sup>1</sup>, A. V. Grebennikov<sup>2</sup>

<sup>1</sup>JSC "Academician M. F. Reshetnev "Information Satellite Systems"  
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia. E-mail: t\_150@list.ru

<sup>2</sup>JSC "SPE "Radiosvjaz"  
19, Dekabristov str., Krasnoyarsk, 660021, Russia. E-mail: berg24@mail.ru

*The necessity of introduction of protection against hindrances for navigating equipment onboard space vehicles is considered. The goniometric radio equipment except definition of spatial orientation of the space vehicle helps to provide noise immunity of navigating receivers from false signals.*

*Keywords: goniometrical navigation equipment, spatial orientation, noise immunity.*

Сегодня технология спутникового координатно-временного обеспечения посредством навигационных систем ГЛОНАСС/GPS востребована для объектов не только на поверхности Земли и околоземном пространстве, но и для космических аппаратов (КА), находящихся на орбитах выше, чем орбиты навигационных КА (НКА), в том числе геостационарных и высокоэллиптических (ГСО и ВЭО). Наличие соответствующих навигационных приемников (НП) на борту КА значительно упрощает определение его местонахождения [1].

По мере все более широкого распространения НП различного назначения к ним растут требования по обеспечению высокой надежности и помехозащищенности, в том числе защиты от ложных навигационных сигналов (НС) в результате либо нештатной работы НКА, либо специально наведенных имитационных помех (ИП).

Преимущества использования ИП по сравнению с мощными маскирующими помехами подтверждены в ходе практических экспериментов. Особенно ощутимы выигрыши при воздействии на аппаратуру с адаптивными антенными решетками. Естественно, что при наличии существенных преимуществ применения ИП не могли остаться незамеченным. Действительно, на протяжении последних нескольких лет через средства массовой информации появляются факты о практическом применении ИП. Так, в 2011 году в Иране «посадили» американский беспилотник Lockheed Martin

RQ-170 Sentinel. После этого на протяжении года в США были проведены успешные эксперименты по воздействию ИП на незащищенный С/А-код GPS.

КА, находящиеся на круговых орбитах с высотами ниже 19 000 км (высота орбит НКА), являются более защищенными от ложных НС. Их приемные антенны расположены в верхней части КА. Нештатно функционирующие НКА могут быть легко селективированы и игнорированы, а для наведения ИП требуются другие КА, летящие над ними, что крайне сложно и дорого для реализации. Приемные антенны КА, находящегося на ГСО, направлены на Землю, так как улавливают сигналы от НКА перед их заходом и выходом из-за Земли. Это значит, что бортовой НП такого КА легко подвергается наведению ложного сигнала в результате нештатной работы НКА либо с поверхности Земли. В последнем случае соответствующая наземная имитационная аппаратура постановкой индивидуальной ИП для конкретного объекта с известными координатами может полностью дезориентировать КА и «увести» его из своей рабочей точки стояния с заданными координатами.

Проблема защиты НП на борту КА от ИП является весьма важной. Существуют так называемые «простые» методы выявления в НП ложных НС, которые относительно просто реализуются в современных приемниках и, очевидно, должны учитываться при их создании:

- слежение за абсолютной мощностью каждой несущей частоты НС;
- слежение за скоростью изменения мощности сигнала;
- слежение за относительными мощностями принимаемого сигнала;
- ограничение и сравнение скоростей динамики кода и фазы;
- проверка доплеровского смещения частоты;
- взаимная корреляция несущих частот НС;
- остаточный анализ сигнала;
- проверка полученных эфемероидных данных;
- обнаружение резкого скачка сигнала.

Все эти методы считаются «простыми» в силу их давнего применения, отработанности и широкой известности. Однако необходимо учитывать существенное усложнение как самих НП, так и их программно-математического обеспечения при использовании этих методов.

Кроме указанных способов защиты можно предложить реализуемые уже сегодня относительно более сложные (обрабатываемые) способы различения сигналов НКА и ИП, использующие их пространственные отличия. Они предполагают наличие вместо одной ненаправленной антенны нескольких антенных элементов, которые давно уже стали привычной составляющей помехозащищенных приемников военного назначения в США.

В основе пространственных методов защиты от помех лежит различие радиоволн, приходящих к НП от НКА и от постановщика помех, обусловленное разными направлениями прихода. Хотя ИП может воспроизвести любой вид сигнала как функцию от времени, единственный способ формирования им пространственной радиоволны, подобной радиоволне сигнала, – это расположение постановщиков ИП на линии визирования от НП к НКА. Только в этом случае форма радиоволны ИП практически не будет отличаться от формы радиоволны полезного сигнала. В противном случае демаскирование ИП гарантировано. Пространственные методы являются наиболее эффективной и надежной защитой от ИП.

Наличие нескольких антенных элементов и возможность определения направления прихода НС позволяет НП решать не только навигационные, но и угломерные задачи. Таким образом, становится возможным позиционировать не только координаты, но и пространственное положение объекта относительно навигационных систем ГЛОНАСС/GPS.

Для решения навигационной задачи и обеспечения помехозащищенности наилучшим образом подходит широко внедряемая на подвижные объекты радиоугломерная аппаратура, позволяющая определять координаты, скорость, направление движения объекта и его пространственную ориентацию. Вся выпускаемая радиоугломерная аппаратура потребителей использует интерферометрический метод измерения направленных сигналов от НКА, при котором измеряемыми параметрами являются углы между осями объекта и векторами направления сигнала от каждого НКА. Осью объекта считается условно проведенная прямая через две приемные навигационные антенны, распо-

ложенные на борту КА. За счет измерения разности фаз несущего сигнала от НКА, принятого разнесенными в пространстве антеннами, можно определить угол между осью (базой) объекта-потребителя и направлением сигнала от НКА. При этом расстояние между разнесенными антеннами (длина базы) может быть либо известным, либо неизвестным. Если длина базы известна, то координаты вектора-базы вычисляются с большей точностью, после чего пересчитываются в значения азимута, угла места и крена в случае двух баз [2; 3].

Исходя из вышесказанного следует, что внедрение радиоугломерной аппаратуры на борт КА, находящегося на ГСО, позволит НП определить место излучения ИП за счет определения угла между осями объекта и векторами направления НС. Таким образом, выявление несоответствия между координатами НКА (известных из переданного в навигационном сообщении альманаха) и непосредственным местом излучения НС позволяет определить ложные сигналы и исключить их из расчета. Таким образом, наличие радиоугломерной аппаратуры на борту КА, находящихся на ГСО, позволяет без значительного удорожания и увеличения массогабаритных характеристик бортовой аппаратуры решить проблему помехозащищенности бортовых НП за счет выявления и исключения ложных НС, а также дополнительно повысить точность пространственной ориентации КА.

#### Библиографические ссылки

1. Фурманов В. В., Зубавичус В. А., Комаров В. А. и др. Двухсистемный навигационный приемник космического аппарата. Патент РФ № 112401, МПК G01C21/24.
2. Пичкалев А. В., Кочев Ю. В., Гребенников А. В. Радиоугломерная аппаратура для задач ориентации и стабилизации // Тез. докл. 2-й Междунар. науч.-техн. конф. / под общ. ред. Н. А. Тестоедова ; ОАО «Информационные спутниковые системы» ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2012. С. 142–144.
3. Фатеев Ю. Л. Определение угловой ориентации объектов на основе глобальных навигационных спутниковых систем // Радиотехника. 2002. № 7. С. 51–56.

#### References

1. Furmanov V. V., Zubavichus V. A., Komarov V. A. i dr. Dvyhsistemnyi navigacionnyi priemnik kosmicheskogo apparata // Patent RF № 112401, MPK G01C21/24.
2. Pichkalev A. V., Kochev U. V., Grebennikov A. V.. Radiogoniometric navigating equipment for orientation and stabilization problems // Navigacionnue sputnikovue sistemu, ih rol i znachenie v zhizni sovremennogo cheloveka. Krasnoyrsk, 2012. Pp. 142–144.
3. Fateev U. L. Opredelenie yglivoi orientacii obektov na osnove globalnyh navigacionnyh sputnikovyh system. // Radiotehnika. № 7. 2002. Pp. 51–56.

© Красненко С. С., Пичкалев А. В.,  
Гребенников А. В., 2013

УДК 62-503.56

## ИССЛЕДОВАНИЕ ЗАВИСИМОСТИ ХАРАКТЕРИСТИК ЭЛЕКТРОДВИГАТЕЛЕЙ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ ОТ СПОСОБА УПРАВЛЕНИЯ

Е. М. Курбатов, Д. А. Кафтасьев

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева)  
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52. E-mail: D.Kaftasjev@yandex.ru

Представлен обзор режимов коммутации фаз электродвигателей космического назначения. Экспериментальные исследования проведены на базе моментного трехфазного электродвигателя. Представлены характеристики зависимости момента от частоты управляющего сигнала. Был произведен выбор наиболее приемлемого способа управления.

Ключевые слова: электродвигатель, режим коммутации, способ управления, момент, характеристики электродвигателя.

## INVESTIGATION OF DEPENDING OF SPACECRAFT ELECTRIC MOTOR CHARACTERISTICS ON THE CONTROL MODE

E. M. Kourbatov, D. A. Kaftas'ev

JSC "Academician M. F. Reshetnev "Information Satellite Systems"  
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia. E-mail: D. Kaftasjev@yandex.ru

An overview of commutation phase modes of spacecraft electric motors has been presented. Experimental investigations on the basis of the three-phase torque motor have been fulfilled. The characteristics of torque dependence on the control signal frequency are considered. The most acceptable control mode has been selected.

Keywords: electric motor, commutation mode, control mode, torque, characteristics of the electric motor.

Под способом управления следует понимать режим коммутации фаз двигателя, в свою очередь от режима коммутации зависит форма тока протекающего по обмоткам двигателя.

На рис. 1 а, б, в приведены формы тока протекающего по обмоткам двигателя в различных режимах. Следует отметить, что в микрошаговом режиме при коэффициенте дробления шага  $k_{др} \geq 32$  визуально наблюдается синусоидальная форма тока.

Объектом исследования является трёхфазный моментный двигатель бескорпусного исполнения (см. таблицу), который подключен к блоку управления, способному выдавать все вышеперечисленные режимы коммутации фаз. К валу двигателя подключены нагрузочное устройство и имитатор инерционной нагрузки.

Исследования проводились при нагрузке с моментом инерции от 0 до  $1 \cdot 10^{-3}$  кг·м<sup>2</sup>. Режимы коммутации

фаз двигателя: парная коммутация, шеститактная коммутация, микрошаговый режим с коэффициентами дробления шага  $k_{др} = 2, 3, 4, 8$ .

Результатом исследований получились семейства частотно-моментных характеристик электродвигателя, полученных при различных сочетаниях вышеперечисленных параметров управления. Некоторые результаты исследований представлены на рис. 2 и 3.

### Технические характеристики объекта исследований

Пусковой ток, А, не более	0,32
Пусковой момент, Н·м	0,14
Номинальный момент, Н·м	0,11
Момент фиксации, Н·м	0,0052
Электромагнитная редукция	32
Сопротивление фазы, Ом	42
Номинальная частота вращения, об./мин	20
Масса, кг, не более	0,26

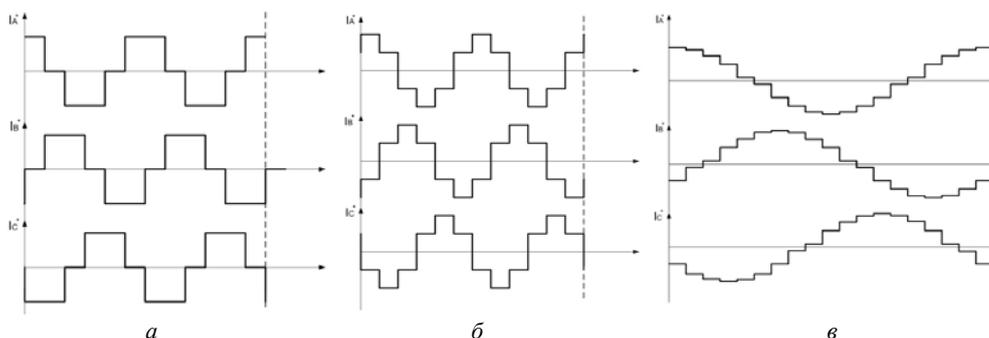


Рис. 1. Режимы коммутации: а – парная; б – шеститактная; в – микрошаговый режим,  $k_{др} = 3$

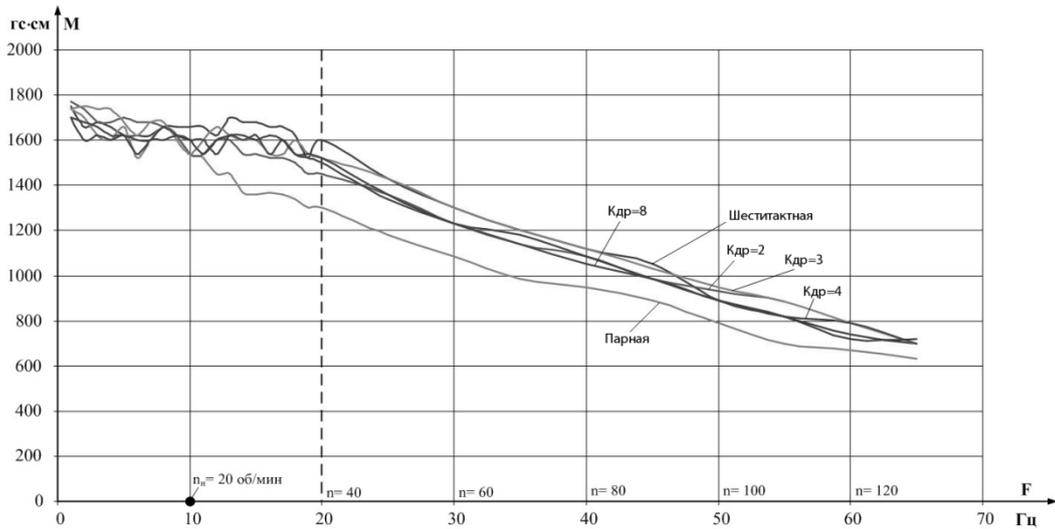


Рис. 2. Частотно-моментные характеристики электродвигателя при  $J_n = 0$

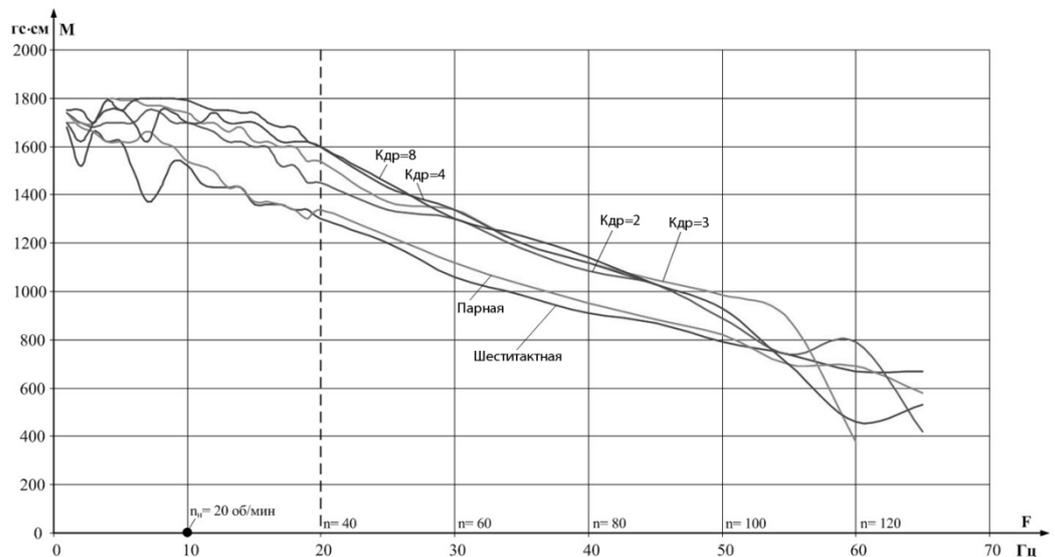


Рис. 3. Частотно-моментные характеристики электродвигателя при  $J_n = 1 \cdot 10^{-3} \text{ кг} \cdot \text{м}^2$

Рассмотрев результаты экспериментов, можно сделать вывод, что микрошаговый режим управления двигателем по сравнению с другими режимами является наиболее приемлемым. При работе в данном режиме электродвигатель развивает большой момент,

что видно по рис. 2 и 3. При этом значительно улучшается плавность хода, что наблюдалось визуально в процессе исследований.

© Курбатов Е. М., Кафтасьев Д. А., 2013

УДК 681.5.03

## МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКОГО МОДУЛЯ

Е. М. Курбатов, Т. Ю. Пенкина

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»  
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52. E-mail: pentan-1987@mail.ru

*Рассматривается электромеханический модуль, состоящий из синхронного двигателя с электромагнитной редукцией и редуктора. Приведены расчётные модели двигателя и одной ступени редуктора.*

*Ключевые слова: математическая модель, электромеханический модуль, синхронный двигатель с электромагнитной редукцией, редуктор.*

THE MATHEMATICAL MODEL OF THE ELECTROMECHANICAL MODULE

E. M. Kourbatov, T. Y. Penkina

JSC "Academician M. F. Reshetnev "Information Satellite Systems"  
52, Lenin str., Zhelznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia. E-mail: pentan-1987@mail.ru

The electromechanical module consisting of the synchronous motor with an electromagnetic reduction and a reducer is considered. The motor design modules and one stage of the reducer are stated.

Keywords: mathematical model, electromechanical module, synchronous motor with an electromagnetic reduction, reducer.

В настоящее время быстрое развитие и усовершенствование электромеханических систем космических аппаратов (КА) требуют использования универсальных механизмов под разные типы антенн. Ряд зарубежных фирм, таких как MOOG, Aeroflex RUAG, изготавливают электромеханические модули (ЭММ), которые в общем случае содержат двигатель, несколько ступеней цилиндрической передачи редуктора и волновую зубчатую передачу (ВЗП).

ОАО «ИСС» также разработало и применило ЭММ в составе КА «Луч-5».

В данной работе представляется математическая модель электромеханического модуля, общий вид которого представлен на рис. 1.

В состав рассматриваемого модуля входит синхронный двигатель с электромагнитной редукцией (СДЭР), многоступенчатый редуктор с цилиндрической передачей, ВЗП и датчик угла.



Рис. 1. Общий вид ЭММ

Построение математической модели ЭММ производится за счет формирования математических моделей его составных частей.

Математическая модель СДЭР представляет собой дифференциальное уравнение, на базе которого в приложении Simulink пакета MatLab получена расчетная модель, показанная на рис. 2.

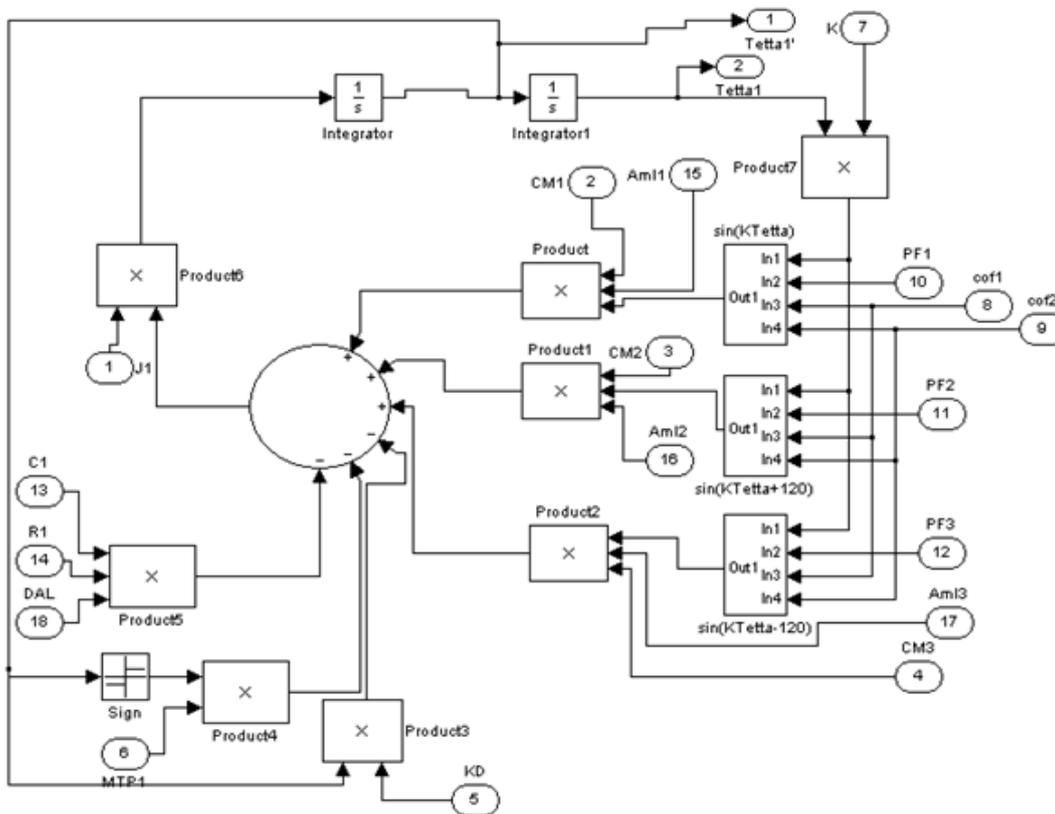


Рис. 2. Расчетная модель СДЭР

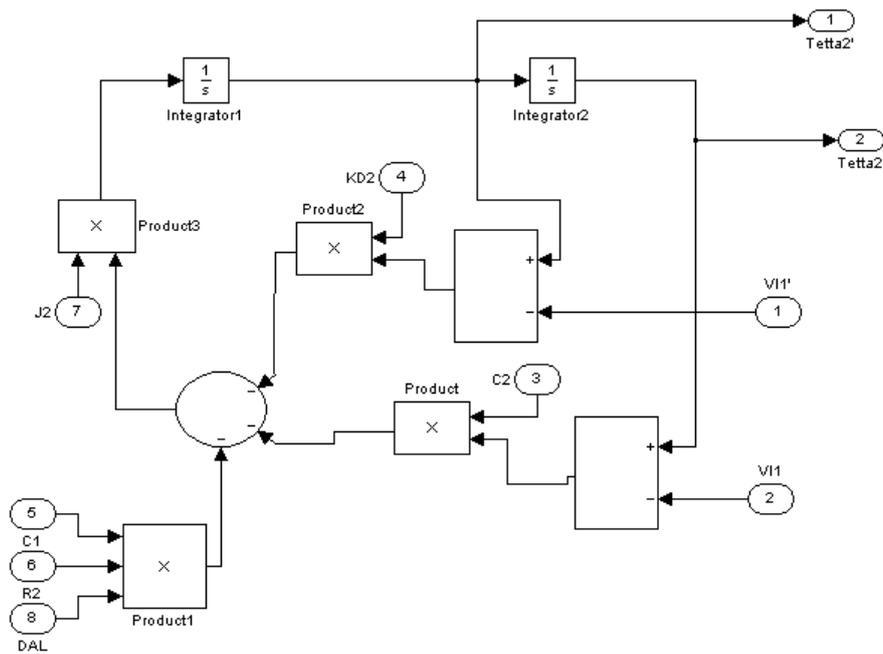


Рис. 3. Расчетная модель ступени редуктора

Редуктор состоит из нескольких ступеней цилиндрической передачи, содержащих нелинейность типа люфт, и выходного вала. В работе представлена расчетная модель одной ступени редуктора (см. рис. 3).

Для перехода к более точной модели ЭММ задача сводится к построению математических моделей всех

ступеней редуктора, датчика угла и зубчатой волновой передачи, что будет рассматриваться в дальнейших исследованиях.

© Курбатов Е. М., Пенкина Т. Ю., 2013

УДК 62-523.2

### ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИХ УСТРОЙСТВ НА ВОЗМУЩАЮЩИЕ ВОЗДЕЙСТВИЯ

Е. М. Курбатов, И. В. Чугунов

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»  
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52. E-mail: chugunoff.iv@yandex.ru

*Уменьшение габаритных характеристик современных космических аппаратов влечет за собой уменьшение момента инерции корпуса космического аппарата. При этом увеличивается площадь панелей солнечных батарей с одновременным увеличением их момента инерции. За счет уменьшения массы панелей солнечных батарей увеличивается их «податливость», т. е. уменьшается их жесткость. В связи с тем что требования к точности ориентации аппаратов повышаются, а собственные частоты существенно понижаются, появилась задача минимизации возмущающих воздействий от вращения солнечных батарей.*

*Ключевые слова: возмущающие воздействия, панели солнечных батарей, момент инерции, жесткость.*

### EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF ELECTROMECHANICAL DEVICES TO THE DISTURBING INFLUENCES

E. M. Kourbatov, I. V. Chugunov

JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”  
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia. E-mail: chugunoff. iv@yandex.ru

*Decreasing of modern satellite overall characteristics entails decreasing the satellites body inertia moment. Under the circumstances the area of the solar panels and their inertia moment increase simultaneously. Due to the decreasing the solar panels weight their “compliance”, i. e. their stiffness, increases. There is a requirement to increase the accu-*

racy of the apparatus orientation, natural frequencies substantially decrease, the problem of minimizing the distributing influences of the solar panels rotation occurs.

*Keyword: disturbing influences, the solar panels, moment of inertia, stiffness.*

На космических аппаратах для платформ ЭКС-ПРЕСС-1000, ЭКСПРЕСС-2000 принято управление вращением солнечных батарей с использованием трех фиксированных скоростей:

1. Основной режим работы – режим работы с орбитальной скоростью.
2. Вспомогательный режим работы – режим с удвоенной орбитальной скоростью.
3. Режим вращения с поисковой скоростью.

Для блоков механических приводов батарей солнечных (далее – БМ ПБС) была проведена экспериментальная проверка влияния передаточного отношения и типа зубчатого зацепления шестерен редуктора механизма на качество вращения.

Испытания проводились в ОАО «ИСС им. академика М. Ф. Решетнева» и «НПО им. С. А. Лавочкина». Измерения механических воздействий сил и моментов на БМ ПБС были произведены на высокоточном силоизмерительном стенде, который предназначен для определения амплитудно-частотных характеристик сил и моментов, генерируемых при работе электромеханических приводов

Исследовалось три БМ ПБС:

1. Два БМ ПБС (БМ1 ПБС, БМ2 ПБС) были однотипны и имели в составе редукторы, состоящие из блоков зубчатых колес. Передаточное отношение равно 516. Внешний вид приведен на рис. 1.

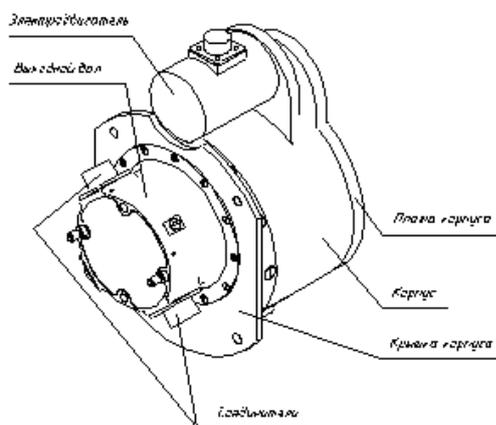


Рис. 1. Внешний вид БМ ПБС

Отличие БМ1 ПБС от БМ2 ПБС заключается в конструктивном исполнении редуктора. БМ1 ПБС имеет редуктор с прямозубыми передачами с одной люфтовывбирающей ступенью. БМ2 ПБС имеет редуктор с косозубыми передачами с двумя люфтовывбирающими ступенями.

2. Второй тип БМ ПБС (БМ3 ПБС) имел в составе редуктор с передаточным отношением  $i = 2023$ . Внешний вид приведен на рис. 2.

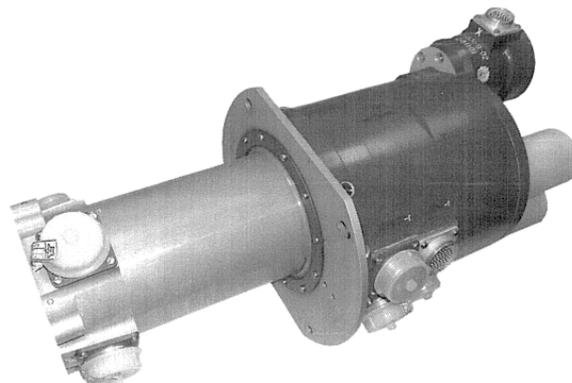


Рис. 2. Внешний вид БМ3 ПБС

В качестве двигателя во всех трех БМ ПБС применен однотипный синхронный электродвигатель с электромагнитной редукцией. Меняя с помощью генератора, частотомера и пульта скорость движения выходного вала, провели испытания с моментами инерции  $20 \text{ кг м}^2$ ,  $200 \text{ кг м}^2$ .

Проведен сравнительный анализ уровня возмущающих моментов, создаваемых приводами при одинаковом моменте инерции и одинаковой частоте управления. Результаты приведены в таблице.

Из таблицы видно:

а) при моменте инерции  $200 \text{ кг м}^2$  БМ3 ПБС показал наименьший уровень возмущающих моментов в диапазоне от 0 до 2 Гц при частотах управления 0,3, 0,6 и 10 Гц;

б) при моменте инерции  $20 \text{ кг м}^2$  БМ3 ПБС показал наименьший уровень возмущающих моментов в диапазоне частот от 0 до 2 Гц при частотах управления 0,3 и 10 Гц.

#### Максимальная амплитуда возмущающего момента в диапазоне частот от 0 до 2 Гц и ее частота, Нм (Гц)

Момент инерции, $\text{кг м}^2$	Частота управления 0,3 Гц			Частота управления 0,6 Гц			Частота управления 10 Гц		
	Максимальная амплитуда возмущающего момента в диапазоне частот от 0 до 2 Гц и ее частота, Нм (Гц)								
	БМ1 ПБС	БМ2 ПБС	БМ3 ПБС	БМ1 ПБС	БМ2 ПБС	БМ3 ПБС	БМ1 ПБС	БМ2 ПБС	БМ3 ПБС
20	0,088	0,057	0,01	$2,814 \cdot 10^{-3}$	$1,999 \cdot 10^{-3}$	$4,294 \cdot 10^{-4}$	$4,242 \cdot 10^{-2}$	—	$1,351 \cdot 10^{-3}$
200	0,047	0,046	0,009	$3,805 \cdot 10^{-3}$	$4,693 \cdot 10^{-3}$	$3,303 \cdot 10^{-3}$	$9,144 \cdot 10^{-2}$	0,1028	$8,67 \cdot 10^{-3}$

Анализ полученных данных показал, что применение косозубых передач при том же передаточном отношении уменьшают возмущающие воздействия, но

при всех прочих условиях увеличение передаточного отношения сводится к значительному уменьшению.

© Курбатов Е.М., Чугунов И.В., 2013

УДК 621.39

## ОДНОЧАСТОТНЫЙ СПОСОБ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ИОНОСФЕРЫ

А. С. Курносов, Ю. Л. Фатеев

Сибирский федеральный университет

Россия, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79. E-mail: kurnosov89@gmail.com

*Анализируются стандартные методы определения задержки сигнала в ионосфере. Данные методы имеют невысокую точность. Поэтому был создан одночастотный алгоритм измерения зенитной задержки с применением метода наименьших квадратов, который позволяет повысить точность определения задержки сигнала по сравнению со стандартными алгоритмами.*

*Ключевые слова: двухчастотный метод, ионосфера, ГНСС, фазовая неоднозначность, вертикальная ионосферная задержка.*

## THE SINGLE-FREQUENCY METHOD OF IONOSPHERIC PARAMETRS DEFINITION

A. S. Kurnosov, Iu. L. Fateev

Siberian Federal University

79, Svobodnyi prosp., Krasnoyarsk, 660041, Russia. E-mail: kurnosov89@gmail.com

*The paper describes finding the vertical ionospheric delay and analyzes the standard methods of determining the signal delay in the ionosphere. These methods are not highly accurate. Therefore, a single-frequency measurement algorithm zenith delay using the method of least squares was created. This algorithm can improve the definition of the delay signal.*

*Keywords: Dual-frequency method, ionosphere, GNSS, phase ambiguity, signal delay.*

На сегодняшний день стандартные методы определения задержки сигнала в ионосфере имеют ограниченную точность, связано это с задержками в каналах навигационной аппаратуры на частотах L1 и L2. В частности, точность двухчастотного метода ограничена аппаратурной погрешностью. Для повышения точности необходимо использовать фазовые методы, но там существует проблема разрешения фазовой неоднозначности.

### Одночастотный способ определения параметров ионосферы

Ионосферная задержка, полученная по кодовым и фазовым измерениям псевдодальности равна по величине и противоположна по знаку, следовательно, наклонную задержку можно записать в виде

$$I_n = \frac{R-L}{2}, \quad (1)$$

где  $R$  и  $L$  – кодовая и фазовая псевдодальность соответственно.

Кодовая псевдодальность имеет систематическую погрешность, а фазовая содержит неоднозначность, поэтому прямые измерения задержки сигнала в ионосфере по разности кодовой и фазовой псевдодальности невозможны.

Однако систематические погрешности при измерении можно считать постоянными, поэтому в приращениях разности кодовой и фазовой псевдодальностей систематическая погрешность отсутствует.

Запишем уравнение (1) с учетом того, что кодовая и фазовая псевдодальности являются приращениями соответствующих измерений:

$$\Delta I_n = \frac{\Delta R - \Delta L}{2}, \quad (2)$$

где  $\Delta R = R(i+1) - R(i)$  – приращение псевдодальности, измеренной по дальномерному коду НКА;  $\Delta L = L(i+1) - L(i)$  – приращение псевдодальности, измеренной по фазе несущей частоты НКА;  $i$  – интервал секунд.

Приращение наклонной ионосферной задержки обусловлено изменением фактора наклона и вертикальной (зенитной) ионосферной задержки:

$$\Delta I_s = \Delta OF(\gamma) \cdot I_v + OF(\gamma) \cdot \Delta I_v, \quad (3)$$

где  $\Delta OF(\gamma)$  – приращение наклонного фактора;  $I_v$  – вертикальная задержка и  $\Delta I_v$  – приращение вертикальной задержки;  $\gamma$  – угол места;  $i$  – интервал секунд.

Предполагаем вертикальную задержку неизменной:

$$\Delta I_{\text{H}} = \Delta OF(\gamma) \cdot I_{\text{B}}. \quad (4)$$

Следовательно, вертикальную задержку можно найти по следующему выражению [1–2]:

$$I_{\text{B}} = \frac{\Delta I_{\text{H}}}{\Delta OF} = \frac{(R(i+1) - R(i)) - (L(i+1) - L(i))}{2 \cdot (OF(\gamma(i)) - OF(\gamma(i+1)))}. \quad (5)$$

### Рекуррентный весовой алгоритм определения параметров ионосферы

При малом интервале измерений наклонный фактор и наклонная задержка изменяются незначительно, при этом шум измерений остается неизменным. В результате погрешность определения вертикальной (зенитной) задержки будет большой. С увеличением длительности интервала измерений погрешность будет уменьшаться. С другой стороны, при увеличении интервала измерений изменяется сама вертикальная задержка, поэтому следует ограничивать измерительный интервал.

Оптимальным измерительный интервал будет в случае, когда приращение вертикальной задержки  $\Delta I_{\text{B}}$  будет сравнимо с шумовой погрешностью измерения  $I_{\text{B}}$ :

$$\Delta I_{\text{B}} \approx \frac{\sigma_R}{\Delta OF(\gamma)}. \quad (6)$$

Таким образом, для нахождения вертикальной задержки в ионосфере применим рекуррентный алгоритм, при котором новое измерение используется для уточнения решения, полученного ранее. Для создания рекуррентного алгоритма необходимо ограничивать измерительный интервал, при этом не отбрасывая ранее полученные данные. Это можно достичь за счет уменьшения влияния предыдущих данных на последующие за счет весового коэффициента.

Пусть имеются данные для расчета ионосферы на интервале  $i$  секунд. Уравнения для одного НКА имеет вид

$$\Delta I_{\text{H}}(i) = \Delta OF(\gamma(i)) \cdot I_{\text{B}}. \quad (7)$$

Далее поступает еще одно односекундное измерение на момент времени  $i+1$ . Для данного односекундного интервала составляем уравнение

$$\Delta I_{\text{H}}(1) = \Delta OF(\gamma(1)) \cdot I_{\text{B}}. \quad (8)$$

Теперь складываем уравнения (7) и (8), считая неизвестную вертикальную задержку неизменной:

$$\Delta I_{\text{H}}(i) + \Delta I_{\text{H}}(1) = (\Delta OF(\gamma(i)) + \Delta OF(\gamma(1))) \cdot I_{\text{B}}, \quad (9)$$

и получаем уравнение для интервала времени  $i+1$  секунд:

$$\Delta I_{\text{H}}(i+1) = \Delta OF(\gamma(i+1)) \cdot I_{\text{B}}. \quad (10)$$

Введем весовой коэффициент, который вызывает старение данных. Умножим на весовой коэффициент обе части уравнения (7) для интервала времени за  $i$  секунд. При этом данное уравнение остается справедливым:

$$(1 - k_f) \cdot \Delta I_{\text{B}}(i) = (1 - k_f) \cdot \Delta OF(\gamma(i)) \cdot I_{\text{B}}. \quad (11)$$

Прибавим к (11) уравнение (8), при этом считая, что неизвестный параметр  $I_{\text{H}}$  тот же самый в обоих уравнениях:

$$(1 - k_f) \cdot \Delta I_{\text{H}}(i) + \Delta I_{\text{H}}(1) = \\ = [(1 - k_f) \cdot \Delta OF(\gamma(i)) + \Delta OF(\gamma(1))] \cdot I_{\text{B}}. \quad (12)$$

В итоге получили рекуррентный весовой алгоритм определения параметров ионосферы.

Недостаток данного способа заключается в том, что при наблюдении за спутниками с большим углом возвышения изменение фактора наклона будет небольшим. Соответственно, медленное изменение фактора наклона приводит к тому, что первое слагаемое в правой части формулы (3), становится меньше второго слагаемого, и алгоритм перестает работать.

Выходом из данного положения является использование в расчете всех видимых спутников, а для того чтобы учитывать значимость НКА в зависимости от текущего приращения наклонного фактора, необходимо применять метод наименьших квадратов.

Одночастотный метод имеет хорошие перспективы, так как имеет преимущество перед двухчастотным кодовым методом, потому что не надо использовать сложную двухчастотную аппаратуру, а также точный код. Это намного удешевляет аппаратуру потребителя. Одночастотный метод имеет большую точность по сравнению с методом компенсации задержки в ионосфере с помощью модели Клобучара.

### Библиографические ссылки

1. Казанцев М. Ю. Уменьшение погрешности навигационных измерений в одночастотной аппаратуре потребителя систем ГЛОНАСС и GPS за счет учета влияния ионосферы: автореф. дис. ... канд. техн. наук: 05.12.04. Красноярск, 2003. 24 с.
2. Memarzadeh Y. Ionospheric modeling for precise GNSS applications. Delft University of Technology, 2009. 242 с.

### References

1. Kazantsev M. Yu. *Umen'shenie pogreshnosti navigatsionnykh izmereniy v odnochastotnoy apparature potrebitelya sistem GLONASS i GPS za schet ucheta vliyaniya ionosfery*: avtoref. dis. kand. tekhnicheskikh nauk: 05.12.04 (*Decrease measurement errors in a single-frequency navigation equipment of GLONASS and GPS by accounting for the influence of the ionosphere*, Thesis or Dissertation style, Ph.D. dissertation, Siberian Federal University, 2003), Krasnoyarsk, 2003 24 p.
2. Memarzadeh Y. *Ionospheric modeling for precise GNSS applications*. Delft University of Technology, 2009. 242 p.

УДК.629.783

**ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ АЛГОРИТМА УПРАВЛЕНИЯ ПРИВОДОМ  
СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ЦЕЛЬЮ СОЗДАНИЯ МОМЕНТОВ  
ДЛЯ РАЗГРУЗКИ ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКОГО ИСПОЛНИТЕЛЬНОГО ОРГАНА СОС**

*С. В. Латынцев, С. В. Меус, А. В. Овчинников, А. А. Бабанов*

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52. E-mail: meus@iss-reshetnev.ru

*Кратко рассмотрены основные причины возникновения возмущающих моментов и способы их компенсации для космических аппаратов на геостационарной орбите разработки ОАО «ИСС», использование сил солнечного давления для создания моментов сил, сравнение расчетной и реальной экономии топлива.*

*Ключевые слова: система ориентации и стабилизации, бюджет топлива, солнечное давление.*

**EFFICIENCY EVALUATION OF SPACECRAFT SOLAR ARRAY DRIVE CONTROL  
ALGORITHM FOR THE PURPOSE OF CREATING TORQUES FOR ADCS REACTION  
WHEELS MOMENTUM DAMPING**

*S. V. Latyncev, S. V. Meus, A. V. Ovchinnikov, A. A. Babanov*

JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”  
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia. E-mail: meus@iss-reshetnev.ru

*The main reasons of appearance of disturbing torques and methods of their compensation for the spacecraft at geostationary orbit designed by JSC “ISS” are presented; using the sun pressure forces to create torques, comparison of theoretical and practical economy of propellant are overviewed*

*Keywords: attitude determination and control system, propellant budget, solar pressure.*

При полете космического аппарата (КА) на него действуют возмущающие моменты различного рода, в результате чего увеличивается модуль скорости вращения управляющих двигателей-маховиков, входящих в состав системы ориентации и стабилизации. На КА, работающие на геостационарной орбите, наибольшее влияние оказывают возмущения от работы реактивных двигателей коррекции орбиты. Максимальные скорости вращения двигателей-маховиков ограничены, поэтому при достижении ими определенных скоростей, во избежание потери ориентации КА на Землю, производится включение реактивных двигателей ориентации таким образом, чтобы скорости вращения маховиков уменьшались. Отсюда вытекает следующая проблема: чем больше срок активного существования аппарата, тем больший запас топлива необходимо иметь на борту. На сегодняшний день проблема решается наличием необходимого запаса топлива на борту аппарата. Одним из решений является использование сил солнечного давления.

Главная идея использования солнечного давления заключается в том, чтобы конструкция в целом напоминала пропеллер, тогда имеется возможность использовать давление солнечного ветра для создания моментов нужного знака [1], а именно: при отклонении панелей батарей солнечных (БС) от направления на Солнце на углы одинаковой величины, но разных знаков, создается пара сил, которая, в свою очередь, порождает момент сил, заставляющий при неизменной ориентации КА изменять скорости вращения двигателей-маховиков.

На этапе проектирования КА при расчете необходимого количества топлива двигателей ориентации закладывается около 7 % от общей массы топлива на парирование возмущений от возможной непараллельности панелей БС. Иными словами, на сегодняшний день на этапе проектирования возможность разгрузки маховиков крыльями БС не учитывается.

Расчет возможной экономии топлива проводился путем математического моделирования процесса коррекции орбиты при различных начальных условиях. По данным расчета для КА производства ОАО «ИСС» на базе платформы «Экспресс-1000Н», экономия топлива двигателей ориентации за счет использования разработанного алгоритма составляет 5,5 % от общего количества.

Экономия, полученная при натурной эксплуатации КА длительностью около двух лет, составляет примерно 10 % от общих затрат топлива. Разница между расчетными и полученными результатами обусловлена консервативностью методики расчета: расчетные значения возмущающих моментов больше, чем наблюдаемые на практике.

Разработанный алгоритм подтвердил свою эффективность на практике, поэтому из бюджета топлива вновь разрабатываемых КА можно исключить составляющую от сил «паразитного» солнечного давления. В настоящее время разрабатываются усовершенствованные алгоритмы разгрузки, за счет совместного использования двигателей ориентации и панелей БС планируется увеличить экономию топлива.

## Библиографические ссылки

1. Каргу Л. И. Системы угловой стабилизации космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1980. 172 с.
2. Раушенбах Б. В. Управление ориентацией космических аппаратов. М.: Наука, 1974. 600 с.

## References

1. Kargu L. I. Angular stabilization system of the spacecraft. Moscow, Mashinostroenie, 1980. 172 p.
2. Raushenbah B. V. Attitude control of spacecraft. Moscow : Nauka, 1974, 600 p.

© Латынцев С. В., Меус С. В.,  
Овчинников А. В., Бабанов А. А., 2013

УДК 621.396.946"313"

## ИСТОРИЯ РАЗВИТИЯ СПУТНИКОВОЙ СВЯЗИ КАЗАХСТАНА

*В. Д. Лефтер, Б. Т. Кудабаяев, Ш. Г. Свгозузов, М. Ж. Анаров*

АО «Республиканский центр космической связи»  
Республика Казахстан, 010000, г. Астана, ул. Джангельдина, 34. E-mail: anarov@rsc.kz

*Описаны этапы развития спутниковой связи Казахстана, проблемы и перспективы развития.*

*Ключевые слова: спутниковая связь.*

## THE HISTORY OF SATELLITE COMMUNICATIONS IN KAZAKHSTAN

*V. D. Lefter, B. T. Kudabaev, S. G. Svoguzov, M. Zh. Anarov*

JSC "Republican center of space communication"  
34, Dzhangeldin str., Astana, 010000, Republic of Kazakhstan. E-mail: anarov@rsc.kz

*The stages of development of Kazakhstan's satellite communications, problems and prospects for the development are described.*

*Keywords: satellite communications.*

Спутниковая связь – очень молодая и динамично развивающаяся отрасль, на сегодняшний день ей даже нет 100 лет, всего-то 56 лет.

Как известно, впервые идею спутниковой связи представил в 1945 году англичанин Артур Кларк. В радиотехническом журнале он опубликовал статью о перспективах ракет, подобных «Фау-2», для запуска спутников Земли в научных и практических целях. Знаменателен последний абзац этой статьи: «Искусственный спутник на определенном расстоянии от Земли будет совершать один оборот за 24 ч. Он будет оставаться неподвижным над определенным местом и в пределах оптической видимости почти с половины земной поверхности. Три ретранслятора, размещенные на правильно выбранной орбите с угловым разнесением на 120°, смогут покрыть телевидением и УКВ радиовещанием всю планету».

А уже 13 мая 1946 г. подписано постановление о создании в СССР ракетной отрасли науки и промышленности. В его развитие в августе 1946 г. Сергея Королева (академика с 1958 г.) назначили главным конструктором баллистических ракет дальнего действия.

В январе 1956 г. было подготовлено и 30 января подписано постановление Правительства о создании неориентированного ИСЗ под секретным шифром «Объект Д» массой 1 000–1 400 кг с аппаратурой для научных исследований массой 200–300 кг.

Ранее, 12 февраля 1955 г., на территории Казахской ССР в районе станции Тюратам, силами армии под командованием генерала Шубникова началось строительство научно-исследовательского и испытательного полигона № 5, с 1961 г. это место станет известным как космодром Байконур.

4 октября 1957 г. в 22 ч 28 мин 3 с по московскому времени был осуществлен старт. Через 295,4 с спутник и центральный блок ракеты-носителя вышли на орбиту. Впервые была достигнута первая космическая скорость, рассчитанная основателем классической физики и закона всемирного тяготения англичанином Исааком Ньютоном (1643–1727). Она составляла для первого ИСЗ 7 780 м/с. Наклонение орбиты спутника равнялось 65,1°, высота перигея 228 км, высота апогея – 947 км, период обращения 96,17 минут, когда на полигоне приняли ставшие тут же известными всему человечеству сигналы «БИП-БИП-БИП». Так началось существование спутниковой связи. Первый спутник существовал 92 дня (до 4 января 1958 г.). За это время он совершил 1 440 оборотов, центральный блок работал 60 дней, он наблюдался простым глазом как звезда 1-й величины.

Первый активный радиоретранслятор «Scope» был запущен в США 18 декабря 1958 года на наклонную эллиптическую орбиту с высотой апогея 1 481 км, перигея 177 км. Аппаратура спутника состояла из

двух приемопередатчиков, работавших на частотах 132,435 и 132,095 МГц. Работа производилась в режиме замедленной ретрансляции. Запоминание сигнала, посланного наземной передающей станцией, производилось путем записи на магнитную ленту. В качестве источников питания применялись серебряно-цинковые аккумуляторы емкостью 45 ампер-час при напряжении 18 вольт. Продолжительность связи составляла приблизительно 4 мин за 1 оборот спутника. Производилась ретрансляция 1 телефонного или 7 телетайпных каналов. Срок службы спутника равнялся всего 34 дням. Спутник сгорел при входе в атмосферу 21 января 1959 года.

На сегодняшний день спутниковая связь – это не только спутник связи, а довольно большой и сложный комплекс составляющих, первая из которых – это наземный сегмент, т. е. это земные станции у потребителей и операторов спутниковой связи.

В Республике Казахстан сложилось так, что сначала развивался наземный сегмент космической связи. В силу своих географических особенностей, таких как огромная территория, низкая плотность населения, и были созданы идеальные условия для использования спутниковой связи.

Так, в 1996 году Казахстаном подписано соглашение с международным консорциумом «ИНТЕЛСАТ» об аренде ресурса спутника «Интелсат-703». К концу года спутник был выведен в точку стояния 57 градусов в. д. с лучом Ku-диапазона, оптимально охватывающим территорию Казахстана.

И на сегодня в Казахстане существует порядка 7 ведущих операторов, предоставляющих услуги с использованием спутниковой связи, такие как АО «Казактелеком», АО «ASTEL», АО «Казтелерадио», АО «Нурсат», ТОО «2DayTelecom», АО «Kaztranscom», АО «KazSatNet». Они арендуют ресурс у таких компаний как «ИНТЕЛСАТ», NSS, ФГУП «Космическая связь», а также у отечественного спутникового оператора АО «Республиканский центр космической связи».

Вторая важная составляющая – это орбитальный частотный ресурс. Дефицит орбитально-частотного ресурса для систем спутниковой связи и вещания на геостационарной орбите уже давно стал одной из основных проблем радиосвязи, обусловленной естественной ограниченностью угловых размеров уникальной геостационарной орбиты (360°) и ограниченностью выделенных для спутниковой связи полос частот в удобных для практической реализации диапазонах.

Проблема дефицита орбитально-частотного ресурса сегодня все чаще затрагивает и действующие геостационарные сети. В сложной помеховой обстановке, сложившейся из-за перегрузки геостационарной орбиты спутниками фиксированной спутниковой связи, участились случаи возникновения взаимных помех между сетями различных администраций, что стало препятствовать нормальной эксплуатации части орбитально-частотного ресурса на действующих спутниках.

В результате получение частотного ресурса для создания и развития сетей связи и вещания представ-

ляет серьезную проблему. А в ряде случаев является главным препятствием для развития многих проектов в области связи и вещания.

Казахстан не стал исключением и также столкнулся с этой проблемой. После получения независимости у Республики не было собственного орбитально-частотного ресурса. Так, например, по межправительственному договору КА «Kaz-Sat-1» был размещен в позиции 103° в. д., принадлежащей Российской Федерации. В настоящее время ведется работа по защите и координации заявленного орбитально-частотного ресурса для казахстанских спутников связи, это серьезный, трудоемкий и очень важный процесс.

Третья и четвертая составляющие – это спутник связи и наземный комплекс управления космическими аппаратами.

Ведь важно создать не только надежный спутник, но и создать и поддерживать надежную наземную инфраструктуру управления космическим аппаратом.

30 декабря 2003 года Постановлением Правительства Республики Казахстан № 1355В «Некоторые вопросы создания и запуска национального геостационарного спутника связи и вещания» создали акционерное общество «Республиканский центр космической связи и электромагнитной совместимости радиоэлектронных средств» со стопроцентным участием государства в уставном капитале, основными видами деятельности которого в том числе были обозначены эксплуатация национальных космических аппаратов связи и вещания и наземного комплекса управления их полетом, а также предоставление транспондеров национальных космических аппаратов связи и вещания.

В январе 2004 г. был заключен контракт на создание и запуск космического аппарата «KazSat-1», и в 2006 г. 18 июня был осуществлен успешный запуск.

В 2005 г. велось создание наземного комплекса управления в г. Акколь.

17 октября 2006 г. после завершения испытаний первый казахстанский геостационарный спутник связи и вещания «KazSat», а также наземный комплекс управления и системы мониторинга связи в г. Акколь были приняты заказчиком.

Коммерческая эксплуатация спутника была начата в ноябре 2006 г. на спутник были переведены сети телевещания и интернет-коммуникации. К концу 2007 г. загрузка спутника составила 70 % от емкости аппарата.

К сожалению, спутник «KazSat» вследствие произошедшей нештатной ситуации в системе управления, с 8 июня 2008 г. находился в режиме неориентированного полета. Отклоняясь от точки стояния, космический аппарат представлял собой угрозу для свободной работы других спутников, принадлежащих иностранным государствам и размещенным на геостационарной орбите. Возможное столкновение космических аппаратов на орбите могло привести к непоправимым последствиям и возникновению у Республики Казахстан обязательств по возмещению нанесенного при этом материального ущерба. В соответствии с Решением Правительства Республики Казахстан в период с 6 августа 2009 г. по 13 августа

2009 г. были проведены мероприятия по выводу аварийного космического аппарата «KazSat» на орбиту захоронения. 14 августа 2009 г. спутник «KazSat» переведен на орбиту захоронения, все работы по управлению полетом космического аппарата завершены.

Уже в 2006 году с ГКНПЦ им. Хруничева был подписан контракт по созданию и запуску второго национального спутника связи «KazSat-2». В связи с тем, что первоначально спутник был прототипом «KazSat-1», «KazSat-2» подвергся существенной доработке, например, все измерительные приборы системы стабилизации и ориентации были заменены на зарубежные аналоги производства EADS Astrium и Sodern и др.

А 16 июля 2011 года аппарат был успешно запущен на геостационарную орбиту. На сегодняшний день все системы аппарата работают в штатном режиме, и загрузка спутника составляет 66 % от запланированной мощности.

20 июня 2011 года был заключен контракт на создание и запуск КА «KazSat-3» с ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». В настоящее время ведутся работы по созданию спутника. Запуск запланирован на первый квартал 2014 г.

На наземном комплексе управления в 2011 г. закончилась модернизация наземного сегмента под проект «KazSat-2». И в 2013 г. заканчивается модернизация наземного комплекса под проект «KazSat-3».

Также в 2013 г. под Алматы создан резервный наземный комплекс управления, который сможет полностью резервировать наземный комплекс, находящийся в Акколе.

Пятая, самая важная составляющая, без которой будущее космической связи в Казахстане невозможно, – это кадры.

Необходимо отметить, что, несмотря на серийность запускаемых космических аппаратов, каждый аппарат – это уникальное изделие и требует особого подхода в процессе управления и эксплуатации. Уникальность в свою очередь накладывает определенные трудности в наличии специалистов, способных обучать подрастающее поколение.

На наземном комплексе управления космическими аппаратами в городе Акколь работают специалисты, прошедшие теоретическое и практическое обучение в рамках договора с ГКНПЦ имени М. В. Хруничева по программе обучения персонала космической системы «KazSat» на ведущих предприятиях космической отрасли Российской Федерации, большинство из кото-

рых закончили ведущие российские вузы, такие как Военная инженерно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, МГУ имени М. В. Ломоносова, Московский авиационный институт и его Байконурский филиал «Восход», Томский государственный университет систем управления и радиоэлектроники; Сибирский государственный университет телекоммуникации и информации, Ленинградский военно-механический институт и другие.

В настоящее время специалисты НКУ КА «Акколь» периодически проходят переподготовку и повышение квалификации на ведущих космических предприятиях России. За кратчайшие сроки казахстанские специалисты научились самостоятельно управлять НКУ за КА и т. д., также дана хорошая оценка их работе зарубежными странами.

Осенью 2005 года началась подготовка специалистов для наземного комплекса управления полетами (далее – НКУ).

Обучение проводилось под эгидой Научно-исследовательского института космических систем им. М. А. Максимова, непосредственно на производственных мощностях ФГУП «Космическая связь», в Центрах космической связи «Шаболовка», «Сколково» и «Дубна».

В 2011 году Научно-исследовательский институт космических систем им. М. А. Максимова провел курс практического и теоретического обучения по проекту «KazSat-2» уже на производственных мощностях наземного комплекса в г. Акколь и сектора управления Главного конструктора малых космических аппаратов ФГУН ГКНЦ им. Хруничева.

9 сентября 2013 года началось обучение по проекту «KazSat-3», проводимые ОАО «Информационные спутниковые системы».

С 2005 г. на базе НКУ, созданного в г. Акколь, ведется подготовка специалистов, где на протяжении 7 лет проходят производственную практику студенты казахстанских вузов.

На сегодняшний день Казахстану очень важно понимать, что люди – это главный двигатель прогресса нашей страны, что потенциал страны зависит от квалифицированных и образованных инженеров, физиков, математиков, педагогов, что, даже несмотря на наличие высокотехнологического оборудования, без обученного грамотного персонала никакая система не жизнеспособна.

© Лефтер В. Д., Кудабаяв Б. Т., Свогузов Ш. Г., Анаров М. Ж., 2013

УДК 621.3.34

## МОДЕЛИРОВАНИЕ ИМПУЛЬСНОГО ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯ ТОКА СТЕНДА ДЛЯ ДИАГНОСТИКИ РЕСУРСНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК АККУМУЛЯТОРОВ

Д. К. Лобанов, А. С. Федченко

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: slhmmr@gmail.com

*Рассматривается структура стенда для диагностики ресурсных характеристик аккумуляторов, приведены результаты имитационного моделирования в P-Spice модели импульсного преобразователя тока.*

*Ключевые слова: импульсный преобразователь, аккумуляторная батарея, системы электропитания, ресурсные характеристики.*

## MODELING BENCH SWITCHING POWER CONVERTER FOR TESTING ACCUMULATOR BATTERY RESOURCE CHARACTERISTICS

D. K. Lobanov, A. S. Fedchenko

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: slhmmr@gmail.com

*Structure of accumulator battery resource characteristics testing bench and results of switching power converter Micro-Cap simulation are presented.*

*Keywords: power converter, accumulator battery, power supply systems, resource characteristics.*

Ресурсные испытания аккумуляторных батарей (АБ) в настоящее время проводятся при наземной экспериментальной отработке и занимают длительное время. В то же время ведущие мировые производители используют метод динамического стрессового тестирования (ДСТ). Данный метод основан на выборке аккумуляторов от каждой партии, предназначенной для комплектации летной АБ, и позволяет оценить ресурсные характеристики конкретных образцов аккумуляторов при их разряде сверхбольшими токами.

Использование метода ДСТ позволяет сократить время испытаний.

Стенд осуществляет имитацию различных режимов работы аккумуляторного элемента, таких как: заряд или разряд аккумуляторных элементов постоянным током, заряд или разряд аккумуляторных элементов постоянной мощностью; допускает создание режимов для переплюсовки аккумуляторных элементов, обеспечивает энергосбережение при одновременных испытаниях большого числа аккумуляторных элементов.

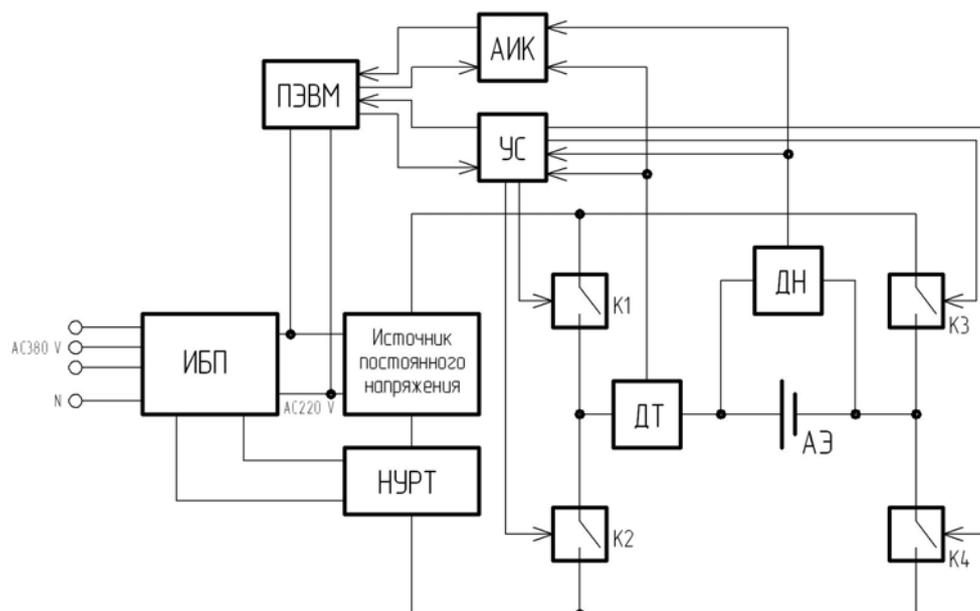


Рис. 1. Структура стенда для ресурсных испытаний АБ

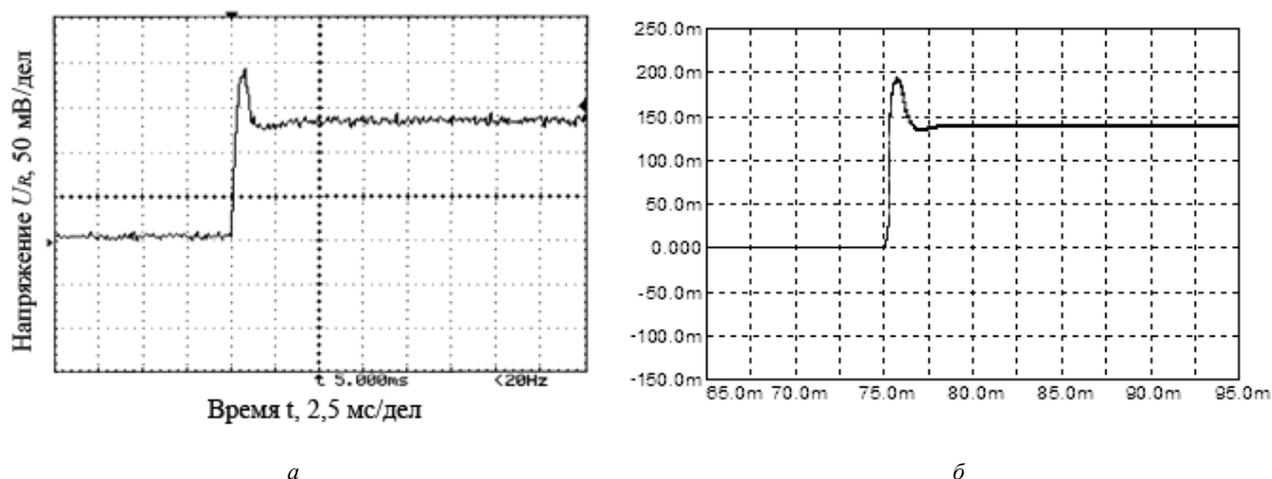


Рис. 2. Переходные процессы при изменении тока разряда в макете (а) и в модели (б) ИПТ.  $K_{дт} = 3,5 \text{ мВ / А}$

Структура стенда изображена на рис. 1. Стенд включает в себя: источник постоянного напряжения, нагрузочное устройство рекуперационного типа (НУРТ), электронные ключи (К1-К4), датчик тока (ДТ) и датчик напряжения (ДН), ПЭВМ, автоматизированный измерительный комплекс (АИК), источник бесперебойного питания (ИБП), устройство связи.

Заряд и разряд аккумуляторного элемента осуществляются от источника постоянного напряжения через электронные ключи. Стабилизация зарядного или разрядного тока или мощности осуществляется с помощью нагрузочного устройства рекуперационного типа по показаниям датчиков тока и напряжения. Наличие источника постоянного напряжения в цепи разряда аккумуляторного элемента позволяет не только производить разряд аккумулятора до малых напряжений, но и изменить полярность на его полюсах.

Основу стенда составляет импульсный преобразователь тока (ИПТ), содержащий источник постоянного напряжения, нагрузочное устройство рекуперационного типа, электронные ключи, датчик тока АЭ,

датчик напряжения АЭ и ПЭВМ, который должен обеспечивать следующие установочные характеристики:

1. Диапазон изменения тока заряда аккумулятора от 1 до 80 А (дискретность 0,1 А).
2. Диапазон изменения тока разряда в диапазоне от 1 до 160 А (дискретность 1 А).
3. Диапазон изменения временных интервалов от 1 с до нескольких часов с шагом не более 1 с, погрешность воспроизведения интервала – не более 1 %.

Были созданы натурный макет ИПТ и P-Spice модель ИПТ, отвечающие заданным установочным характеристикам. По результатам испытаний макета были уточнены параметры имитационной модели и проведены вычислительные эксперименты, подтвердившие адекватность модели. Один из результатов сравнительных экспериментов модели и макета показан на рис. 2.

© Лобанов Д. К., Федченко А. С., 2013

УДК 621.396.67

## СИСТЕМА КОНТРОЛЯ ГЕОМЕТРИИ КРУПНОГАБАРИТНОЙ ТРАНСФОРМИРУЕМОЙ АНТЕННЫ И ЕЕ НАВЕДЕНИЕ

*М. Г. Матыленко, М. О. Дорофеев, Е. В. Бикеев, А. А. Алексеенко*

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»  
Россия, 662972, г. Железнодорожск Красноярского края, ул. Ленина, 52. E-mail: mathylenko@iss-reshetnev.ru

*Проанализированы требования к системе контроля геометрии крупногабаритной трансформируемой антенны, а также возможные варианты ее состава. Осуществлен выбор оптимального состава системы.*

*Ключевые слова: крупногабаритная трансформируемая антенна, система контроля геометрии антенны, точность поверхности рефлектора.*

## CONTROL SYSTEM OF LARGE-SIZED TRANSFORMED ANTENNA GEOMETRY

M. G. Mathylenko, M. O. Dorofeev, E. V. Bikeev, A. A. Alexeenko

JSC "Academician M. F. Reshetnev "Information Satellite Systems"

52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia. E-mail: mathylenko@iss-reshetnev.ru

*Requirements to the control system of large-sized transformed antenna geometry and possible variants of its structure are analysed. The choice of optimum structure of the system is realised.*

*Keywords: large-sized transformed antenna, antenna geometry control system, reflector surface accuracy.*

Оценка современного состояния космической отрасли показывает перспективность развития широкополосной связи, что непосредственно связано с необходимостью создания космических аппаратов (КА), имеющих в своем составе крупногабаритные трансформируемые антенны (КТА) с рефлектором большого размера (диаметром более 12 м) и глобальной зоной покрытия. На сегодняшний день ведутся отечественные и зарубежные исследования, направленные на разработку подобных КА.

Ввиду больших габаритов КТА затруднена отработка их в наземных условиях: отработка облучателя, штанги рефлектора и самого рефлектора выполняется раздельно, что приводит к большим погрешностям взаиморасположения облучателя и рефлектора, а это в свою очередь – к погрешностям наведения, деформации главного луча и уменьшению коэффициента усиления КТА.

Для отработки раскрытия рефлектора в наземных условиях с контролем точности его радиоотражающей поверхности после раскрытия требуется сложнейшая система обезвешивания, которая по сложности конструкции и ее стоимости не уступает самому рефлектору, поэтому экспериментальная отработка вопросов точности его радиоотражающей поверхности в полном объеме нецелесообразна.

Кроме того, использование КТА в составе КА при его классической компоновке приводит к существенной несимметрии конструкции КА, при этом чем больше КТА, тем больше несимметрия. Большая площадь радиоотражающей поверхности рефлектора приводит к появлению больших возмущающих моментов от сил солнечного давления из-за несимметрии к появлению гравитационного момента, что в свою очередь затрудняет или делает невозможным управление КА с обеспечением срока активного существования 15 лет. Например, для КА с КТА, имеющим в своем составе рефлектор диаметром 48 метров, требуется компенсация кинетического момента от сил солнечного давления в  $1300 \text{ Н} \cdot \text{м} \cdot \text{с}$ .

Для обеспечения требований к точности геометрии КТА и ее наведению в заданное положение при штатной эксплуатации необходима прецизионная система контроля геометрии антенны (СКГА). СКГА должна обеспечивать заданную точность профиля отражающей поверхности рефлектора КТА относительно его теоретического профиля, а также точность его позиционирования относительно облучателя. Учитывая задачи, возложенные на СКГА, необходимо определить основные подходы и принципы построения подобной системы, а также проработать варианты ее компонок.

По выполнении задач СКГА можно условно разделить на подсистему измерения и подсистему управления.

Подсистема измерения должна иметь в своем составе:

- прибор, работающий по принципу 3D-камер и позволяющий определять пространственные координаты некоторого количества контрольных точек (КТ) с заданной точностью, а также осуществлять визуальный контроль на этапе раскрытия рефлектора;
- контрольные элементы на основе световозвращающих пленок;
- алгоритмы определения пространственного положения и формы рефлектора.

Подсистема управления должна иметь в своем составе:

- устройство регулировки положения рефлектора;
- устройства поднастройки формы рефлектора;
- алгоритмы управления положением и формой рефлектора.

В рамках данной работы рассмотрены несколько вариантов состава СКГА. Проведенный сравнительный анализ массово-габаритных характеристик и потребления этих вариантов, а также анализ погрешностей отклонения положения рефлектора позволил выявить оптимальный вариант состава системы.

### Библиографические ссылки

1. Патент WO2011089198. Шестистержневая конструкция (патентообладатель – SCHWAB MARTIN, Германия).
2. Патент РФ RU2370864. Зонтичная антенна космического аппарата / В. И. Халиманович, А. И. Величко, Г. В. Шипилов, А. В. Романенко и др. 2008.
3. Патент РФ RU2418346. Зонтичная антенна космического аппарата / Н. А. Тестоедов, В. И. Халиманович, А. И. Величко, А. В. Леканов, Г. В. Шипилов и др. 2009.
4. 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., посвящ. 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.
5. Исследование влияния упругих колебаний крупногабаритных элементов конструкции космического аппарата на искажение геометрических характеристик рефлектора / В. А. Бушинский, О. П. Клишев, А. И. Матырев // Космонавтика и ракетостр. 2007. № 2. С. 102–108.

6. Задача компьютерного моделирования при создании крупногабаритных трансформируемых рефлекторов / С. В. Пономарев, В. И. Халиманович // Фундаментальные и прикладные проблемы современной механики : материалы 5 Всерос. науч. конф., Томск, 3–5 окт., 2006. С. 38–42.

### References

1. Patent WO2011089198 «Six-rod construction» (Assignee – SCHWAB MARTIN, Germany).

2. Patent of Russian Federation RU2370864 «Umbrella-type antenna of the space vehicle» / V. I. Halimanovich, A. I. Velichko, G. V. Shipilov, A. V. Romanenko, etc., 2008.

3. Patent of Russian Federation RU2418346 «Umbrella-type antenna of the space vehicle» / N. A. Testoedov, V. I. Halimanovich, A. I. Velichko, A. V. Lekanov, G. V. Shipilov etc., 2009.

4. Selection of instrument structure of the large-sized transformed antenna geometry definition system / G. P. Titov, M. G. Mathylenko, E. V. Bikeev, M. O. Doro-

feev // Reshetnevsky readings: materials of XV Mezhdunar. scientific conference, devoted Memories gener. the designer rocket-spac. systems acad. M. F. Reshetneva (on November, 10–12th 2011, Krasnoyarsk): in 2 unit // under gen. edit. JU.JU.Loginov; SybGAU. Krasnoyarsk, 2011, p. 98–99.

5. Oscillations elastic influence research of large-sized construction elements of the space vehicle on distortion of reflector geometrical performances // V. A. Bushinsky, O. P. Klishev, A. I. Matyrev // Astronaut. and rocket. 2007. № 2, p. 102–108.

6. Problem of computer modeling at creation of large-sized transformed reflectors / S. V. Ponomarev, V. I. Halimanovich // Fundamental and application problems of modern mechanics : materials 5 All-Russia scientific conferences, Tomsk, 3–5 october, 2006. p. 38–42.

© Матыленко М. Г., Дорофеев М. О., Бикеев Е. В., Алексеев А. А., 2013

УДК 621.311.69

## ИМИТАТОР ЗАРЯДНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК АККУМУЛЯТОРНОЙ БАТАРЕИ ДЛЯ ИСПЫТАНИЯ СИСТЕМ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

*Е. А. Мизрах, М. Н. Волочаев*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: volochaev91@mail.ru

*Разработана и исследована P-Spice модель устройства, имитирующего зарядные характеристики Li-ion аккумуляторной батареи. Имитатор предназначен для испытаний систем электропитания космических аппаратов в наземных условиях.*

*Ключевые слова: системы электропитания, имитатор, аккумуляторная батарея, зарядные характеристики, моделирование.*

## ACCUMULATOR BATTERYCHARGER CHARACTERISTIC IMITATOR FOR POWER SUPPLY SYSTEMS OF SPACECRAFT TESTING

*Е. А. Mizrah, M. N. Volochaev*

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: volochaev91@mail.ru

*The P-Spice model of the device that simulates the charging descriptions of Li-ion battery was developed and analyzed. The imitator is destined to testing power supply systems of spacecrafts in earth-based conditions.*

*Keywords: power supply systems, imitator, accumulator battery, charger characteristic, modeling.*

Для наземных испытаний систем электропитания (СЭП) широко используются имитаторы аккумуляторных батарей (АБ). Основными недостатками известных имитаторов АБ являются: а) недостаточная точность воспроизведения зарядных и разрядных характеристик Li-ion АБ; б) отсутствие имитации динамических характеристик (полного внутреннего сопротивления) АБ, что снижает качество проводимых электрических испытаний СЭП.

В работе исследованы статические и динамические характеристики имитатора зарядных характери-

стик АБ (рис. 1) с помощью пакета схемотехнического моделирования Micro-CAP.

В составе СЭП ЗУ обеспечивает заряд АБ постоянным током. НРЭ, УН1 и ДН образуют контур стабилизации напряжения  $U_{АБ}$ . Воспроизведение зарядных характеристик (зависимости напряжения  $U_{АБ}$  от емкости  $C$ ) обеспечивается с помощью функциональной обратной связи, содержащей ДТ, ИНТ, УН2 и ФП.

Для исследования статических и динамических характеристик АБ в режиме заряда разработана в сре-

де Micro-CAP P-Spice модель (рис. 2), соответствующая структурной схеме (рис. 1).

Для имитации заряда в Micro-CAP в качестве ФП использовался функциональный источник напряжения, характеристика которого  $U_{ФП}(C)$  определяется выражением

$$U_{ФП}(C) = U_{ХХ} - U_{АБ}(C),$$

где  $C$  – емкость АБ;  $U_{АБ}(C)$  – зарядная характеристика АБ (рис. 3).

Обеспечение заданных динамических характеристик (полного внутреннего сопротивления) АБ потребовало введения коррекции в прямую цепь имитатора, а также дополнительных индуктивностей и сопротивлений. Результаты моделирования представлены на рис. 4.

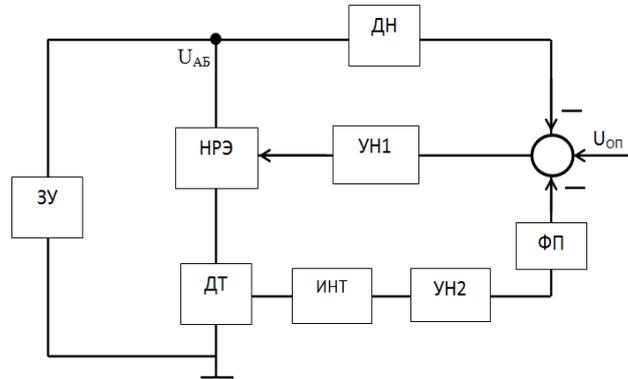


Рис. 1. Структурная схема имитатора зарядных характеристик АБ ЗУ – зарядное устройство; НРЭ – непрерывный регулирующий элемент; ДН – делитель напряжения; ДТ – датчик тока; ИНТ – интегратор; УН – усилитель напряжения; ФП – функциональный преобразователь

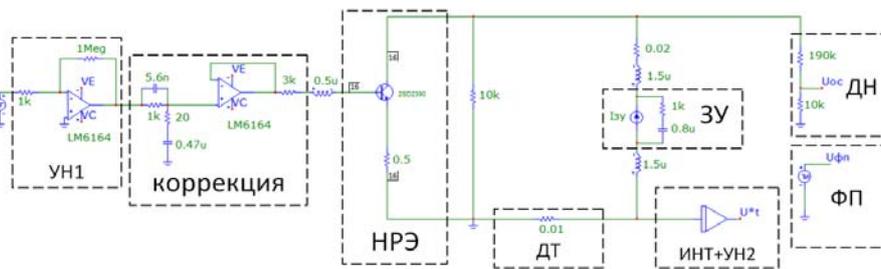


Рис. 2. P-Spice модель зарядных характеристик имитатора АБ

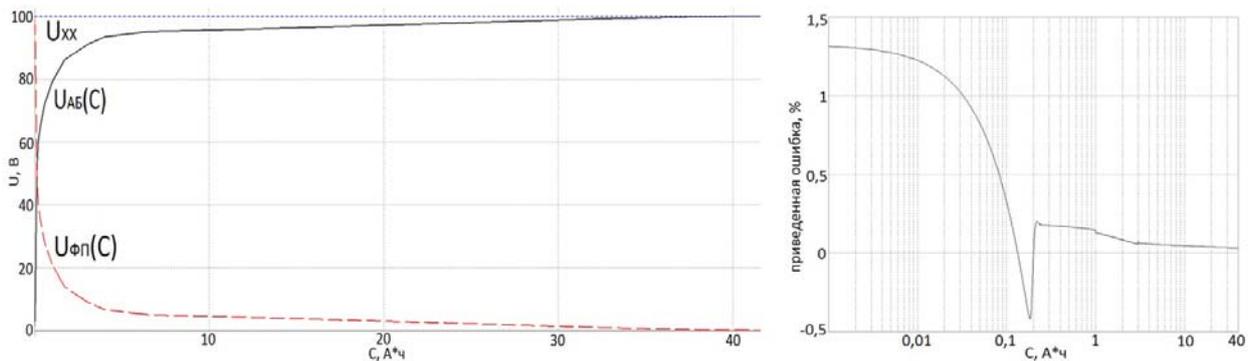


Рис. 3. Характеристики имитатора АБ и приведенная ошибка воспроизведения характеристики  $U_{АБ}(C)$

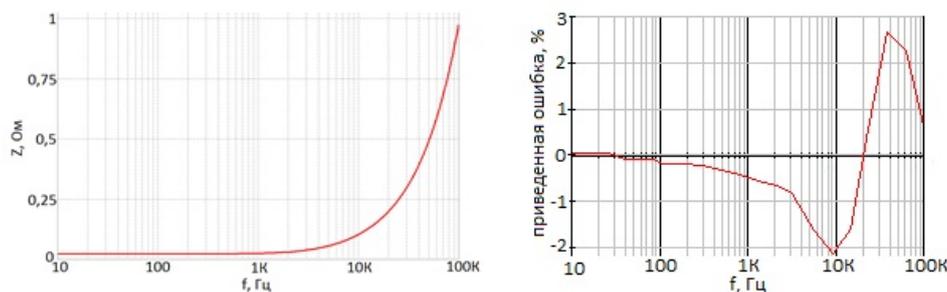


Рис. 4. Импеданс имитатора АБ и приведенная ошибка воспроизведения импедансных характеристик

Результаты моделирования показали, что разработанный имитатор АБ позволяет достаточно точно воспроизводить не только зарядные характеристики, но и импедансные частотные характеристики Li-ion АБ. Приведенная ошибка воспроизведения зарядных

характеристик не превышает 1,5 %, импедансных частотных характеристик – 3 %.

© Мизрах Е. А.,  
Волочаев М. Н., 2013

УДК 62-1/-9

## СИСТЕМНЫЙ АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ ОРБИТАЛЬНОЙ ИНСПЕКЦИИ

*В. А. Николаев, О. Б. Фисенко*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: halleluja\_@mail.ru, fisenko\_o@mail.ru

*Рассматривается возможность системного анализа для улучшения работоспособности космических аппаратов-инспекторов.*

*Ключевые слова: космический аппарат-инспектор, орбитальная инспекция, системный анализ.*

## SYSTEM ANALYSIS OF THE EFFECTIVENESS OF ORBITAL INSPECTION

*V. A. Nikolaev, O. B. Fisenko*

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: halleluja\_@mail.ru, fisenko\_o@mail.ru

*This article considers the possibility of systems analysis to improve the survivability of the spacecraft – the inspectors.*

*Keywords: Spacecraft inspector, orbital inspection, systems analysis.*

Данный этап развития космической техники обозначен как интенсивный рост числа создаваемых и запускаемых космических аппаратов на околоземную орбиту.

Но трудность, возникшая на данном этапе, заключается в том, что наземные средства контроля космического пространства неспособны обеспечить достаточной информацией о назначении космических аппаратов, технических характеристиках, особенностях функционирования.

Возникают задачи, которые решаемы средствами космического базирования:

- распознавание космического объекта;
- распознавание работоспособности и технического состояния;
- контроль космической обстановки.

Для решения этих задач существуют космические аппараты-инспекторы.

На данном этапе развития известны успешно реализованные проекты КА-инспекторов:

- «XSS», «SBSS», система «Orbital Express» – США;
- «ВХ-1», «Шицзянь-12» – Китай;
- «Prisma» – Швеция;
- «SNAP» – Великобритания.

Все космические аппараты-инспекторы имеют одну цель – получение информации за заданное время, а также характеризуются требованиями:

- маневренность КА;
- оперативность выполнения поставленной задачи. (Для этого требуется увеличение силы тяги двигателей и мощности энергоустановки. Результатом является увеличение массы аппарата).

КА-инспекторы оснащены химическими ракетными двигателями, но наряду с данными двигателями практический интерес вызывают КА, осуществляющие инспекцию с малой тягой, создаваемой электроактивными энергодвигательными модулями.

При проектировании сложных технических систем применяется системный подход.

Задачей системного проектирования является выбор проектных параметров космических аппаратов, универсальных для решения поставленных задач.

Так, актуальной проблемой становится разработка методики анализа эффективности космической инспекции с помощью КА-инспекторов.

© Николаев В. А.,  
Фисенко О. Б., 2013

УДК 621.37

## РАЗРАБОТКА КОНТРОЛЛЕРА СИСТЕМЫ БОРТОВОГО ПИТАНИЯ МАЛЫХ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

А. А. Сушков, Н. М. Боев

Сибирский федеральный университет  
Россия, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79. E-mail: boev@uav-siberia.com

Описывается контроллер системы бортового питания малых беспилотных летательных аппаратов, рассмотрены основные принципы построения системы контроля питания для БПЛА. Составлена структурная схема устройства и представлена его реализация в программе Altium Designer.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат (БПЛА), система бортового питания.

## DEVELOPMENT OF SMALL UNMANNED AERIAL VEHICLES POWER SUPPLY CONTROLLER

A. Sushkov, N. Boev

Siberian Federal University  
79, Svobodnyi prosp., Krasnoyarsk, 660041, Russia. E-mail: boev@uav-siberia.com

The article describes the development of power supply controller for unmanned aerial vehicles, the main principles of a power control system creation for UAV are considered. Block diagram of the device and its implementation in the program Altium Designer are presented.

Keywords: unmanned aerial vehicle (UAV), on-board power supply system.

Контроллер бортового питания беспилотного летательного аппарата (БПЛА) используется для обеспечения питания цифровых устройств, применяемых в БПЛА; подачи напряжения по силовой линии, которая предназначена для питания силовой установки как в БПЛА с электрической тягой, так и для питания стартеров в БПЛА с двигателями внутреннего сгорания [1]. Связь с автопилотом осуществляется посред-

ством интерфейса RS485. Также устройство производит измерение напряжения на всех элементах батареи и измеряет её температуру. Разработка системы бортового питания является непростой задачей, требующей рассмотрения всех требований к данному устройству. Главной задачей при разработке является обеспечение надежности системы бортового питания. Также необходимо обеспечить минимальные габаритные размеры и вес устройства.

Для подключения устройства необходимо использовать высоконадежные соединители типа МР1-19. Соединитель состоит из герметичной вилки и негерметичной кабельной розетки.

Структурная схема контроллера бортового питания представлена на рис. 1.

Для повышения надежности применяются два и более контроллера питания для разных батарей, которые соединяются параллельно, причем влияние их друг на друга должно быть исключено. Также не должно происходить перетекание тока от одной батареи к другой. Если хотя бы один из контроллеров вышел из строя, то система должна сигнализировать о неисправности одного из контроллеров. Выключение системы питания должно осуществ-

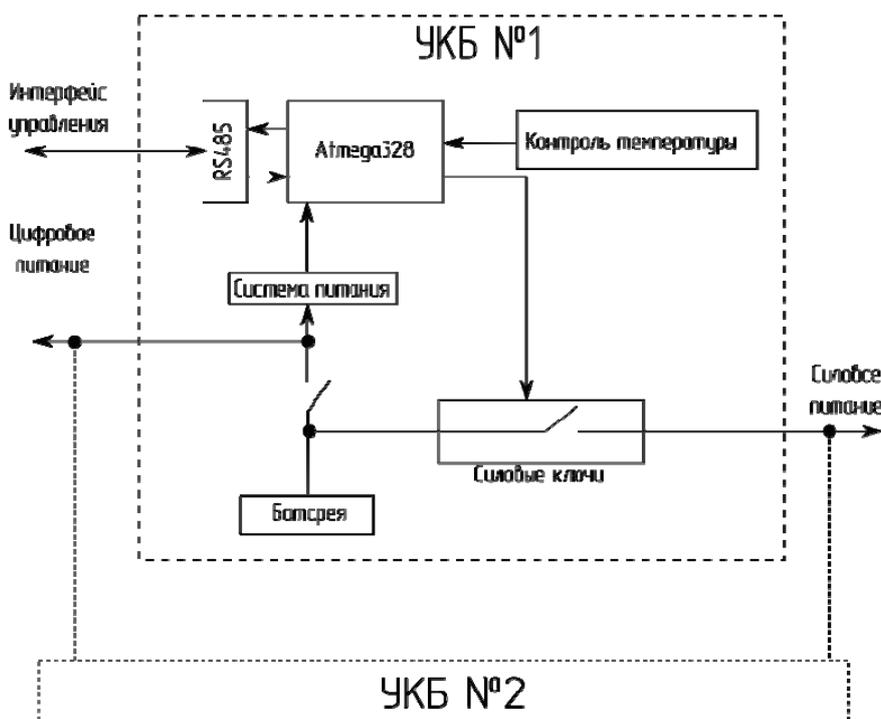


Рис. 1. Структурная схема устройства

ляться только оператором при помощи кнопок, что исключает самопроизвольное отключение питания при сбоях системы.

Микроконтроллер обеспечивает управление и контроль всех параметров системы питания. Для питания цифровой части устройства используется высоконадежный импульсный преобразователь напряжения. Силовая часть устройства представляет собой интеллектуальные ключи, которые в паре могут пропускать ток до 200 А. В процессе работы на силовых ключах происходит измерение тока, напряжения и температуры.

Разработка печатной платы происходила в программном обеспечении Altium Designer. Внешний вид разработанного устройства представлен на рис. 2.

В БПЛА «Дельта» применяются два контроллера бортового питания на две аккумуляторные батареи, которые соединяются параллельно.

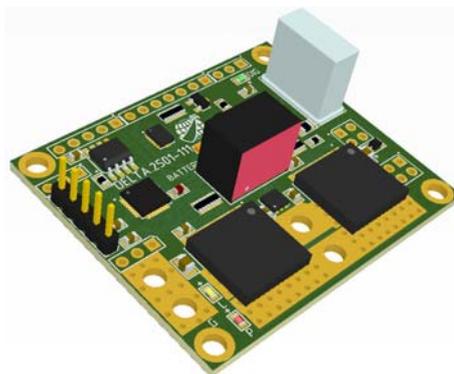


Рис. 2. Внешний вид контроллера бортового питания

Данное устройство успешно прошло испытание и применяется в БПЛА «Дельта» (рис. 3) [2].



Рис. 3. Беспилотный летательный аппарат «DELTA»

#### Библиографические ссылки

1. Макаров И. В., Кокорин В. И. Комплекс управления беспилотными летательными аппаратами для дистанционного зондирования земли // Современные проблемы радиоэлектроники : сб. науч. тр. / науч. ред. : А. И. Громько, Г. С. Патрин ; отв. за вып. А. А. Левичкий. – Красноярск : ИПК СФУ, 2010. С. 6–11.
2. Беспилотный летательный аппарат «Delta» / ООО НПП «АВАКС-ГеоСервис» [Электронный ресурс]. URL: <http://uav-siberia.com/node/16> (дата обращения 10.09.2013).

#### References

1. Makarov I. V., Kokorin V. I. Kompleks upravlenija bespilotnymi letatel'nymi apparatami dlja distancionnogo zondirovanija zemli // Sovremennye problemy radiojelektroniki : sb. nauch. tr. / nauch. red. : A. I. Gromyko, G. S. Patrin; otv. za vyp. A. A. Levickij. Krasnojarsk : IPK SFU, 2010. S. 6–11.
2. Bespilotnyj letatel'nyj apparat «Delta» / ООО НПП «АВАКС-ГеоСервис» [Jelektronnyj resurs]. URL: <http://uav-siberia.com/node/16> (data obrashhenija 10.09.2013).

© Сушков А. А., Боев Н. М., 2013

УДК 681.2-5

### АКТИВНАЯ ТРЕХОСНАЯ СИСТЕМА ОРИЕНТАЦИИ И СТАБИЛИЗАЦИИ НА БАЗЕ ЭЛЕКТРОДВИГАТЕЛЕЙ-МАХОВИКОВ ДЛЯ НАНОСПУТНИКОВ CUBESAT

*Е. А. Тараканец*

Национальный исследовательский Томский политехнический университет  
Россия, 634050, г. Томск, просп. Ленина, 30. E-mail: [evgtarak@sibmail.com](mailto:evgtarak@sibmail.com)

*Рассматриваются возможности создания малогабаритной активной трехосной системы ориентации и стабилизации для наноспутников. Производится сравнение предлагаемой системы с имеющимися аналогами.*

*Ключевые слова: наноспутник, система ориентации и стабилизации, электродвигатель-маховик.*

## ACTIVE THREE AXIS SYSTEM OF ORIENTATION AND STABILIZATION BASED ON THE REACTION WHEELS FOR CUBESAT NANO-SATELLITES

E. A. Tarakanets

National research Tomsk Polytechnic University  
30, Lenin prosp., Tomsk, 634050, Russia. E-mail: evgtarak@sibmail.com

*In this paper we consider the possibility of establishing a small-sized active three-axis system of orientation, stabilization and control system for nano-satellites. comparison of the proposed system with the existing counterparts is presented.*

*Keywords: nano-satellite, system of orientation and stabilization, reaction wheel.*

В последнее время большую популярность и распространение получили наноспутники. Они обладают рядом преимуществ по сравнению со своими большими собратьями: наноспутники дешевы, имеют малые массогабаритные характеристики и вполне подходят для выполнения 1-2 научных задач.

Самым распространенным форматом для сверхмалых космических аппаратов (СМКА) на данный момент является формат CubeSat. Такие спутники имеют размер  $100 \times 100 \times 100$  мм (рис. 1), и допускается их объединение в виде 2-х или 3-х стандартных кубов в составе одного аппарата (обозначаются 2U и 3U, и их размер  $100 \times 100 \times 200$  или  $100 \times 100 \times 300$  мм соответственно). Масса всего спутника не должна превышать 1,33 кг для 1U, 2,66 кг для 2U, 4 кг для 3U соответственно.

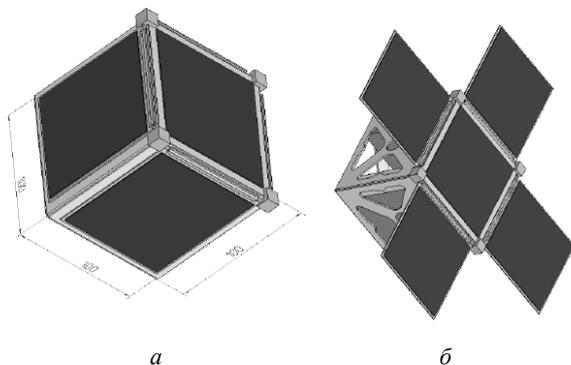


Рис. 1. CubeSat, имеющий размер  $100 \times 100 \times 100$  мм (1U) с закрытыми (а) и открытыми (б) солнечными панелями

Современный уровень развития науки и техники позволяет устанавливать на такие сверхмалые спутники почти все бортовые системы, присущие большому космическому аппарату. Одной из таких систем является система ориентации и стабилизации (СОС). В настоящее время СМКА используют пассивную ориентацию по магнитному либо гравитационному полю Земли. Такие системы ориентации не позволяют добиться точной ориентации спутника, что, в свою очередь, препятствует проведению работ, требующих точной ориентации СМКА, таких как дистанционное зондирование земли (ДЗЗ) или исследование атмосферных явлений. Существующие варианты активных систем ориентации (фирмы Innovative Solutions In Space, Нидерланды) [1] проблематично применять из-за их высокой стоимости (от 15 000 евро), больших массогабаритных характеристик (существующие мо-

дели трехосных СОС на двигателях-маховиках имеют размеры порядка  $100 \times 100 \times 100$  мм) и низкой точности ( $\pm 30^\circ$ ).

Исполнительными органами предлагаемой СОС являются три ортогонально расположенных электродвигателя-маховика. В качестве датчиков ориентации используются: трехосный магнетометр, трехосный гироскоп, акселерометр и датчики напряжения солнечных батарей. Данная система будет предназначена для управления параметрами ориентации СМКА космических аппаратов формата CubeSat, используемых для фото и видеосъемки, дистанционного зондирования и прочих работ, требующих точной ориентации спутника, с точностью не менее  $\pm 10^\circ$  [2].

В зависимости от выполняемых задач предлагаемая СОС может работать по трем алгоритмам:

1. Если требуется максимально эффективное использование солнечных панелей, то, измеряя уровень напряжения на каждой из них, СОС стремится привести СМКА к такому положению, в котором разность сигналов будет минимальной.

2. Если требуется переориентировать СМКА для проведения ДЗЗ или сеанса связи, то СОС работает по информации, получаемой от акселерометра и магнетометра.

3. Если СОС работает в режиме стабилизации положения СМКА, то для работы она использует сигналы, получаемые от гироскопа [3; 4].

Возможна работа СОС одновременно в режиме ориентации на Землю/Солнце и режиме стабилизации. Также предлагаемая СОС может быть масштабирована для использования в СМКА форматов 2U, 3U и им подобных.

Разработка и внедрение предлагаемой СОС позволит сэкономить свободное пространство внутри СМКА, что, в свою очередь, позволит установить в освобожденное пространство элементы полезной нагрузки.

### Библиографические ссылки

1. CubeSatShop.com [электронный ресурс], MAI-101 Miniature 3-Axis Reaction Wheel. URL: [http://cubesatshop.com/index.php?page=shop.product\\_details&flypage=flypage.tpl&product\\_id=55&category\\_id=7&option=com\\_virtuemart&Itemid=69](http://cubesatshop.com/index.php?page=shop.product_details&flypage=flypage.tpl&product_id=55&category_id=7&option=com_virtuemart&Itemid=69): свободный. Загл. с экрана. – Яз. англ. (дата обращения: 24.10.2013).
2. Артюхин Ю. П., Каргу Л. И., Симаев В. Л. Системы управления космических аппаратов, стабилизированных вращением. М.: Наука, 1979.

3. Каргу Л. И. Системы угловой стабилизации космических аппаратов. М. : Машиностроение, 1980. 172 с. : ил.

4. Попов В. И. Системы ориентации и стабилизации космических аппаратов. 2-е изд., перераб. и доп. М. : Машиностроение, 1986. 184 с. : ил.

#### References

1. CubeSatShop.com [electronic source], MAI-101 Miniature 3-Axis Reaction Wheel – access mode [http://cubesatshop.com/index.php?page=shop.product\\_details&flypage=flypage.tpl&product\\_id=55&category\\_id=7&option=com\\_virtuemart&Itemid=69:free](http://cubesatshop.com/index.php?page=shop.product_details&flypage=flypage.tpl&product_id=55&category_id=7&option=com_virtuemart&Itemid=69:free). Caps. screen. –

Lang. English (Date of circulation 24/10/2013)

2. Artyukhin Yu. P., Kargu L. I., Simayev V. L. Sistemy upravleniya kosmicheskikh apparatov, stabilizirovannykh vrascheniyem (Control systems of spacecraft, stabilized by rotation). Moscow : Nauka, 1979.

3. Kargu L. I. Sistemy uglovoy stabilizatsii kosmicheskikh apparatov (Systems of angular stabilization of spacecraft). М. : Mashinostroyeniye, 1980. 172 s., il.

4. Popov V. I. Sistemy oriyentatsii i stabilizatsii kosmicheskikh apparatov (Systems of Orientation and stabilization of spacecraft). 2-ye izd., pererab. i dop. М. : Mashinostroyeniye, 1986. 184 s., il.

© Тараканец Е. А., 2013

УДК 629.78.051.062.2

### АЛГОРИТМЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ КУРСОВОГО УГЛА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «ГЛОНАСС» НА УЧАСТКАХ УПРЕЖДАЮЩЕГО РАЗВОРОТА НА БОРТУ И В АППАРАТУРЕ ПОТРЕБИТЕЛЯ ДЛЯ ВЫЧИСЛЕНИЯ ФАЗОВОГО ЦЕНТРА АНТЕННЫ

*А. В. Фатеев, Д. В. Емельянов, Ю. А. Тентилов, А. В. Овчинников*

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»  
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52

*Рассматривается вопрос минимизации погрешности вычисления фазового центра антенны относительно солнечно-земной системы координат при упреждающем развороте.*

*Ключевые слова: навигационный космический аппарат, антенна, бортовой алгоритм прогнозирования.*

### ALGORITHMS OF DEFINITION OF THE COURSE CORNER OF SPACE VEHICLE “GLONASS” ON SITES OF THE ANTICIPATORY TURN ON BOARD AND IN CONSUMER EQUIPMENT TO CALCULATE THE PHASE CENTER OF THE AERIAL

*A. V. Fateev, D. V. Emelyanov, U. A. Tentilov, A. V. Ovchinnikov*

JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”  
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia

*The issue to minimize calculation failure of the aerial phase centre relatively its solar-terrestrial co-ordinate system is considered at an anticipatory turn.*

*Keywords: navigation spacecraft antenna, board prediction algorithm.*

Орбита навигационного космического аппарата системы «ГЛОНАСС» имеет особые точки (при углах Солнце–КА–Земля близких к  $0^\circ$  – малый СОЗ и близких к  $180^\circ$  – большой СОЗ), при прохождении которых космический аппарат совершает разворот вокруг оси, направленной на Землю [1]. С целью уменьшения влияния сил солнечного давления на движение центра масс космического аппарата и для минимизации погрешности отслеживания курсового угла указанный разворот осуществляется с упреждением.

Если фазовый центр антенны не совпадает с центром масс космического аппарата, то при проведении упреждающего разворота происходит изменение координат фазового центра антенны в солнечно-земной системе координат, так как движение космического аппарата происходит относительно центра масс.

Потребитель проводит измерения положения фазового центра антенны, а должен знать положение центра масс космического аппарата. В связи с этим при прохождении особых точек орбиты в аппаратуре потребителя необходимо вычислять поправки на положение фазового центра антенны.

Разработан бортовой алгоритм прогнозирования времени включения упреждающего разворота.

Рассмотрены варианты алгоритмов определения курсового угла в аппаратуре потребителя для вычисления фазового центра антенны.

Внедрение предлагаемых алгоритмов на борт КА и в аппаратуру потребителя позволит увеличить точность знания положения фазового центра антенны.

## Библиографическая ссылка

1. Dilssner F. Спутник Глонасс-М, модель ориентации по рысканию / Advances in Space Research. Available. URL: <http://www.sciencedirect.com> 2010.

## Reference

1. Dilssner, F. Sputnik GLONASS-M, model orientacii po riskaniu / Advances in Space Research. Available at <http://www.sciencedirect.com> 2010.

© Фатеев А. В., Емельянов Д. В., Тентилов Ю. А., Овчинников А. В., 2013

УДК 621.39:621.39.82

## АДАПТИВНАЯ СИСТЕМА ФОРМИРОВАНИЯ ПОМЕХОУСТОЙЧИВЫХ СИГНАЛОВ

А. В. Черноусов<sup>1</sup>, А. В. Кузовников<sup>1</sup>, В. Г. Сомов<sup>2</sup>

<sup>1</sup>ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева)  
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина 52  
E-mail: [chernousovalexe@gmail.com](mailto:chernousovalexe@gmail.com)

<sup>2</sup>Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

*Рассматриваются два алгоритма формирования помехоустойчивых сигналов с использованием вейвлет модулирующих функций. Проанализированы достоинства и недостатки предложенных алгоритмов. Сделан вывод о целесообразности применения алгоритмов в системах радиосвязи.*

*Ключевые слова: вейвлет, широкополосный сигнал, обратная связь, модуляция, адаптивный, помехоустойчивость.*

## ADAPTIVE SYSTEM OF FORMING THE NOISE-IMMUNE SIGNALS

A. V. Chernousov<sup>1</sup>, A. V. Kuzovnikov<sup>1</sup>, V. G. Somov<sup>2</sup>

<sup>1</sup>JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”  
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia. E-mail: [chernousovalexe@gmail.com](mailto:chernousovalexe@gmail.com)

<sup>2</sup>Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia

*Two algorithms of noise-immune signals forming by using wavelet modulated functions are reviewed. Advantages and disadvantages of proposed algorithms are analyzed. Conclusion of reasonability of proposed algorithms usage in radio communication systems is drawn.*

*Key words: wavelet, broadband signal, feedback, modulation, adaptive, noise-immunity.*

Помехоустойчивость систем радиосвязи (СРС) достигается за счет комплекса организационных мер, а также способов и средств, направленных на обеспечение устойчивой работы СРС в условиях воздействия как организованных (преднамеренных), так и случайных помех.

Под помехоустойчивостью СРС понимается способность нормально функционировать, выполняя задачи по приему информации в условиях действия радиопомех. Таким образом, помехоустойчивость СРС – это способность противостоять вредному воздействию различного вида радиопомех, включая организованные и случайные радиопомехи [1].

Помехоустойчивость СРС зависит от многих важных параметров и характеристик СРС, например, от вида помехи и ее мощности, мощности полезного сигнала, структуры приемного устройства и заложенных в СРС мер и способов повышения помехоустойчивости.

Одним из способов повышения помехоустойчивости является использование вейвлет модулированных широкополосных сигналов (W ШПС). В статье [2] было описано воздействие помех на W ШПС с различными параметрами формирующей функции. На основе данных, полученных из статьи [2], было разработано два алгоритма формирования W ШПС. Алгоритмы формирования W ШПС представлены на рис. 1, 2.

На рис. 1 представлен алгоритм формирования W ШПС с фиксированными значениями вейвлет функции (Fb, Fc) (алгоритм 1). Информационный сигнал расширяется при помощи псевдослучайной последовательности (ПСП), после чего сигнал поступает на вход модулятора. При модуляции полученной ПСП каждый бит модулируется вейвлетом с фиксированным значением формирующих параметров. Затем сигнал, модулированный вейвлетом, умножается на сигнал с несущей частотой и передается абонентам.

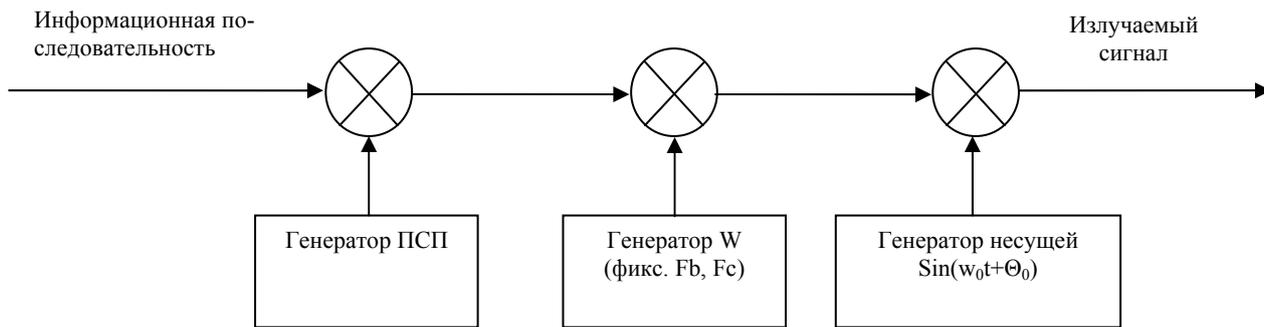


Рис. 1. Формирование W ШПС с фиксированным значением  $F_b, F_c$

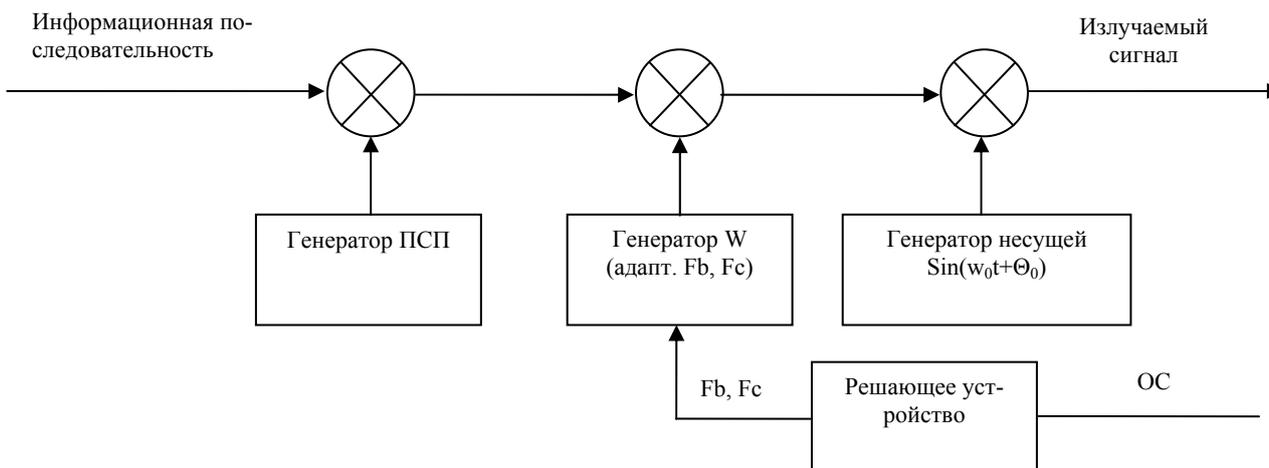


Рис. 2. Формирование W ШПС с адаптивными значениями  $F_b, F_c$

На рис. 2 представлен алгоритм формирования W ШПС с адаптивными значениями вейвлет функции ( $F_b, F_c$ ) (алгоритм 2). Информационный сигнал расширяется при ПСП, после чего сигнал поступает на вход модулятора. В модуляторе каждый бит модулируется вейвлетом с адаптивными значениями формирующих параметров. Затем сигнал, модулированный вейвлетом, умножается на сигнал с несущей частотой и передается абонентам. После приема переданного сигнала проверочные биты по каналу обратной связи возвращаются на решающее устройство, где принимается решение о том, какие параметры  $F_b, F_c$  использовать в дальнейшем. В соответствии с принятым решением вносятся изменения в генератор вейвлет функции.

Проанализировав представленные алгоритмы, можно выделить следующие их достоинства и недостатки, отраженные в таблице.

**Сравнительная характеристика алгоритмов формирования W ШПС**

	Достоинства	Недостатки
Алгоритм 1	Простота в организации	Недостаточная гибкость и адаптивность при формировании сигнала
Алгоритм 2	Гибкость и адаптивность при формировании сигнала	Сложность в организации из-за наличия обратной связи

По таблице видно, что каждый из предложенных алгоритмов обладает своими достоинствами и недостатками. Решение об использовании того или иного алгоритма при формировании сигнала стоит принимать, опираясь на информацию о предполагаемой системе связи (вид помехи и ее мощность, мощности полезного сигнала, структуры приемного устройства и заложенных в СРС мер и способов повышения помехоустойчивости).

**Библиографические ссылки**

1. Заметки о технологиях мобильного ШПД // Технологии и средства связи. 2008. № 6. С. 24–25.
2. Черноусов А. В., Кузовников А. В., Сомов В. Г. Исследование воздействия помех на широкополосные сигналы // Радиотехника. 2013. № 6. С. 85–88.

**References**

1. Zаметki o tehnologijah mobil'nogo ShPD // Tehnologii i sredstva svyazi. 2008. № 6, С. 24–25.
2. Chernousov A. V., Kuzovnikov A. V., Somov V. G. Issledovanie vozdeystviya pomех na shirokopolosnye signaly // Radiotekhnika. 2013. № 6, S. 85–88.

© Черноусов А. В., Кузовников А. В., Сомов В. Г., 2013

УДК 621.37

## ОСОБЕННОСТИ ПОСТРОЕНИЯ НАЗЕМНОГО КОМПЛЕКСА УПРАВЛЕНИЯ БЕСПИЛОТНЫМИ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ МАЛОЙ И СРЕДНЕЙ ВЗЛЕТНОЙ МАССЫ

*П. В. Шаршавин, И. В. Макаров, И. В. Нигруца*

Сибирский федеральный университет

Россия, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79. E-mail: sharshavin@uav-siberia.com

*Описан подход к построению универсального наземного комплекса управления беспилотными летательными аппаратами, рассмотрены возможные варианты применения комплекса БПЛА, представлена реализация предложенного подхода в виде прототипа НКУ.*

*Ключевые слова:* наземный комплекс управления, БПЛА, канал связи, СРНС.

## PECULIARITIES OF DESIGN OF GROUND CONTROL UNIT FOR SMALL AND MEDIUM UNMANNED AERIAL VEHICLES

*P. V. Sharshavin, I. V. Makarov, I. V. Nigrutsa*

Siberian Federal University

79, Svobodnyi prosp., Krasnoyarsk, 660041, Russia. E-mail: sharshavin@uav-siberia.com

*The paper describes an approach for universal unmanned aerial vehicle ground control unit design. The possible scenarios of civil aviation application are considered. The implementation of proposed approach is presented.*

*Keywords:* ground control unit, UAV, communication channel, GNSS.

Наземный комплекс управления (НКУ) беспилотными летательными аппаратами (БПЛА) решает задачи управления БПЛА, сбора телеметрической информации, управления, получения и накопления информации полезной нагрузки. Наземный комплекс управления должен иметь характеристики, соответствующие задаче, решаемой комплексом БПЛА. Построение универсального НКУ является нетривиальной задачей, требующей рассмотрения всех возможных вариантов использования гражданской беспилотной авиации.

Возможные варианты применения беспилотной авиации иллюстрирует рис. 1. Ниже перечислены данные варианты.

- Применение БПЛА для дистанционного зондирования Земли (БПЛА1) – предусматривает установку на борт летательного аппарата датчиков различных диапазонов длин волн (оптического, инфракрасного, радиодиапазона), радаров и другого оборудования в качестве полезной нагрузки. В случае необходимости получения данных полезной нагрузки в реальном времени данное оборудование требует канала связи с широкой полосой пропускания. Следовательно, канал связи с полезной нагрузкой должен выполняться отдельно от командно-телеметрического канала [1].

- Групповой полет нескольких БПЛА (БПЛА1, БПЛА2) – требует организации сетевой структуры для передачи данных нескольким бортам, разделения каналов связи.

- Полет БПЛА на большом удалении (БПЛА3 с прямой связью с НКУ) – требует применения повышенной энергетики канала. Увеличение мощности передатчика на борту малого ЛА невозможно в силу ограничений по габаритам и массе бортовой аппара-

туры, а также энергопотреблению. Решением данной задачи может быть установка направленных антенн на опорно-поворотном устройстве на наземном комплексе управления.

- Полет БПЛА на очень большом удалении (БПЛА3) – требует организации радиосвязи с ретрансляцией (через БПЛА2), следовательно, организации стека сетевых протоколов.

- Использование БПЛА для геологоразведки (БПЛА3) – требует сверхточной привязки координат БПЛА в месте проведения разведки. Спутниковая радионавигационная система (СРНС) в комплексе с инерциальной навигационной системой (ИНС) не могут обеспечить требуемую точность позиционирования. Одним из решений может быть передача дифференциальных поправок навигационных измерений. Следовательно, НКУ должен также являться опорной дифференциальной станцией СРНС.

Также наземный комплекс управления должен иметь удобный интерфейс пользователя с механизмами исключения вероятности ошибки оператора и максимальную автоматизацию работы. Для решения задач ручного взлета и посадки самолетного типа НКУ должен быть оснащен графическим дисплеем для воспроизведения видеоинформации фронтальных камер БПЛА. Ручной режим взлета и посадки также требует обеспечения гарантированной задержки передачи команд пилота на борт БПЛА.

Требования к эксплуатационным характеристикам включают широкий диапазон рабочих температур, устойчивость к жестким внешним условиям, механическим воздействиям, повышенную яркость экрана, портативное исполнение.

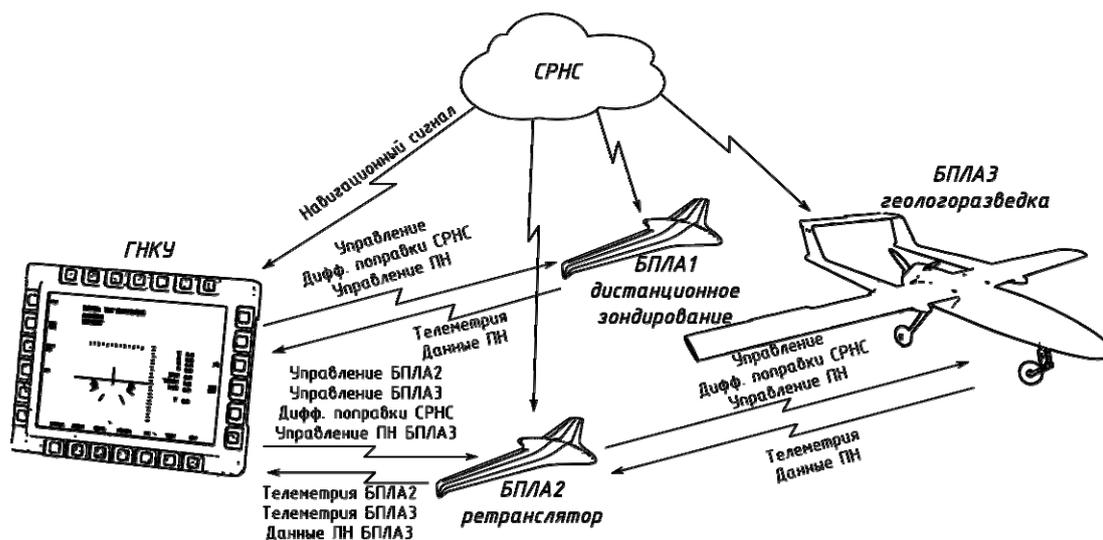


Рис. 1. Варианты системы управления БПЛА

Предложенный подход был реализован в виде прототипа устройства «ГНКУ-01» [2], внешний вид которого приведен на рис. 2.

Данный прототип имеет отдельные каналы связи с БПЛА: командно-телеметрический и канал полезной нагрузки. Командно-телеметрический канал реализован с фиксированной полосой пропускания и типом модуляции FSK. Канал полезной нагрузки выполнен программно-определяемым, что позволяет реализовать адаптивное изменение типа модуляции, полосы пропускания и адаптивное перераспределение энергетического ресурса между каналами передачи информации [3]. Задача организации сетевой структуры и сетевого стека решается с помощью интегрированных в радиомодули вычислительных устройств. Источником дифференциальных поправок является высокоточный навигационный приемник, интегрированный внутри корпуса НКУ. Наличие большого графического дисплея повышенной яркости и кнопок по периметру экрана позволяет реализовать удобный графический интерфейс пользователя. Обеспечение гарантированной задержки передачи команд, необходимой для ручного режима взлета и посадки, достигается с помощью операционной системы реального времени QNX Neutrino.



Рис. 2. Внешний вид прототипа «ГНКУ-01»

### Библиографические ссылки

1. Боев Н. М. Анализ командно-телеметрической радиолинии связи с беспилотными летательными аппаратами // Вестник СибГАУ. Вып. 2 (42) / гл. ред. И. В. Ковалев. Красноярск, 2012. С. 86–91.
2. Графический наземный комплекс управления БПЛА / ООО НПФ «АВАКС-ГеоСервис» [Электронный ресурс]. URL: <http://uav-siberia.com/docs/gscu.pdf> (дата обращения: 09.09.2013).
3. Боев Н. М., Лебедев Ю. А. Управление энергетической эффективностью совмещенных каналов передачи данных единой системы связи // Вестник СибГАУ. Вып. 1 (47) / гл. ред. И. В. Ковалев. Красноярск, 2013. С. 11–15.

### References

1. Boev N. M. Analiz komandno-telemetricheskoy radiolinii svyazi s bespilotnymi letatel'nymi apparatami // Vestnik Sibirskogo gosudarstvennogo ajerokosmicheskogo universiteta imeni akademika M. F. Reshetneva. Vypusk 2 (42) / gl. red. I. V. Kovalev. Krasnojarsk: SibGAU. 2012. С. 86–91.
2. Graficheskij nazemnyj kompleks upravlenija BPLA / OOO NPP «AVAKS-GeoServis» [Jelektronnyj resurs]. URL: <http://uav-siberia.com/docs/gscu.pdf> (data obrashhenija: 09.09.2013).
3. Boev N. M., Lebedev Ju. A. Upravlenie jenergeticheskoj jeffektivnost'ju sovmeshhennyh kanalov peredachi dannyh edinoj sistemy svyazi // Vestnik SibGAU. Vyp. 1 (47) / gl. red. I. V. Kovalev. Krasnojarsk: SibGAU. 2013. S. 11–15.

© Шаршавин П. В., Макаров И. В., Нигруца, И. В., 2013

*Секция*

**«КОСМИЧЕСКОЕ ЭЛЕКТРОННОЕ  
ПРИБОРОСТРОЕНИЕ»**



УДК 621.3.029.6

## МИКРОПОЛОСКОВЫЙ ПОЛОСНО-ПРОПУСКАЮЩИЙ ФИЛЬТР НА МНОГОМОДОВОМ РЕЗОНАТОРЕ В ФОРМЕ ПРЯМОУГОЛЬНОЙ РАМКИ

Б. А. Беляев<sup>1,2</sup>, С. А. Ходенков<sup>1</sup>, В. В. Мочалов<sup>2</sup>, В. В. Храпунова<sup>1</sup>, С. В. Ефремова<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

<sup>2</sup>Институт физики имени Л. В. Киренского СО РАН  
Россия, 660036, г. Красноярск, Академгородок, 50. E-mail: hsa\_sibsau@mail.ru

*Разработан и изготовлен экспериментальный макет микрополоскового полосно-пропускающего фильтра на многомодовом резонаторе в форме прямоугольной рамки. Благодаря особой форме резонатора удалось сблизить частоты четырех нижайших резонансов так, что они сформировали первую полосу пропускания фильтра с высокими частотно-селективными свойствами.*

*Ключевые слова:* микрополосковый фильтр, резонатор, полоса пропускания.

## THE MICROSTRIP BAND-PASS FILTER BASED ON A MULTIMODE RESONATOR IN THE FORM OF A RECTANGULAR FRAME

B. A. Beliaev<sup>1,2</sup>, S. A. Hodenkov<sup>1</sup>, V. V. Mochalov<sup>2</sup>, V. V. Khrapunova<sup>1</sup>, S. V. Efremova<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia

<sup>2</sup>Kirenskii Institute of Physics Siberian Branch of the Russian Academy of Science  
50, Academgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russia E-mail: hsa\_sibsau@mail.ru

*The experimental exemplar of the microstrip band-pass filter based on a multimode resonator in the form of a rectangular frame was developed and manufactured. Due to its special form the resonator can pull together frequencies of four lower resonances so that they created the first band of a pass of the filter with high frequency selective properties.*

*Keywords:* microstrip band-pass filter, resonator, band-pass.

Разработчиков частотно-селективных устройств сверхвысоких частот, в том числе и полосно-пропускающих фильтров, в последнее время привлекают многомодовые микрополосковые и полосковые резонаторы [1–3]. Прежде всего это связано с возможностью существенного уменьшения габаритов устройств за счет снижения количества резонаторов в них, причем без ухудшения их частотно-селективных свойств. Так, использование многомодовых резонаторов в конструкции фильтра позволяет сформировать его полосу пропускания, используя резонансы сразу нескольких мод колебаний от каждого резонатора, частоты которых удастся сблизить. В результате при неизменном порядке фильтра, которым и определяются его частотно-селективные свойства, количество резонаторов в нем уменьшается во столько раз, сколько мод колебаний от каждого резонатора участвуют в формировании полосы пропускания.

Настоящая работа посвящена разработке с использованием электродинамического подхода конструкции микрополоскового фильтра на многомодовом резонаторе в форме прямоугольной рамки, с последующей проверкой рассчитанной АЧХ с АЧХ, снятой с реально изготовленного опытного образца устройства. Фильтр (рис. 1, а), реализован на подложке (1) из традиционного СВЧ-материала – ФЛАН-2.8 с диэлектрической проницаемостью  $\epsilon = 2,8$  и толщиной  $h = 2$  мм. На одну сторону подложки нанесено заземляемое основание

(2), а на вторую сторону нанесены соединенные в замкнутую прямоугольную рамку два полосковых проводника (3), имеющих различную ширину, и два полосковых проводника (4), имеющих ступенчатое изменение ширины. На этой же стороне подложки параллельно длинным сторонам прямоугольной рамки находятся полосковые проводники (5), электромагнитно связанные с замкнутой прямоугольной рамкой.

Как известно [4], конструктивные особенности многомодовых резонаторов позволяют существенно сблизить в них собственные частоты двух первых (нижайших) типов колебаний, в результате чего каждый резонатор может иметь сразу несколько рабочих резонансов, что позволяет более эффективно использовать полезный объем, занимаемый устройством.

В рассматриваемом устройстве (рис. 1) многомодовый режим работы микрополоскового резонатора осуществляется за счет особой формы проводников, протяженных вдоль оси  $x$  и оси  $y$ , конструктивно представляющих собой замкнутую прямоугольную рамку. Благодаря такому соединению полосковых проводников и их нерегулярностям можно сблизить частоты их нижайших резонансов так, чтобы они сформировали первую полосу пропускания фильтра. Так (рис. 2, б), самый низкочастотный резонанс возникает за счет полосковых проводников, протяженных вдоль оси  $y$ , самый высокочастотный резонанс – за счет протяженных вдоль оси  $x$ .

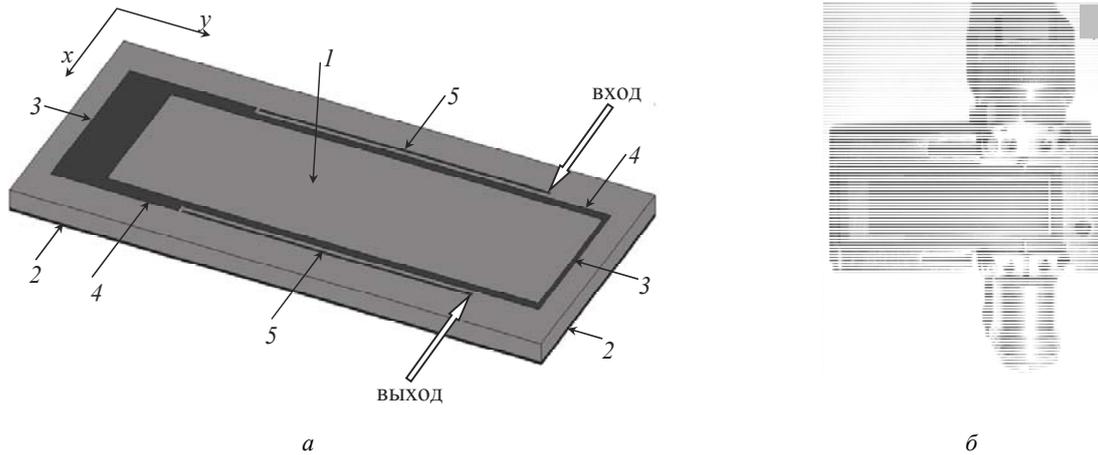


Рис. 1. Топология микрополоскового полосно-пропускающего фильтра (а) и фото экспериментально изготовленного макета (б)

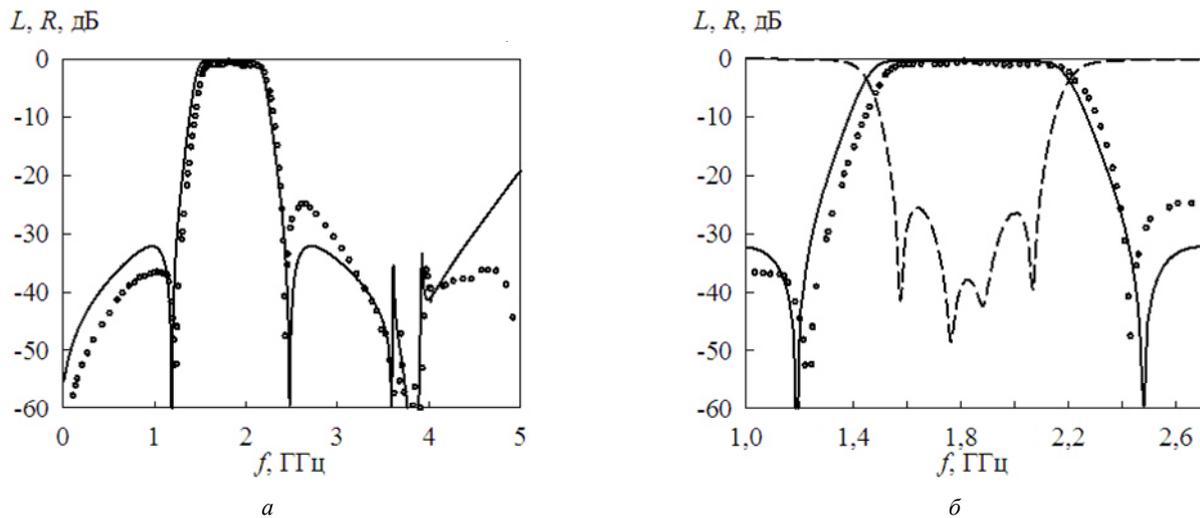


Рис. 2. Теоретическая (линии) и экспериментальная (точки) АЧХ полосно-пропускающего фильтра: а – АЧХ фильтра; б – фрагмент АЧХ

Еще два резонанса, формирующих полосу пропускания, образуются на тех частотах, когда суммарная электрическая длина (набег фазы) полосковых проводников рамки равна  $360^\circ$ . В этом случае по длине всей рамки укладывается одна полная длина волны, что соответствует резонансу бегущей волны, когда электромагнитная волна вынуждена циркулировать по замкнутой траектории прямоугольной рамки. Благодаря нерегулярностям полосковых проводников рамки наблюдается два таких резонанса. Для одного из них направление циркуляции – по «часовой стрелке», для другого – против «часовой стрелки».

Существенному увеличению подавления мощности на частотах полос заграждения (рис. 2, а) способствует смежное подключение (на одном уровне по оси  $y$ ) тракта СВЧ не непосредственно к прямоугольной рамке (кондуктивно), а к одиночным полосковым проводникам, за счет чего возникает одновременно и емкостная, и индуктивная связь этих проводников с проводниками прямоугольной замкнутой рамки. В результате, как видно из рис. 2, на АЧХ рядом с первой полосой пропускания наблюдаются два полюса затухания СВЧ-мощности. Первый полюс рас-

полагается рядом с низкочастотным склоном ПП, а второй – рядом с высокочастотным. Происхождение полюсов затухания мощности связано с тем, что на этих частотах емкостная и индуктивная связи входных полосковых проводников с полосковыми проводниками замкнутой прямоугольной рамки взаимно компенсируют друг друга. Кроме того, размеры этих двух одиночных полосковых проводников подобраны так, что их резонансные частоты попадают на частоты второй – паразитной – полосы пропускания фильтра, существенно подавляя ее и тем самым расширяя ширину полосы заграждения заявляемого фильтра.

Стоит отметить хорошее согласие теоретической АЧХ, рассчитанной электродинамическим анализом 3D-модели, с АЧХ, снятой с реально изготовленного экспериментального макета (см. рис. 1, б). Незначительное расхождение данных связано с неравномерным подтравом медных проводников фильтра в процессе технологического изготовления методом гравировки по лаку. При этом изготовленный фильтр имел относительную ширину полосы пропускания  $\Delta f/f_0 \approx 36\%$ , измеренную по уровню  $-3$  дБ от уровня минимальных

потерь, которые составляли величину  $L_{\min} \approx 0,3$  дБ на центральной частоте полосы пропускания  $f_0 \approx 1,88$  ГГц.

Конструктивные параметры прямоугольной рамки были следующими: длина и ширина полосковых проводников 3, протяженных вдоль оси  $x$  (см. рис. 1,  $a$ ),  $15,8 \times 4,6$  мм и  $14,4 \times 0,4$  мм соответственно. Симметричные полосковые проводники 4, протяженные вдоль оси  $y$ , состоят из двух состыкованных отрезков, имеющих ступенчатое изменение ширины. Длина и ширина первого отрезка  $7,4 \times 1,5$  мм, второго отрезка  $33,3 \times 0,8$  мм. Конструктивные параметры полосковых проводников 5: ширина 0,2 мм, длина 27,5 мм, величина зазора до замкнутой прямоугольной рамки составила по оси  $x$ : 0,5 мм, а по оси  $y$ : 0,2 мм.

Таким образом, разработан микрополосковый полосоно-пропускающий фильтр на многомодовом резонаторе в форме прямоугольной рамки с высокими частотно-селективными свойствами, обусловленными малыми потерями мощности в полосе пропускания, высокой прямоугольностью склонов полосы пропускания и протяженной высокочастотной полосой заграждения.

#### Библиографические ссылки

1. Беляев Б. А., Ходенков С. А. Исследование микрополоскового фильтра на многомодовых резонаторах // Известия высших учебных заведений. Физика. 2010. Т. 53. № 9/2. С. 161–162.

2. Беляев Б. А., Довбыш И. А., Лексиков А. А., Тюрнев В. В. Частотно-селективные свойства микрополоскового фильтра на нерегулярных двухмодовых резонаторах // Радиотехника и электроника. 2010. Т. 55, № 6. С. 664–669.

3. Довбыш И. А., Тюрнев В. В. Синтез микрополосковых фильтров на двухмодовых резонаторах методом интеллектуальной оптимизации // Известия высших учебных заведений. Физика. 2010. Т. 53. № 9/2. С. 182–187.

4. Пат. 2475900 Российская Федерация. Микрополосковый полосоно-пропускающий фильтр / Б. А. Беляев, С. А. Ходенков ; заявитель и патентообладатель Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т им. акад. М. Ф. Решетнева. Заявл. 28.12.2011.

#### References

1. Beljaev B. A., Hodenkov S. A. Issledovanie mikropoloskovogo fil'tra na mnogomodovyh rezonatorah // Izvestija vysshih uchebnyh zavedenij. Fizika. 010. T. 53, № 9/2. С. 161–162.

2. Beljaev B. A., Dovbysh I. A., Leksikov A. A., Tjurnev V. V. Chastotno-selektivnye svojstva mikropoloskovogo fil'tra na nereguljarnyh dvuhmodovyh rezonatorah // Radiotekhnika i jelektronika. 2010. T. 55, № 6. S. 664–669.

3. Dovbysh I. A., Tjurnev V. V. Sintez mikropoloskovykh fil'trov na dvuhmodovyh rezonatorah metodom intellektual'noj optimizacii // Izvestija vysshih uchebnyh zavedenij. Fizika. 2010. T. 53, № 9/2. S. 182–187.

4. Pat. 2475900 Rossijskaja Federacija. Mikropoloskovyj polosno-propuskajushhij fil'tr / B. A. Beljaev, S. A. Hodenkov ; zajavitel' i patentoobladatel' Sibirskij gosudarstvennyj ajerokosmicheskij universitet imeni akademika M. F. Reshetneva. Zajavl. 28.12.2011.

© Беляев Б. А., Ходенков С. А., Мочалов В. В., Храпунова В. В., Ефремова С. В., 2013

УДК 537.32

### РАСЧЕТ ЭФФЕКТИВНОСТИ ТЕРМОЭЛЕКТРИЧЕСКИХ МОДУЛЕЙ ДЛЯ ОХЛАЖДЕНИЯ РАДИОЭЛЕКТРОННЫХ ЭЛЕМЕНТОВ

*Е. Н. Васильев, В. А. Деревянко*

Институт вычислительного моделирования СО РАН  
Россия, 660036, г. Красноярск, Академгородок, 50. E-mail: ven@icm.krasn.ru

*Представлены результаты расчета характеристик термоэлектрической системы охлаждения. Получены зависимости эффективности охлаждения от параметров системы теплоотвода, тепловой мощности элемента, характеристик и энергопотребления модуля.*

*Ключевые слова: термоэлектрический модуль, тепловой режим радиоэлементов, система охлаждения.*

### CALCULATION OF THERMOELECTRIC MODULES EFFICIENCY FOR COOLING OF RADIO ELECTRONIC COMPONENTS

*E. N. Vasiliev, V. A. Derevianko*

Institute of Computational Modeling SB RAS  
50, Akademgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russia. E-mail: ven@icm.krasn.ru

*The results of the calculation of the thermoelectric cooling system characteristics are presented. The dependences of the cooling efficiency on parameters of the heat removing system, radio electronic component thermal power, characteristics and module energy consumption are received.*

*Keywords: thermoelectric module, heat regime of radio electronic components, cooling system.*

В современной электронике все острее становится проблема обеспечения оптимальных температурных режимов радиоэлементов. Увеличение мощности и степени интеграции полупроводниковых элементов в микросхемах приводит к увеличению плотности тепловых потоков и уменьшению размеров кристаллов. В результате в кристалле резко возрастает общий уровень тепловыделения, с которым традиционные методы теплоотвода уже не всегда справляются. В настоящее время для повышения интенсивности охлаждения мощных радиоэлементов и микросхем в системах теплоотвода активно применяются термоэлектрические модули (ТЭМ). Применение ТЭМ наделяет теплоотводящую систему функцией охлаждения, т. е. дает возможность достигать температуры элемента ниже значения окружающей среды. В то же время эффективность работы ТЭМ в теплоотводящей системе зависит от многих факторов. Процессы, происходящие в термоэлектрических устройствах, характеризуются нелинейной зависимостью тепловых и электрических явлений от режима электропитания, параметров теплоотводящей системы, температуры и других условий окружающей среды. В данной работе проводится анализ зависимости эффективности теплоотводящей системы с ТЭМ от этих факторов.

Интегральным параметром, характеризующим эффективность теплопередачи в обычных системах теплоотвода, является величина термического сопротивления  $R$ , определяющая температуру элемента в зависимости от мощности тепловыделения  $Q$ ,

$$T = T_0 + RQ, \quad (1)$$

здесь  $T$ ,  $T_0$  – значения температуры тепловыделяющего объекта и окружающей среды. Величина  $R$  определяется типом и конструкцией теплоотводящей системы.

Самым простым вариантом теплоотводящей системы является крепление радиоэлемента на стенке металлического основания или корпуса прибора. Термическое сопротивление в этом случае определяется конфигурацией системы, теплопроводностью материала, толщиной стенки и другими параметрами. Расчеты показывают, что для такого варианта теплоотводящей системы при типичных толщинах стенок ( $\approx 1$  мм) сложно добиться значений  $R < 1$  К/Вт. Термическое сопротивление современных воздушных систем теплоотвода (кулеров) для компьютерных процессоров значительно ниже, обычно они имеют значение  $R = 0,3-0,7$  К/Вт, лучшие образцы с использованием тепловых трубок достигают  $R = 0,1$  К/Вт. Жидкостные теплоотводящие системы имеют еще более высокую эффективность, но при этом они являются более сложными и габаритными устройствами, по этой причине возможность их применения существенно ограничена.

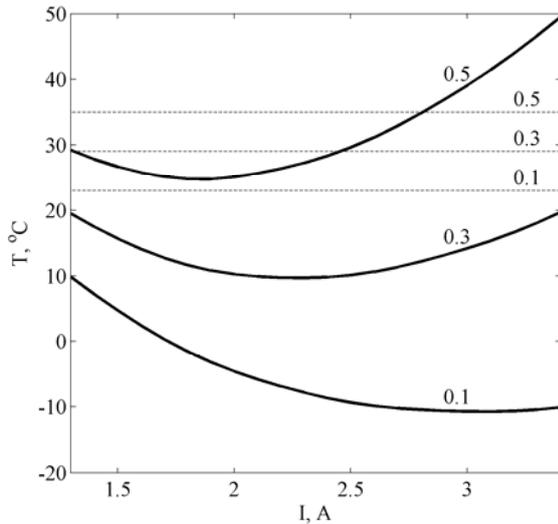
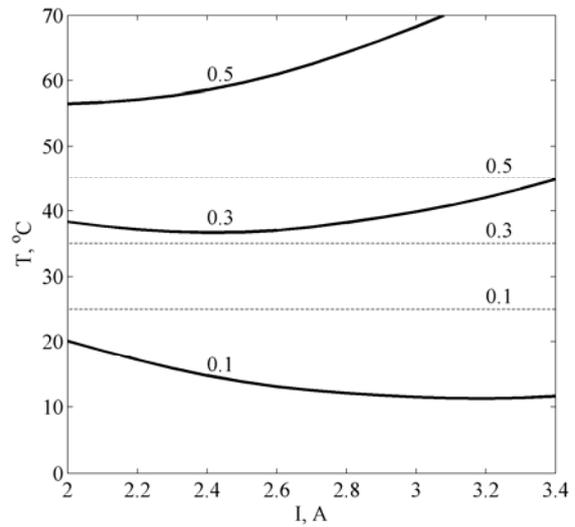
На эффективность системы охлаждения с ТЭМ помимо величины термического сопротивления значительное влияние оказывают рабочие характеристики и режим работы модуля. В такой системе температура охлаждаемого элемента определяется следующей зависимостью:

$$T = T_0 + RQ + RW - \Delta T_{ТЭМ}, \quad (2)$$

где  $W$  – электрическая мощность, потребляемая ТЭМ,  $\Delta T_{ТЭМ}$  – разность температуры между холодным и горячим спаями модуля, обусловленная эффектом Пельтье. В формуле (2) два последних слагаемых определяют влияние ТЭМ на температуру элемента. Охлаждение элемента обеспечивается за счет разницы температуры  $\Delta T_{ТЭМ}$  на спаях ТЭМ, а слагаемое  $RW$ , наоборот, приводит к дополнительному температурному перепаду на термическом сопротивлении  $R$  системы теплоотвода при передаче тепловой мощности, выделяемой самим модулем. В итоге именно от взаимного соотношения величины этих слагаемых зависит эффективность работы термоэлектрической системы охлаждения. Следует также отметить, что в системе охлаждения с ТЭМ между тепловыделяющим элементом и теплоотводящей системой появляется дополнительный тепловой контакт, что приводит к определенному увеличению общего термического сопротивления  $R$ .

Анализ режимов системы охлаждения проводился на основе исследования зависимости температуры радиоэлемента от силы тока  $I$ , потребляемой ТЭМ и мощности тепловыделения  $Q$  при различных значениях термического сопротивления  $R$ . При проведении расчетов были использованы характеристики серийных ТЭМ «РЕ-287-10-15» (производитель ОАО «НПП ТФП «ОСТЕРМ СПб») с параметрами: максимальный ток и напряжение  $I_{\max} = 3,4$  А,  $U_{\max} = 35,5$  В, его максимальная холодопроизводительность  $Q = 75$  Вт, перепад температуры  $\Delta T_{ТЭМ} = 74$  К при  $Q = 0$ . В общем случае выбор модели ТЭМ определяется тепловой мощностью, габаритами и требованиями к температурному режиму эксплуатации радиоэлемента.

При разработке и эксплуатации термоэлектрической системы охлаждения важным вопросом является выбор оптимального рабочего режима ТЭМ. Управление режимами работы модуля осуществляется путем изменения силы тока (или напряжения) электропитания. Обычно производители рекомендуют номинальный режим работы ТЭМ при значении  $I = (0,75 \div 0,8)I_{\max}$ . Однако, как следует из соотношения (2), при выборе оптимального режима и силы тока питания ТЭМ необходимо учитывать тепловую нагрузку и параметры системы теплоотвода. Для анализа режимов рассмотрим влияние силы тока  $I$  на эффективность охлаждения элемента при заданных значениях мощности тепловыделяющего элемента  $Q$  и термического сопротивления  $R$ . На рис. 1 сплошными линиями приведены зависимости температуры элемента  $T(I)$  для трех значений термического сопротивления  $R = 0,1$  К/Вт,  $0,3$  К/Вт и  $0,5$  К/Вт при значениях  $Q = 30$  Вт и  $T_0 = 20$  °С. Штриховыми линиями на рис. 1 отмечены температурные уровни для обычной системы теплоотвода (без ТЭМ), рассчитанные по формуле (1) для таких же значений  $R$ . Минимумы на кривых  $T(I)$  соответствуют режимам с максимальной эффективностью системы охлаждения, при которых достигается наименьшая температура элемента. При значениях  $R = 0,1$  и  $0,3$  К/Вт термоэлектрическая система охлаждения эффективнее обычной системы теплоотвода во всем диапазоне значений  $I$ . Для  $R = 0,5$  К/Вт использование ТЭМ при значениях силы

Рис. 1. Зависимости  $T(I)$  при  $Q = 30$  ВтРис. 2. Зависимости  $T(I)$  при  $Q = 50$  Вт

тока  $I < 2,8$  А также позволяет снизить температуру элемента. При более высоких значениях силы тока ( $I > 2,8$  А) термоэлектрическая система, наоборот, приводит к росту температуры элемента. Это объясняется тем, что при увеличении силы тока собственное тепловыделение модуля  $W$  дает на термическом сопротивлении  $R$  дополнительный перепад температуры больший, чем величина  $\Delta T_{\text{ТЭМ}}$ . Зависимости  $T(I)$  для  $Q = 50$  Вт приведены на рис. 2. Из относительного расположения кривых  $T(I)$  для термоэлектрической системы и уровней, соответствующих обычной системе теплоотвода, следует, что применение ТЭМ обеспечивает охлаждение элемента только при  $R = 0,1$  К/Вт, при значениях  $R = 0,3$  и  $0,5$  К/Вт температура элемента становится выше во всем диапазоне значений  $I$ . В данном случае общее снижение эффективности системы охлаждения обусловлено уменьшением величины  $\Delta T_{\text{ТЭМ}}$  при увеличении холодопроизводительности модуля. Из результатов расчетов режимов работы термоэлектрической системы охлаждения можно сделать следующие выводы:

1. Возможности использования ТЭМ для охлаждения радиоэлементов следует рассматривать не изолированно, основываясь только на нагрузочных характеристиках, а в рамках всей системы охлаждения в целом с учетом параметров системы теплоотвода и суммарной тепловой нагрузки, включающей в себя тепловую мощность охлаждаемого элемента и энергопотребление ТЭМ.

2. Эффективность использования ТЭМ снижается при увеличении тепловой мощности элемента  $Q$  и термического сопротивления системы теплоотвода  $R$ .

3. Положительный эффект от применения ТЭМ в системе охлаждения возможен в определенных диапазонах значений  $Q$  и  $R$ . Каждому набору  $Q$  и  $R$  из этих диапазонов соответствует оптимальное значение силы тока питания ТЭМ, при котором эффективность охлаждения является максимальной.

© Васильев Е. Н.,  
Деревянко В. А., 2013

621.315.2.016.2

## ПРИМЕНЕНИЕ ТЕХНОЛОГИИ СИЛОВЫХ АЛЮМИНИЕВЫХ ШИН BUS BAR НА КА ОАО «ИСС»

*М. В. Гаврюшов, С. В. Ефремов*

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»  
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52. E-mail: italynec@mail.ru

*Обзорная статья о современной технологии силовых алюминиевых шин Bus bar, применяемой в системе электропитания космических аппаратов. Показаны различные виды конструкций данной шины и проведен анализ внедрения шины Bus bar на космические аппараты ОАО «ИСС».*

*Ключевые слова: кабель, силовая шина, алюминиевая шина, Bus bar, СЭП.*

## APPLICATION OF TECHNOLOGY OF POWER ALUMINUM TIRES BUS BAR ON KA OF JSC "ISS"

M. V. Gavryushov, S. V. Efremov

JSC "Academician M. F. Reshetnev "Information Satellite Systems"  
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia. E-mail: italynec@mail.ru

*Review article about the power of modern technology aluminum bars Bus bar used in the power supply space vehicles. This shows the different kinds of designs of the bus and the analysis of the introduction tires Bus bar on spacecraft JSC "ISS".*

*Keywords: cable, power bus, aluminum rail, Bus bar, power system.*

С целью улучшения электрических и габаритно-массовых характеристик космических аппаратов (КА) в целом и бортовой кабельной сети (БКС) в частности ОАО ИСС внедрило на часть КА собственной разработки современную технологию силовых алюминиевых шин Bus bar. Данная технология разработана французской компанией AXON Cable SAS и уже успешно применяется на европейских спутниках, разработанных компанией Astrium.

Силовые алюминиевые шины позволяют модернизировать классические кабели, используемые в системе электропитания (СЭП) космических аппаратов на участках между:

- батарей солнечной и комплексом энергопреобразующим (КЭП);
- аккумуляторной батарей и КЭП;
- КЭП и приборами-потребителями.

Модернизация кабеля заключается в том, что отдельные участки кабеля заменяет жесткая «слоеная» алюминиевая конструкция, которая и является шиной Bus bar. Слои шины могут быть как внутренними, так

и внешними. Внешний слой представляет собой прямоугольный профиль, представленный в виде жесткой конструкции из алюминиевого посеребренного профиля, U- или E-образной формы, имеющий отрицательный потенциал. Внутри этого профиля могут располагаться как плюсовые, так и минусовые шины в виде плоских алюминиевых посеребренных пластин, изолированные друг от друга 2 слоями полиимидной пленки с клеевым слоем и изолированные от внутренней поверхности профиля при помощи эпоксидного компаунда (рис. 1, а, б).

Вывод цепей с шины организуется несколькими способами:

- паяным соединением проводов с медными либо алюминиевыми посеребренными жилами к слоям шины (см. рис. 2, а);
- соединителями, встроенными в общий конструктив шины (см. рис. 2, б).

Кабель, выполненный с применением технологии Bus bar, представлен на рис. 3.

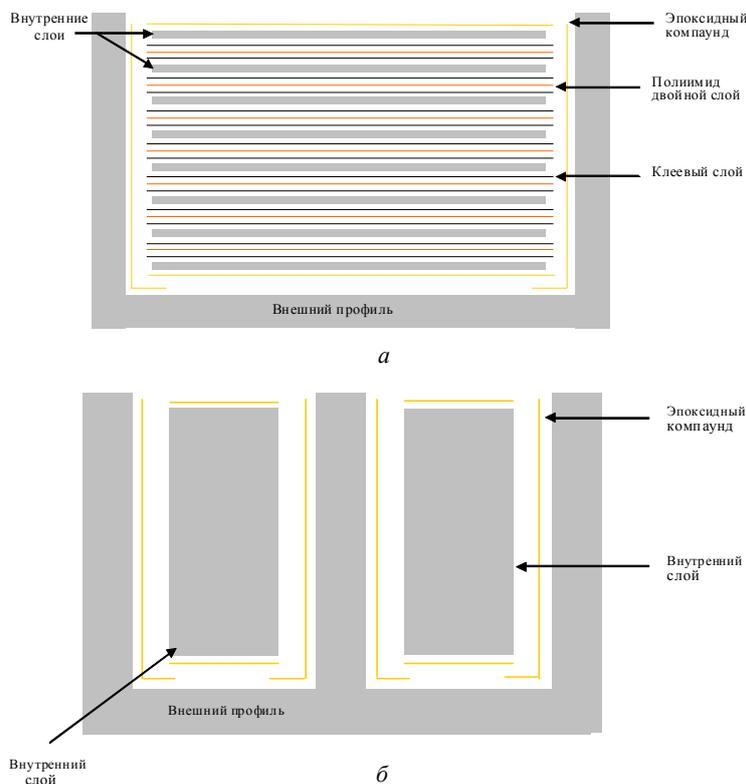


Рис. 1. а – U-образный профиль шины; б – E-образный профиль шины



а



Рис. 2. а – вывод проводов со слоев шины; б – Вывод цепей с шины соединителем



Рис. 3. Кабели, изготовленные с применением технологии Bus bar

Впервые данная технология была внедрена в СЭП КА «Луч-5В». Целесообразность применения шин именно в СЭП обуславливается большими токами и жесткими требованиями по падению напряжения в цепях, что приводит к увеличению массы кабелей, составляющей 20–25 % от общей массы БКС, которая составляет на КА порядка 90–110 кг.

Шина Bus bar прошла лабораторные испытания на ОАО «ИСС». Целью испытаний являлось экспериментальное определение помеховых импульсов, а также измерение электрических характеристик (R, L, C) шины «Bus bar» на выходных цепях шины. Конструкция шины была представлена следующим образом (см. рис. 4). По результатам испытаний был составлен отчет и подтверждена возможность использования силовых алюминиевых шин на космических аппаратах, изготавливаемых на ОАО ИСС.

Исходя из проведенного исследования, проектных и конструкторских расчетов данная технология в сравнении с обычными кабелями позволяет:

- уменьшить массу силовых кабелей до 25 %, что дает выигрыш от общей массы БКС 6 кг;
- улучшить стабильность электрических параметров за счет жесткой конструкции шины;
- более рационально использовать монтажное пространство платформы;
- повысить теплоотдачу силовых шин за счет плоской конструкции, обеспечивающей отвод тепла с минимальным градиентом тепла между проводниками. В условиях космоса, где возможны только кондуктивный теплоотвод и теплоотвод с помощью излучения, это особенно актуально.

Несмотря на видимые преимущества применения данной технологии в современной космической технике, есть ряд недостатков:

- резервирование монтажного пространства под габариты шины на этапе проектирования КА;
- отсутствие возможности смены месторасположения шины в процессе изготовления КА;

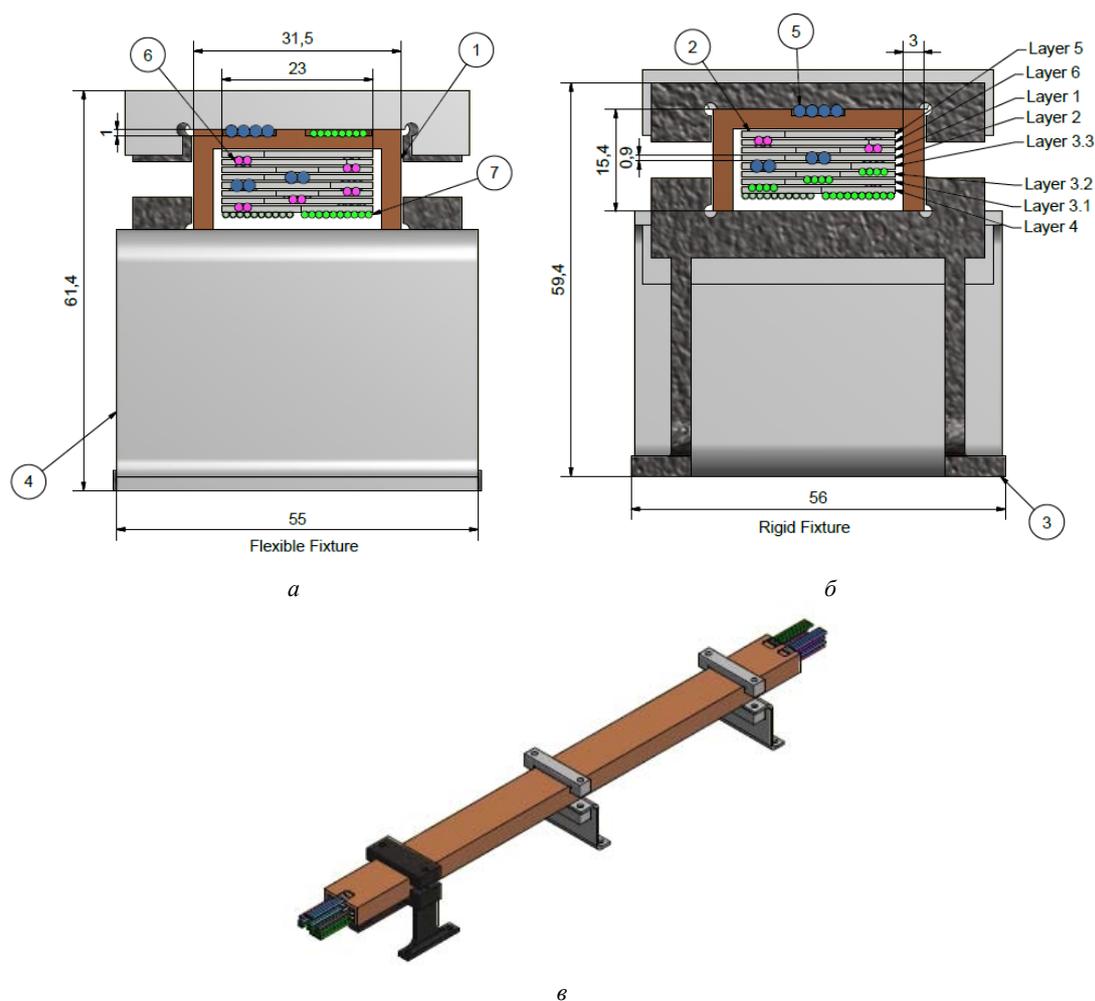


Рис. 3. а – вид на жесткие крепления; б – вид на гибкие крепления; в – общий вид конструкции:  
 1 – U-образная алюминиевая шина с покрытием серебра; 2 – 8 слоев из алюминия с покрытием серебра;  
 3 – жесткое алюминиевое крепление; 4 – гибкое алюминиевое крепление; 5...7 – провода по спецификации  
 ESCC 3901.002 типа AWG 26, AWG 22, AWG 16

– отсутствие возможности применения данных шин на модуле полезной нагрузки (МПН) из-за существующего подхода к схемотехническому проектированию в отечественной космической отрасли, в части независимого подключения приборов-потребителей к источнику электропитания по типу «звезда». В данный момент приоритетными путями развития данной технологии в отечественной космической отрасли является дальнейшее применение технологии сило-

вых алюминиевых шин на КА и создание собственного отечественного производства силовых алюминиевых шин, для чего необходимо провести исследования, отработку и квалификацию паяных и обжимных соединений между алюминиевыми, алюминиевыми и медными проводами.

© Гаврюшов М. В., Ефремов С. В., 2013

УДК 662.629.05

## АППАРАТНО-ПРОГРАММНЫЙ КОМПЛЕКС ДЛЯ ОТРАБОТКИ БОРТОВОГО КОМПЬЮТЕРА С ПРОЦЕССОРОМ LEON-2 И СЕТЬЮ SPACEWIRE

Е. Н. Голубев

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»  
 Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52. E-mail: gen@iss-reshetnev.ru

*Экспериментальная отработка систем управления космических аппаратов требует создания специальных аппаратно-программных средств, обеспечивающих совместную отработку бортовых программ и аппаратуры бортовых комплексов управления (БКУ). В ОАО «ИСС» начиная с 1980-х годов разрабатываются и успешно*

используются лабораторные отладочные комплексы (ЛОК), позволяющие провести упреждающую проверку бортового программного обеспечения на начальных стадиях его создания. В докладе представлено последнее поколение ЛОК для экспериментального исследования архитектуры ядра системы управления на базе процессора LEON-2 (SPARC V8) и сети SpaceWire. Разработанные принципы и методики являются основой проведения наземной экспериментальной отработки БКУ нового поколения.

*Ключевые слова:* система управления, верификация алгоритмов управления, отработка систем управления, методики испытаний, наземные испытания.

## HARD-AND-SOFTWARE FACILITIES TO DESIGN DEVELOPMENT TESTS OF THE ONBOARD COMPUTER BASED ON LEON-2 PROCESSOR AND SPACEWIRE INTERFACES

E. N. Golubev

JSC "Academician M. F. Reshetnev "Information Satellite Systems"  
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia, 52. E-mail: gen@iss-reshetnev.ru

*Tests of satellite On-Board Control Systems in ground conditions will require special hard-and-software facilities that verify mutual operation of onboard software and OCS equipment. Since 1980 JSC "ISS" has been developing and using the debugging test complexes successfully, the complexes allow checking the on-board software in advance and at early stages of such development.*

*The last generation of debugging test complexes in order to investigate kernel architecture of control systems, which are based on LEON-2 (SPARC V8) and SPACEWARE interfaces, are described. Philosophy and created techniques will be used as a basis to test OCS of new generation in ground conditions.*

*Keywords:* control system, verification of control algorithms, tests of control systems, test techniques, on-ground tests.

Для отработки БКУ нового поколения требуется создание новых средств испытаний, учитывающих особенности БКУ, а именно:

– отработка процессоров нового типа PowerPC [1] и LEON (Sparc V8) [2] в составе БЦВМ требует создания новых аппаратно-программных средств, обеспечивающих исследование работы процессора и отладку программ;

– отработка и контроль магистрали обмена на основе мультиплексного канала SpaceWire [3] предполагает необходимость создания средств контроля магистрали SpaceWire, позволяющих также исследовать и обрабатывать разветвленные сети передачи данных [4].

Для реализации задач экспериментальной отработки и испытаний БКУ в 1980-х годах в НПО ПМ был создан стенд БКУ, содержащий необходимые аппаратно-программные средства испытаний БКУ. В состав средств экспериментальной отработки и испытаний БКУ входят:

- 1) средства имитации каналов связи с наземным комплексом управления;
- 2) средства имитации взаимодействий с бортовой аппаратурой (БА);
- 3) средства отладки программ;
- 4) средства управления аппаратурой БКУ;
- 5) автоматизированный испытательный комплекс (АИК);
- 6) база данных испытаний;
- 7) архив программ.

Ядром стенда БКУ является лабораторный отладочный комплекс, выполняющий в основном функции отладки программ совместно с бортовой ЭВМ, а также в усеченном виде поддержку остальных функций отработочных испытаний БКУ.

Состав ЛОК С-32М1 для отработки ядра системы управления на базе процессора LEON2 и сети SpaceWire показан на рисунке:

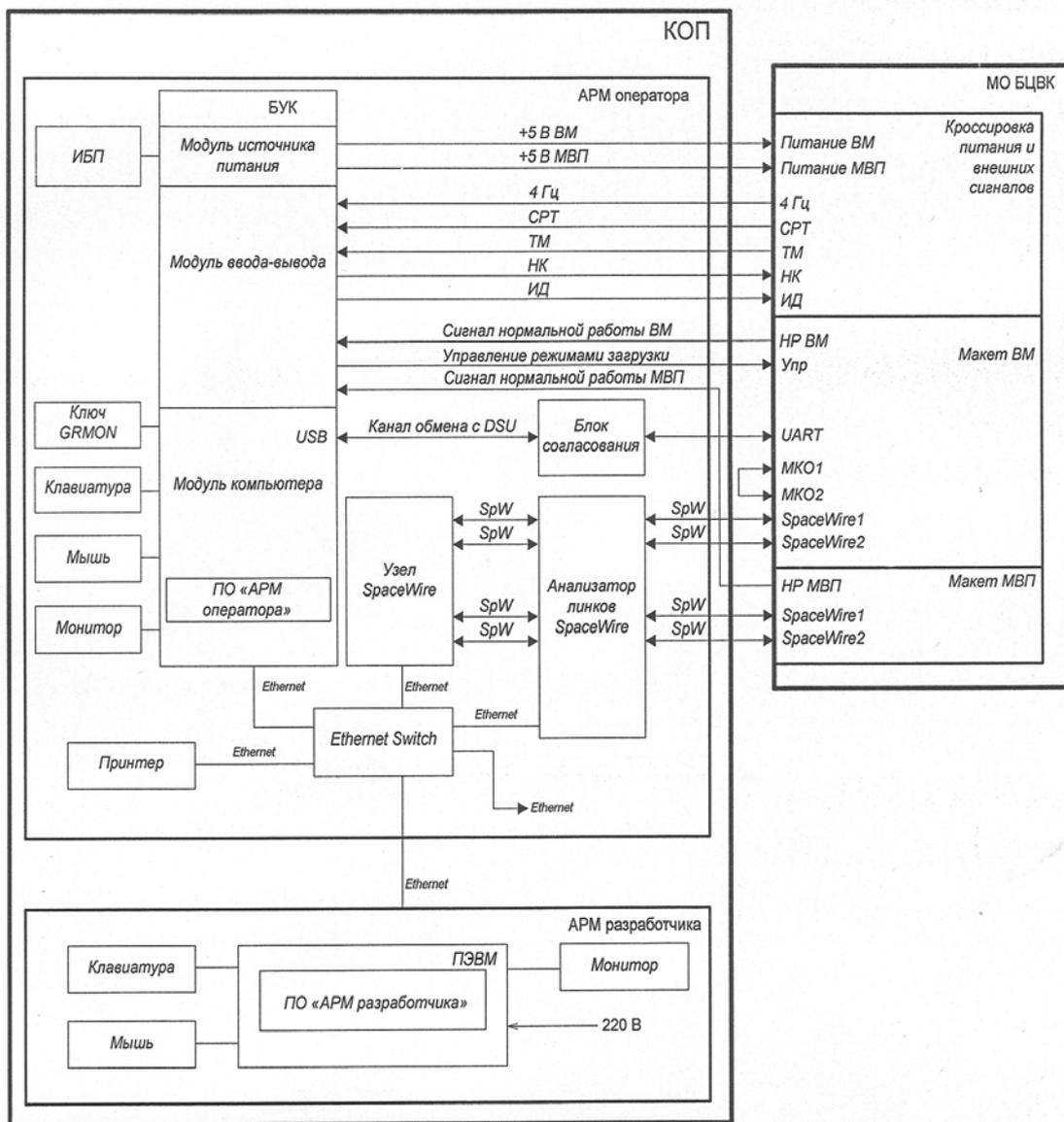
Средства отладки программ основываются на встроенных в процессор бортового компьютера системах отладки. Они представляют собой, как правило, ПЭВМ с дополнительными портами и устройствами сопряжения по технологическим каналам бортового процессора.

ЛОК представляет собой макет бортовой ЭВМ и два комплекса наземных аппаратно-программных средств отработки и испытаний с автоматизированным рабочим местом оператора (АРМ оператора) и автоматизированное рабочее место разработчика БПО (АРМ разработчика).

Макетный образец (МО БЦВК) полностью функционально аналогичен бортовой ЭВМ Sparc V8 с периферийными устройствами, имитирующими функции устройств ввода-вывода бортового цифрового вычислительного комплекса БЦВК С-32М1.

АРМ оператора и АРМ разработчика объединены в аппаратно-программный комплекс отладки программ (КОП). В состав КОП входят:

- аппаратный блок управления и коммутации (БУК) на базе ПЭВМ оператора, обеспечивающий включение и управление МО БЦВК, обмен сигналами ввода-вывода, взаимодействие по каналу отладки программ;
- ПЭВМ разработчика программ;
- комплекс средств отработки сети SpaceWire;
- испытательно-отладочные программные средства;
- вспомогательные средства для обеспечения питания, хранения и подготовки информации и др.



Укрупненная структурная схема ЛОК С-32М1

Отработка сетевой организации БКУ является новой задачей, которая ранее не решалась при разработке систем управления КА и требует проведения специальных исследований, а также создания специализированных аппаратно-программных средств и методик контроля и верификации разветвленной сети SpaceWire.

Принципы, средства и методики испытаний, проходящие апробацию на ЛОК БЦВК С-32М1, являются основой разработки стенда испытаний БКУ перспективных КА и могут быть использованы при отработке и верификации систем управления на основе разветвленных сетей обмена информацией.

## References

1. Irom F., Farmanesh F. H. Single-Event Upset in Commercial Silicon-on-Insulator PowerPC Microprocessors // IEEE Trans. Nucl. Sci., 2002.
2. The SPARC Architecture Manual. Version 8 / SPARC International, Inc. 1992.
3. ECSS Standart ECSS-E-50-12C. SpaceWire, Links, Nodes, Routers and Networks / European Cooperation for Data Standardization, July, 2008.
4. Simpson M. DS-Links and C104 Routers – Networks, Routers and Transputers: Function, Performance and Applications / Ed. by: M. D. May, P. W. Thompson, P. H. Welch // INMOS, IOS Press, 1993.

© Голубев Е. Н., 2013

УДК 338.246

## СОЗДАНИЕ ТЕСТОВОГО СТЕНДА ДЛЯ ОТРАБОТКИ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ В СЕТЯХ SPACEWIRE

С. В. Гончаров

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: sergeishk@gmail.com

Описывается создание тестового стенда, указываются основные этапы создания и основные направления испытаний. Представлены результаты работ по тестированию оборудования.

Ключевые слова: тестовый стенд, SpaceWire, создание, тестирование.

## CREATING A TEST STAND TO DEVELOP AN INTERACTION IN SPACEWIRE NETWORKS

S. V. Goncharov

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: sergeishk@sibsau.ru

There are a description of the test stand creation, specification of the main design stages and the main testing directions. Besides there is a presentation of results on equipment testing and software creation.

Keywords: test stand, SpaceWire, creation, testing.

Внедрение технологии SpaceWire отвечает требованиям современной отечественной космонавтики, обеспечивая требуемые тактико-технические характеристики российских космических аппаратов, конкурентоспособность на мировом рынке космических технологий и услуг, совместимость и унификацию разработок аппаратуры КА российских предприятий [1]. Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева в сотрудничестве с ОАО «ИСС» имени академика М. Ф. Решетнева создает тестовый стенд для проведения испытаний сетевого взаимодействия бортовой аппаратуры.

Основные направления испытаний:

- отработка передачи пакетов как с использованием маршрутизатора, так и через соединения «точка-точка»;
- имитация выхода из строя основного комплекта с использованием комплекта «холодного» резервирования;
- исследование зависимости количества ошибок передачи от длины кабеля и скорости передачи данных.

Создание стенда включает следующие этапы:

- 1) тестирование используемого оборудования;
- 2) создание программного обеспечения для настройки оборудования и осуществления сетевого взаимодействия;
- 3) создание демонстрационного примера действующей сети SpaceWire.

Были протестированы отладочный модуль MCB-01EM-PCI производства ОАО НПЦ «Элвис» и маршрутизатор SpaceWire производства Сибирского государственного аэрокосмического университета им. академика М. Ф. Решетнева. Тестирование проводилось с помощью тестера соответствия от компании

Star-Dundee. Методика тестирования была взята из документации, поставляемой вместе с тестером [2].

В таблице представлены результаты тестирования оборудования.

Название теста	MCB-01EM-PCI	Маршрутизатор
Bit-Level test	+/-	+
Exchange level tests	+/-	+/-
EOP/EEP exceptional packet tests	+	+
Timecode tests	+	+
Credit error tests	+	+
Other tests	+	+

Тесты показали, что сигнал инициализации соединения для устройства MCB-01EM-PCI не соответствует ожидаемому значению, где D:

01110100010001000100010001,

а S:

11011110111011101110111011,

и представляет собой D:0 и S:1. Ошибка теста Validate Ready говорит о том, что устройство не переведено в режим auto-enabled, в котором установка соединения осуществляется автоматически при получении NULL кода. В тесте Validate Started содержится несколько подтестов, каждый из которых отправляет определенные для него служебные символы и ожидает реакции устройства на отправку. Тест Validate Started был провален, так как устройство ответило на посылку символа FCT(flow control token), что говорит о том, что за время обработки символа FCT устройство перешло из состояния Started в состояние Connecting, для которого ответ на символ FCT характерен. Также стоит отметить, что при проведении тестов группы Time Code из тестируемого устройства

не было считано и проверено принятое значение, поэтому на данный момент тесты группы Time Code можно считать только частично успешными.

Однако, несмотря на то что некоторые тесты были провалены, можно говорить о том, что в целом протестированное оборудование пригодно для будущих работ по созданию демонстрационного стенда действующей сети SpaceWire.

#### Библиографические ссылки

1. Шенин Ю., Солохина Т., Петричкович Я. Технология SpaceWire для параллельных систем и бортовых распределенных комплексов. ЭЛЕКТРОНИКА: Наука, Технология, Бизнес. 2006. № 5.

2. Тестер SpaceWire [Электронный ресурс]. Режим доступа: <http://www.star-undee.com/content/products/001~SpaceWire%20Development%20Equipment/datasheets/SpaceWire%20Conformance%20Tester.pdf> (дата обращения: 3.09.2013).

eets/SpaceWire%20Conformance%20Tester.pdf (дата обращения: 3.09.2013).

#### References

1. Shenin U., Solohina T., Petrichkovich Ja. Tehnologija SpaceWire dlya paralelnih system i bortovih raspredeleennyh kompleksov (The SpaceWire technology for parallel systems and the onboard distributed complexes). Elektronika: Nauka, Tehnologija, Biznes. 2006. № 5.

2. Tester SpaceWire. – Rejim dostupa: <http://www.star-undee.com/content/products/001~SpaceWire%20Development%20Equipment/datasheets/SpaceWire%20Conformance%20Tester.pdf> (data obrasheniya: 3.09.2013).

© Гончаров С. В., 2013

УДК 621.3:34

### РЕЛЕЙНО-ВЛОЖЕННОЕ УПРАВЛЕНИЕ КЛЮЧОМ В ШУНТОВЫХ СТАБИЛИЗАТОРАХ НАПРЯЖЕНИЯ

*А. В. Гордеев<sup>1</sup>, А. С. Сидоров<sup>2</sup>, А. Ю. Хорошко<sup>2</sup>*

<sup>1</sup>ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»

Россия, 662972, г. Железнодорожск Красноярского края, ул. Ленина, 52. E-mail: [gordeyev@iss-reshetnev.ru](mailto:gordeyev@iss-reshetnev.ru)

<sup>2</sup>Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: [aladdin\\_sane@mail.ru](mailto:aladdin_sane@mail.ru)

*Рассматривается новый способ управления ключом (релейно-вложенное управление) в шунтовых стабилизаторах напряжения, позволяющий снизить потери мощности за счет передачи энергии, накопленной в паразитной емкости СБ, в нагрузку.*

*Ключевые слова: шунтовой стабилизатор напряжения, потери мощности, емкость солнечной батареи*

### NESTED RELAY CONTROL OF THE SHUNT SWITCH IN SHUNT VOLTAGE REGULATORS

*A. V. Gordeiev<sup>1</sup>, A. S. Sidorov<sup>2</sup>, A. Y. Khoroshko<sup>2</sup>*

<sup>1</sup>JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”

52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia. E-mail: [gordeyev@iss-reshetnev.ru](mailto:gordeyev@iss-reshetnev.ru)

<sup>2</sup>Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: [aladdin\\_sane@mail.ru](mailto:aladdin_sane@mail.ru)

*The paper presents a new mode of the shunt switch control (nested relay control) in shunt voltage regulators. This control mode makes possible a significant decrease of power losses owing to transmission of the energy stored in solar array capacitance into the payload.*

*Keywords: shunt regulator, power losses, solar array capacitance.*

Шунтовые стабилизаторы (ШС) напряжения короткозамыкающего типа (в иностранной литературе известны как S3R (Sequential switching shunt regulator)) нашли широкое применение в системах электропитания (СЭП) космических аппаратов (КА) для стабилизации выходного напряжения многосекционной солнечной батареи [1]. Данный тип преобразователей имеет относительно несложную схемотехнику, выходной фильтр состоит только из конденса-

тора, что в целом обуславливает его хорошие удельные характеристики по сравнению с другими типами преобразователей.

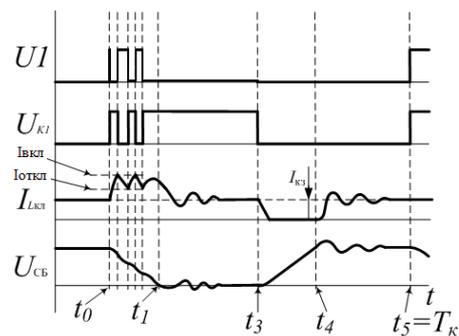
Недостатком данного типа преобразователей являются статические и динамические потери, вызванные перезарядом паразитной емкости солнечной батареи (СБ) при работе шунтирующего ключа, где накопленный заряд переходит в тепловые потери при каждом цикле коммутации.

Известно несколько способов уменьшения амплитуды выбросов тока разряда паразитной емкости СБ при работе с ШС. Например, в [2] рассматривается использование пассивных демпферных цепей (снабберов), а в [3] – активного ограничителя разрядного тока емкости СБ. Недостатком данных решений является то, что энергия паразитной емкости СБ просто перераспределяется между шунтовым ключом ШС и вновь введенными устройствами, что в целом ухудшает массогабаритные характеристики системы.

В данной работе предлагается новый способ уменьшения потерь в системе регулирования за счет передачи избыточной энергии, накопленной в кабельной линии (КЛ), в нагрузку, что позволяет снизить амплитудное значение тока разряда емкости СБ, а следовательно, потери мощности в КЛ и шунтирующем ключе.

Реализуется такой способ с помощью цикла релейно-вложенного управления (РВУ) шунтирующим ключом или ключевым элементом (КЭ). Суть данного управления заключается в следующем: когда ток КЛ достигает максимально разрешенного значения – тока отключения КЭ  $I_{откл}$  (см. рисунок), происходит выключение ключа, при снижении тока в КЛ до тока включения КЭ  $I_{вкл}$  силовой ключ открывается. Такой цикл РВУ будет поддерживать ток КЛ в диапазоне  $[I_{вкл}; I_{откл}]$ , как показано на рисунке. Скорость разряда емкости СБ в схеме ШС с РВУ ниже, чем в классическом варианте, так как эффективное значение тока КЛ существенно ниже.

Предлагаемый способ управления не требует введения дополнительных элементов в силовую часть, а ограничение тока КЛ осуществляется за счет вновь введенного алгоритма управления ключом К1.



Временные диаграммы переключения ШС и РВУ:  $UI$  – сигнал управления ключом К1;  $U_{K1}$  – напряжение сток-исток ключа К1 (в случае использования МДП-транзистора);  $U_{сб}$  – напряжение на выходе СБ,  $I_{лкл}$  – ток кабельной линии;  $I_{кз}$  – ток короткого замыкания СБ;  $I_{откл}$  – ток отключения КЭ;  $I_{вкл}$  – ток включения КЭ;  $T_k$  – период коммутации

### References

1. O'Sullivan D, Weinberg A. The sequential switching shunt regulator S3R, *Proceedings of the third ESTEC Spacecraft power conditioning seminar (ESA SP-126), Noordwijk, The Netherlands, 1977*, pp. 123-131.
2. Perol P. Another Look at the Sequential Switching Shunt Regulator, *Proceedings of the Fifth European Space Power Conference (ESA SP-416), Noordwijk, The Netherlands, 1998*, pp.79-84.
3. Delepaut C., Martin M. Current limitation techniques in a S3R power cell, *Proceedings of the European Space Conference, WPP-54, 1993*, pp. 61-66.

© Гордеев А. В., Сидоров А. С., Хорошко А. Ю., 2013

УДК 621-396

## УСТРОЙСТВО СБОРА ИНФОРМАЦИИ НА ОСНОВЕ ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКОГО ЦИФРО-АНАЛОГОВОГО ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯ

В. М. Гречишников, О. В. Теряева

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королева  
(национальный исследовательский университет)  
Россия, 443086, г. Самара, Московское шоссе, 34. E-mail: gv@ssau.ru

*Рассмотрена возможность создания устройств сбора информации на основе нового волоконно-оптического функционального элемента – цифро-аналогового преобразователя, позволяющего обеспечить высокую помехозащищенность в сочетании с низкими массогабаритными и стоимостными показателями.*

*Ключевые слова: первичный преобразователь, бинарный преобразователь, волоконно-оптический преобразователь, системы управления и контроля, ВОЛС, помехозащищенность, мультиплексирование.*

## INFORMATION COLLECTING DEVICE BASED ON THE OPTICAL FIBER DIGITAL-TO-ANALOG CONVERTER

V. M. Grechishnikov, O. V. Teriaeva

Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolev  
(National Research University)  
34, Moskovskoie shosse, Samara, 443086, Russia. E-mail: gv@ssau.ru

The possibility of creating devices which collect information on the basis of a new fiber-optic functional element – digital-to-analog converter providing high noise immunity, combined with low weight and size, and cost parameters is considered.

Keywords: primary converter, binary converter, fiber optic converter, control and monitoring systems, fiber optic, noise immunity, multiplexing.

Бинарные преобразователи (датчики конечных положений исполнительных механизмов) составляют многочисленную группу элементов систем управления современных авиакосмических аппаратов. Как правило, датчики располагаются в зонах с тяжелыми условиями эксплуатации (температура, электромагнитные помехи), что снижает достоверность снимаемой с них информации. Кроме того, наличие индивидуальных каналов связи для каждого датчика ухудшает массогабаритные показатели бортовой радиоэлектронной аппаратуры. В связи с этим актуальной является задача создания мультиплексированных датчиков с помощью волоконно-оптического интерфейса. Решение этой задачи может быть получено при помощи волоконно-оптического цифро-аналогового преобразователя (ВОЦАП).

ВОЦАП предназначены для подключения источников оптических сигналов к общей оптической магистрали и для преобразования входного оптического сигнала в пропорциональный ему квантовый аналоговый оптический сигнал.

Основными требованиями к ВОЦАП являются возможность уплотнения 8–14 цифровых источников информации при использовании серийных волоконно-оптических технологий и стандартного оборудования для их изготовления, а также совместимость по массогабаритным показателям с датчиковой аппаратурой и интегрально-оптической схемотехникой.

Входной оптический код ВОЦАП представляет собой совокупность оптических логических сигналов  $P_1, P_2, \dots, P_n$ , которые могут принимать одно из двух возможных значений «0» или «1». Значению «0» соответствует полное отсутствие оптического сигнала в данном разряде входного оптического кода, а значению «1» соответствует некоторый постоянный для всех разрядов уровень оптического сигнала  $P_i \neq 0$ , причем  $P_1 = P_2 = \dots = P_n$ . Уровни единичных логических сигналов ВОЦАП могут устанавливаться разра-

ботчиком в зависимости от мощности источника излучения, энергетических потерь в оптической схеме и требований к соотношению сигнал/шум на входе фотоприемного устройства.

В качестве примера рассмотрим схему 4-канального устройства сбора информации на основе ВОЦАП, приведенную на рис. 1. Устройство содержит четыре передающих жгутовых световода 3 диаметром 2,5 мм и длиной 60 мм. Входы световодов 3 оптически связаны с полупроводниковыми светодиодами АЛ 107Б. Резисторы в цепях питания светодиодов подобраны так, что в каждый из световодов 3 вводится одинаковая оптическая мощность. Входной оптический код ВОЦАП задается путем замыкания и размыкания электронных ключей Кл1–Кл4 в цепях питания светодиодов. Элементы назначения веса (ЭНВ) реализованы на жгутовых световодах 4, аналогичных по геометрическим размерам световодам 3. Величины зазоров  $\delta_0, \dots, \delta_3$  между световодами 3 и 4 выбраны так, что коэффициенты передачи между соответствующими световодами находятся в соотношении 8-4-2-1. При этом максимальный коэффициент передачи соответствует нулевому зазору между верхними по схеме световодами.

Необходимые значения зазоров могут быть определены по экспериментальной характеристике  $P(\delta)$ , представленной на рис. 2. Выходные торцы световодов 4 оптически связаны с большим торцом фокона 5, который выполняет функцию сумматора оптических сигналов. Выходной (меньший) торец фокона подключен к общему световоду 6, с выхода которого снимается суммарный оптический сигнал, представляющий собой линейную ступенчатую функцию от входного оптического кода. После фотоусиления выходного сигнала ВОЦАП формируется пропорциональный электрический сигнал, который оцифровывается АЦП, при этом единичные сигналы этого кода однозначно соответствуют замкнутым ключам на входе устройства,

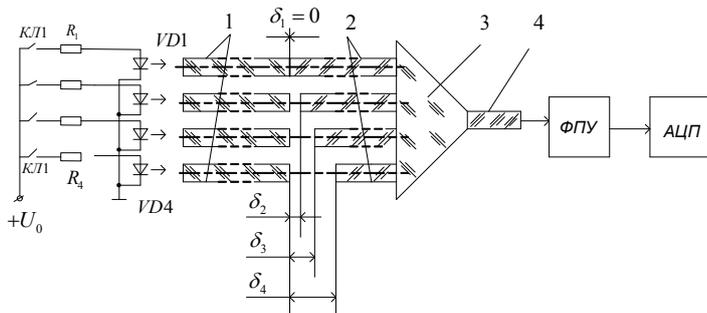


Рис. 1. Схема устройства сбора информации на основе ВОЦАП

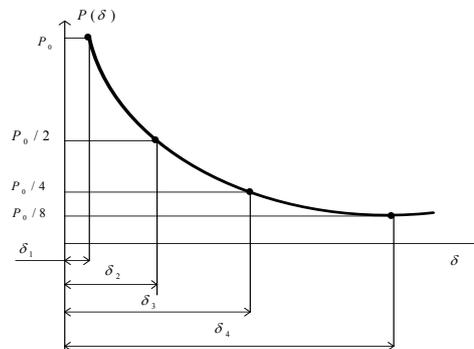


Рис. 2. Экспериментальная характеристика  $P(\delta)$

а нулевые – разомкнутым. Длина канала передачи в жгутовом исполнении может достигать нескольких десятков метров, а в моноволоконном – сотен метров.

Данное устройство сбора информации на основе ВОЦАП позволяет повысить помехозащищенность, имеет невысокую стоимость, простоту конструкции и габариты, совместимые с габаритами бинарных волоконно-оптических преобразователей. Поставленную задачу мы решили, заменив традиционные линии связи волоконно-оптическими линиями связи и проведя мультиплексирование с помощью ВОЦАП. Область применения устройств сбора информации на основе ВОЦАП не ограничивается рассмотренным выше примером.

#### Библиографические ссылки

1. Гречишников В. М., Конюхов Н. Е. Оптоэлектронные и цифровые датчики перемещений со второ-

енными волоконно-оптическими линиями связи. М. : Энергоатомиздат, 1992. 160 с.

2. Зеленский В. А., Гречишников В. М. Бинарные волоконно-оптические датчики в системах управления и контроля. Самара : Самарский научный центр РАН, 2006. 160 с. : ил.

#### References

1. Grechishnikov V. M., Konyukhov N. E., Optoelektronnye i cifrovye datchiki peremeshhenij so vtroennymi volokonno-opticheskimi liniyami svyazi. M. : Energoatomizdat, 1992. 160 p.

2. Zelenskij V. A. Grechishnikov V. M. Binarnye volokonno-opticheskie datchiki v sistemah upravlenja i kontrolja. Samara : Samarskij nauchnyj centr RAN, 2006 160 p. : il.

© Гречишников В. М., Теряева О. В, 2013

УДК 629.78.015

### О НЕКОТОРЫХ АСПЕКТАХ МЕХАНИЧЕСКОГО АНАЛИЗА БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

С. В. Дмитриев<sup>1</sup>, А. С. Орлов<sup>2</sup>, С. А. Орлов<sup>2</sup>

<sup>1</sup>ОАО «Научно-производственная корпорация «Системы прецизионного приборостроения»  
Россия, 111250, г. Москва, ул. Авиамоторная, 53. E-mail: niipp@niipp-moskva.ru

<sup>2</sup>ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»  
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52. E-mail: office@iss-reshetnev.ru

*Рассматривается подход, позволяющий проводить оценку нагружения бортовой аппаратуры космических аппаратов на механические воздействия с использованием идеологии конечно-элементного моделирования, даются рекомендации по разработке конечно-элементных моделей оборудования.*

*Ключевые слова: конечно-элементная модель, бортовая аппаратура, вибрация, удар.*

### ON SOME ASPECTS OF SPACECRAFT ON-BOARD EQUIPMENT MECHANICAL ANALYSIS

S. V. Dmitriev<sup>1</sup>, A. S. Orlov<sup>2</sup>, S. A. Orlov<sup>2</sup>

<sup>1</sup>JSC PRC “Precision Systems and Instruments”  
53, Aviamotornaja str., Moscow, 111250, Russia. E-mail: niipp@niipp-moskva.ru

<sup>2</sup>JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”  
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia. E-mail: office@iss-reshetnev.ru

*An approach allowing to conduct evaluation of the spacecraft on-board equipment structural response to the mechanical loads on the basis of finite element modeling is presented; the recommendations on creation of the equipment finite element models are provided.*

*Keywords: finite element models, on board equipment, vibrations, shock.*

В настоящее время сроки создания новых космических аппаратов (КА) не превышают 3–5 лет, что приводит к требованию о существенном сокращении сроков проектирования и изготовления бортовой аппаратуры (БА) КА. Для сокращения времени разработки БА необходимо максимальное использование численного моделирования на всех этапах проектиро-

вания и отработки аппаратуры. Для механического анализа используются хорошо себя зарекомендовавшие пакеты конечно-элементного моделирования (КЭМ): NASTRAN, DYTRAN и т. д. Обязательными видами воздействий, на которые проводится механический анализ, являются: модальный и квазистатический анализ, расчеты на гармоническую и широкопо-

лосную случайную вибрацию (ШСВ) и ударные нагрузки [1]. При механическом анализе для расчета максимальных напряжений в элементах конструкции прибора наиболее часто используется модель фон Мизеса [2]. При анализе приборов на случайную вибрацию в такой модели используются среднеквадратические значения напряжений (критерий «3σ») [3]. Критерием оценки устойчивости к нагрузкам служит запас безопасности по текучести для металлов и предельной прочности для хрупких материалов, а также отсутствие соударения плат при всех видах нагружения. Если внешнее воздействие на прибор задано в форме ударного спектра ускорений, то первым этапом расчетов на удар является замена ударного спектра ускорений временной функцией [3]. Для проведения расчетов при механическом анализе конструкции в программном комплексе MSC.NASTRAN модели (КЭМ), как правило, разрабатываются в пакете MSC.PATRAN. При создании КЭМ силовой части конструкции соблюдается требование максимального соответствия исходной геометрии объектов с использованием трехмерных (3D) и двумерных (2D) конечных элементов (КЭ). При разработке КЭМ отдельного элемента конструкции размер конечного элемента назначается с учетом его геометрических особенностей, поэтому плотность сетки КЭ для различных деталей может быть различной. Для обеспечения механических интерфейсов между деталями с различной плотностью разбиения на КЭ применяются в некоторых случаях специальные КЭ MSC.NASTRAN, обеспечивающие равенство механических работ с каждой стороны механического интерфейса, по которым осуществляется передача усилий от одного объекта к другому в системе и, в конечном счете, на силовую опорную конструкцию прибора. При этом эффекты от возможных соприкосновений между ними в процессе деформирования не рассматриваются. В тех случаях когда несилевой элемент конструкции не влияет существенно образом на механический отклик всей сборки, его можно представить в виде сосредоточенных масс или распределенных по протяженным поверхностям соответствующей опорной конструкции.

На основе КЭМ могут быть оценены массово-центровочные характеристики компонент и всей сборки в целом. При разработке КЭМ исходная геометрия элемента конструкции может быть преобразована с целью ее упрощения без существенного изменения ее объема, а также для исключения возникновения КЭ с существенно малыми габаритами и необоснованного усложнения размера задачи. Отверстия для болтовых соединений между элементами конструкции могут быть заполнены материалом в предположении, что это не приведет к сколь угодно заметному изменению инерционных и жесткостных характеристик всей конструкции. Объединение КЭ элементов конструкции с различными пространственными размерностями (2D и 3D) обеспечивается либо по общим узлам КЭ стыкуемых компонент, либо с использованием специальных КЭ MSC.NASTRAN, что также может быть использовано для создания различных подборок различного уровня вплоть до всей сборки конструкции. Минимальные

затруднения при проведении механического анализа представляют типовые приборные блоки, состоящие из корпуса с установленными внутри него многослойными платами с набором различных модулей.

Например, для блока аппаратуры радионавигации общей массой ~7 кг КЭМ, состояла из 115 670 узлов и 331 697 элементов. Максимальное время расчета (анализ прибора на ШСВ) на стандартном персональном компьютере (процессор i5 с 6 Гб оперативной памяти) не превысило 4 часов. Проблемы существенно возрастают при анализе сложных лазерных и оптических систем, включающих в свой состав как электронные блоки, так и сложные оптические и оптоэлектронные устройства, а также электромеханические приводы и амортизаторы. При этом в конструкции устройств используются, помимо металлов, различные композиционные материалы с существенным разбросом механических характеристик, и, как правило, необходимо использовать различные модели демпфирования при анализе на различные внешние воздействия. Кроме того, в различных частотных диапазонах демпфирование должно приниматься различным. Неправильно заданное демпфирование может привести к тому, что неверный результат даст любой самый корректный вычислительный алгоритм. Определенную проблему составляет и разработка КЭ амортизаторов: модель амортизаторов должна включать различные модели демпфирования (в связи с существенной нелинейностью). И использование таких моделей требует серьезного обоснования. Например, при массе одного из лазерно-оптических приборов ~40 кг КЭМ состояла из 1 287 546 узлов и 2 899 609 конечных элементов. Для расчетов уже использовался специализированный мультипроцессорный сервер с оперативной памятью на 512 Гб. При этом время расчетов (анализ прибора на ШСВ) составляло около 11 ч. По завершении испытаний на механические воздействия должна быть выполнена в обязательном порядке верификация КЭ модели прибора. Целью верификации разрабатываемых КЭ моделей БА должно быть получение расчетных результатов, которые согласуются с экспериментальными данными в пределах погрешностей эксперимента, что представляет собой достаточно сложную задачу [4]. При ее решении можно выделить несколько этапов:

- определяется количество точек верификации и их местоположение;
- по имеющейся геометрической модели строится КЭ модель, причем на первом этапе принимается «0» демпфирование, а все соединения – жесткими;
- проводится расчет и проверяется обязательное превышение расчетных значений над экспериментальными данными;
- при невыполнении предыдущего требования дорабатывается геометрическая модель;
- далее проводится расчет с минимальными и максимальными значениями демпфирования (при этом рассматриваются различные модели демпфирования), принимаемыми ранее при расчете аналогов БА;
- задаются значения демпфирования для следующих вычислительных шагов, при этом для больших приборов принимается постоянное демпфи-

рование для всей системы, а в сложных системах вводится различное демпфирование для каждой из подсистем.

Следует заметить, что результаты экспериментов могут содержать существенные погрешности, поэтому до начала процедуры верификации необходимо проанализировать полученные данные.

В докладе приводятся результаты механического анализа различных приборов, даются рекомендации по выбору типов КЭ при построении КЭМ.

#### Библиографические ссылки

1. Орлов С. А., Копытов В. И. Нормирование и отработка бортовой аппаратуры космических аппаратов на механические воздействия // Вестник СибГАУ. Красноярск, 2013. Вып. 1(47). С. 125–129.
2. Zienkiewicz O. C., Taylor R. L. The Finite Element Method. Fifth edition. Vol. 1. The Basis. Butterworth Heinemann, 2000. 707 p.
3. Wijker J. Random Vibrations in Spacecraft Structures Design. Springer Science, 2009. 516 p.

4. Babuska I., Oden J. T. Verification and validation in computational engineering and science: basic concepts. Computer Method in Applied Mechanics and Engineering. Eng. 193 (2004). P. 4057–4066.

#### References

1. Orlov S. A., Kopytov V. I. Normirovanie i otrabotka bortovoj apparatury kosmicheskikh apparatov na mehanicheskie vozdeystviya // Vestnik SibGAU. Krasnojarsk, 2013. Vyp. 1(47). S. 125–129.
2. Zienkiewicz O. C., Taylor R. L. The Finite Element Method. Fifth edition. Vol. 1: The Basis. Butterworth Heinemann, 2000. 707 p.
5. Wijker J. Random Vibrations in Spacecraft Structures Design. Springer Science, 2009. 516 p.
6. Babuska I., Oden J. T. Verification and validation in computational engineering and science: basic concepts. Computer Method in Applied Mechanics and Engineering. Eng. 193 (2004). P. 4057–4066.

© Дмитриев С. В., Орлов А. С., Орлов С. А., 2013

УДК 621.396

### РАЗРАБОТКА НОВОЙ НЕСУЩЕЙ КОНСТРУКЦИИ ПЕЧАТНЫХ ПЛАТ, А ТАКЖЕ ЕЕ МЕХАНИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ ДЛЯ ЭЛЕКТРОННЫХ МОДУЛЕЙ В КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТАХ

В. М. Карaban<sup>1</sup>, И. Д. Зырин<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup>Томский государственный университет систем управления и радиоэлектроники  
Россия, 634050, г. Томск, просп. Ленина, 40

<sup>2</sup>ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»  
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52

*Разработана новая несущая конструкция в виде рамки для печатных плат. Построены эквивалентные модели применяющейся и новой рамки печатных плат для электронных модулей из алюминия АМГ6. Проведено моделирование на увеличенную нагрузку с линейным ускорением 30 g по различным осям и на собственную резонансную частоту. Проведено внесение дополнительных конструктивных улучшений на основе результатов анализа.*

*Ключевые слова: рамка, несущая конструкция, ANSYS, печатная плата, резонансная частота, линейное ускорение.*

### A NEW PRINTED BOARD SUPPORT STRUCTURE DEVELOPMENT AND ITS MECHANICAL ANALYSIS FOR ELECTRONIC MODULES IN SPACECRAFT

V. M. Karaban<sup>1</sup>, I. D. Zyrin<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup>Tomsk State University of Control Systems and Radioelectronics  
40, Lenina prosp., Tomsk, 634050, Russia

<sup>2</sup>JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”  
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia

*A new printed circuit board equipment practice in the form of a frame was developed. Equivalent models of prior (used today) and new frames for electronic modules on the basis of AMG6 aluminum were constructed. Simulation of power increasing with 30 g linear acceleration along different axes and natural resonance frequency was implemented. Some construction improvements were made on the basis of results analysis.*

*Keywords: frame, equipment practice, ANSYS, printed circuit board, resonant frequency, linear acceleration.*

**Актуальность.** Современные и перспективные космические аппараты (КА) отечественного производства для сохранения конкурентоспособности на рынке используют в своей радиоэлектронной аппаратуре (РЭА) для крепления печатных плат несущие конструкции в виде рамок с металлическим основанием, которые в свою очередь имеют значительную массу, требуют изготовления двух печатных плат и использования Е-переходов для их соединения. Такие рамки вносят значительные ограничения при проектировании быстродействующих модулей, а также делают невозможным применение компонентов, монтируемых в отверстия.

**Цель.** Разработка несущей конструкции для печатных плат в виде рамки меньшей массы, под одну многослойную печатную плату и достаточными механическими характеристиками.

Опыт зарубежных производителей несущих конструкций в виде рамок с перегородками в виде ребер показал, что такие рамки выдерживают космические нагрузки и позволяют значительно снизить массу прибора.

**Исследования.** Для достижения поставленной цели был разработан новый конструктив рамки с перегородками в виде ребер и построены трехмерные модели применяющейся несущей конструкции (рамка 1) и новой несущей конструкции (рамка 2) (см. рисунок).



Трехмерная модель рамки 2

На основе трехмерных моделей были посчитаны занимаемый объем и масса при выполнении из сплава алюминия АМГ6 плотностью  $2\,700\text{ кг/м}^3$  (см. табл. 1).

Анализ табл. 1 показал, что рамка 2 позволяет получить выигрыш по массе на 147,61 грамма, или на 41,9 %. Однако снижение количества металла в рамке 2 мо-

жет привести к снижению механической устойчивости рамки. Проверим характеристики рамки 1 и рамки 2 на деформацию и возникающие напряжения при линейном ускорении в 30 g по осям  $OX$ ,  $OY$ ,  $OZ$  в оба направления. Также проведем анализ на собственные резонансные частоты.

Таблица 1

Объем и масса рамки 1 и рамки 2

Характеристика	Рамка 1	Рамка 2
Объем, мм <sup>3</sup>	130 478,03	75 806,42
Масса, г	352,29	204,68

Для проведения механического анализа рамок построена расчетная модель, имитирующая упрощенный вид электронного модуля. Эквивалентная модель для рамки 1 имеет две печатные платы толщиной 1 мм и электрорадиоэлементы массой 120 г. Эквивалентная модель для рамки 2 имеет одну печатную плату толщиной 2 мм и электро-радио элементы массой 120 г.

Далее на основе эквивалентных моделей построены конечно-элементные модели рамок, установлены граничные условия в виде линейного ускорения по осям  $OX$ ,  $OY$ ,  $OZ$  в двух направлениях, равного 30 g, или  $294\text{ м/с}^2$  жесткой фиксации в местах крепления и ограниченного перемещения нижней поверхности по оси  $OZ$ .

Далее проведены расчеты деформации и возникающей напряженности. Для космической аппаратуры не менее важным параметром является собственная резонансная частота. Этот параметр должен быть не менее 150 Гц, а также иметь небольшой запас. Проведен анализ на собственные резонансные частоты.

В ходе анализа результатов моделирования на основе анализа деформации была выявлена возможность повысить ее механические характеристики за счет добавления четырех точек крепления и переноса одной в откорректированное положение.

С учетом принятых решений была доработана трехмерная модель рамки (рамка 3), для которой также были построены эквивалентная и конечно-элементная модели.

Полученные значения деформации и напряженности для рамок 1, 2 и 3 приведем в виде табл. 2.

Полученные результаты показывают, что с увеличением массы на 7 г механические характеристики, рамки 2 значительно улучшились.

Таблица 2

Итоговые значения анализа несущих конструкций при ускорении в 30g

Массовые характеристики						
Объект измерения	Масса, г		Объем, мм <sup>3</sup>			
Рамка 1	352,29		130 478,03			
Рамка 2	204,68		75 806,42			
Рамка 3	211,91		78 485,60			
Анализ при линейном ускорении в 30 g						
Вид искажения	$OX$	$OY$	$OZ$	$-OX$	$-OY$	$-OZ$
Деформация рамки 1 (мкм)	40,29	4,065	4,058	48,49	4,062	4,059
Деформация рамки 2 (мкм)	49,74	6,409	5,696	41,90	6,419	5,511

Деформация рамки 3 (мкм)	25,42	2,465	2,371	21,02	2,441	2,379
Упр. деформация рамки 1 (мкм/мкм)	255,4	56,90	53,75	270,2	54,35	56,60
Упр. деформация рамки 2 (мкм/мкм)	247,6	102,6	84,19	235,4	112,4	93,33
Упр. деформация рамки 3 (мкм/мкм)	169,2	76,37	49,83	150,2	76,01	71,92
Напряженность рамки 1 (МПа)	14,80	2,836	2,848	15,80	3,065	3,046
Напряженность рамки 2 (МПа)	14,00	5,931	5,910	13,29	5,980	6,053
Напряженность рамки 3 (МПа)	10,17	2,794	2,765	9,790	2,926	3,191
Анализ на резонансную частоту						
Объект измерения	Мод. 1	Мод. 2	Мод. 3	Мод. 4	Мод. 5	Мод. 6
Рамка 1 (Гц)	496,2	731,1	1 234	1 352	1 557	1 890
Рамка 2 (Гц)	537,8	573,6	710,0	715,5	943,7	1 072
Рамка 3 (Гц)	745,2	795,5	855,6	868,5	1 225	1 344

Таким образом, на основе полученных результатов следует, что использование доработанной рамки 2 с ребрами вместо рамки с основанием позволяет:

- выиграть по массе на 39,8 %;
- снизить значение максимальной деформации по оси ОХ в среднем на 37 %;
- снизить максимальную напряженность по оси ОХ в среднем на 35 %;

- получить дополнительный запас по резонансной частоте первой моды на 249 ГГц;
- использовать печатные платы с двусторонним монтажом элементов;
- применять компоненты, монтируемые в отверстия.

© Карaban В. М., Зырин И. Д., 2013

УДК 531.7

## АВТОНОМНЫЙ КОМПЛЕКС КОНТРОЛЯ И УПРАВЛЕНИЯ ПОВЕДЕНИЕМ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБЪЕКТА НА ПРИМЕРЕ АНТЕННОЙ СИСТЕМЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Ю. В. Коловский

Филиал Сибирского государственного аэрокосмического университета имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 662971, г. Железногорск Красноярского края, ул. Советская, 27. E-mail: kolovskiy@gmail.com

*Качество процессов изготовления и эксплуатации сложных технических объектов наряду с новыми, наукоемкими технологиями определяет информационное обеспечение, включающее широкий спектр методов и средств мониторинга, измерения, испытания, экспертизы, диагностирования, прогнозирования, принятия решений, управления и т. д. Возникающие потребности информационного обеспечения новых технологий и жизненного цикла технических систем часто не могут быть реализованы в необходимом и достаточном объеме из-за их громоздкости, сложности, высокой стоимости и ограниченности ресурсов. При массовом производстве изделий проблема находит своё разрешение, а для уникальных, единичных объектов, как правило, становится основным препятствием в обеспечении надлежащего качества изготовления и эффективного использования.*

*В работе под уникальными объектами понимаются крупногабаритные объекты энергетической (гидросооружения), строительной (мосты), авиационно-космической, транспортной и ряда других отраслей. Во многих случаях решение может быть получено по результатам мягкого интегрального контроля «поведения» подобных объектов либо их важнейших составных частей, опирающегося на мониторинг формы, текстуры поверхности и других функционально значимых свойства.*

*Ключевые слова: бионика, квалитетрия, мягкий контроль, нанофотоника, наноэлектроника, нейрокибернетика, обработка изображений, распознавание образов.*

## INDEPENDENT COMPLEX OF BEHAVIOUR CONTROL OF TECHNICAL OBJECT ON THE EXAMPLE OF ANTENNA SYSTEM OF THE SPACE VEHICLE

Y. V. Kolovskiy

Branch of Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
27, Soviet str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662971, Russia. E-mail: kolovskiy@gmail.com

*Quality of processes to manufacture and operate complex technical objects, along with new high technologies defines information supply including a wide spectrum of methods and means of monitoring, measurement, test, examina-*

*tion, diagnosing, forecasting, decision-making, management etc. Arising requirements of the information supply based on new technologies and life cycle of technical systems cannot be realised in necessary and sufficient volume due to their bulkiness, complexity, high cost and resource limitation. At mass production the problem finds its solution, but for unique, individual objects, as a rule it becomes the basic obstacle to support appropriate quality of manufacturing and effective utilisation.*

*The unique objects are understood as large-size objects of energetic (hydroconstructions, ...), construction (bridges...), aerospace, transport, and some other branches. In many cases the solution can be obtained due to results of the soft integrated control of similar object "behaviour", or their major components, based on their form monitoring, a surface structure and other functionally significant properties.*

*Keywords: bionics, quality measurement, soft control, nanophotonics, nanoelectronics, neurocybernetics, processing of images, pattern recognition.*

Ведется разработка автономного комплекса контроля и управления поведением технического объекта на базе созданной системы контроля изменения формы (СКИФ) [1–3]. Обеспечение автономного функционирования СКИФ как в условиях космического пространства, так и в любой иной малодоступной (или) недоступной для человека среде (сложные производственные и природные условия, подземные и подводные объекты), с метрологическими характеристиками на уровне мировых аналогов и выше. Сфера применения разработки – уникальные объекты произвольной природы, здания и сооружения, предприятия машиностроения, строительные организации, ЖКХ и др. Востребованность предлагаемой разработки подтверждается ранее полученными заказами, связанными с разработкой и применением адаптивных фотограмметрических систем и технологий мониторинга свойств технологических поверхностей с использованием новых компонентов микросистемной техники: проекты для ОАО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М. Ф. Решетнева; ОАО НПП «Радиосвязь»; ФГУП ГХК; ОАО РЖД, других производственных предприятий региона.

Разработка мультисенсорных систем, воспринимающих различные физические поля, и в первую очередь на основе фото и (или) видеоаппаратуры, в сочетании с системами искусственного интеллекта, позволяющими контролировать пространственно-временные спектры свойств технических объектов (контроль и управление поведением). Разработка специальной элементной базы, реализующей принципы параллельной обработки различных физических полей (в первую очередь электромагнитных, оптического диапазона) для промышленного образца автономного комплекса. Исследование новых методов распознавания образов и их аппаратная реализация в виде параллельных полевых структур. Моделирование дифракционных и трансформационных нанофотонных элементов и устройств для параллельной фильтрации и преобразования пространственно-временных спектров оптических полей, содержащих информацию о свойствах технических объектов. Создание опытного образца оснастки для калибровки автономного комплекса контроля и управления поведением технического объекта. Автономный комплекс должен обеспечивать измерение следующих параметров: положение поверхностей; линейные и угловые перемещения и деформации поверхностей объекта; линейные и угловые скорости перемещений. Область применения на-

учно-технической продукции: уникальные объекты произвольной природы, здания и сооружения, предприятия машиностроения, строительные организации, ЖКХ и др.

Информационное обеспечение (ИО) раскрывает источники возникновения и возможные пути преодоления различных проблем. ИО определяется качеством методов и средств контроля. Часто контроля нет вообще, а имеющийся не удовлетворяет потребителя. Рост парка средств контроля ведёт к росту объёмов информации, требует увеличения «человеческого ресурса» для анализа и обобщения. Повышение качества ИО обеспечивают «искусственные органы чувств» в сочетании с системами искусственного интеллекта (ИИ). Наиболее информативным свойством, характеризующим состояние объектов, является их форма [4]. Автономные системы ИИ, воспринимающие пространственно-временные спектры физических полей, обеспечивают контроль и управление поведением сложных технических объектов, повышая их надёжность и эффективность. В этой связи разработка автономного комплекса контроля и управления поведением технического объекта на примере антенной системы космического аппарата в состоянии обеспечить конкурентные преимущества создаваемых технических объектов.

Выполняется: моделирование структур на дифракционном и трансформационном нанофотонном базисе для систем контроля и управления автономного комплекса; разработка специализированного ПО для получения топологий специальных нанофотонных структур, осуществляющих формирование, преобразование и фильтрацию пространственно-временных спектров многомерных оптических сигналов (образов); разработка и исследование нейронинформационных методов распознавания образов; их аппаратная и программная реализация в виде полевого процессора [5]; в результате будет обеспечена локализация маркеров на изображениях объектов контроля с погрешностью не выше 0,02 пикс; разработка и создание опытных образцов оснастки и специального тестового объекта для калибровки, аттестации и самоаттестации автономного комплекса, контроля и управления поведением крупногабаритной трансформируемой антенной системы космического аппарата.

Преимущества разработки перед аналогами: низкая стоимость создаваемого аппаратного обеспечения, разработка недорогих импортозамещающих техноло-

гий изготовления миниатюрных опико-электронных мультисенсорных устройств.

троники : сб. науч. тр. Красноярск : ИПК СФУ, 2013. С. 415–420.

### Библиографические ссылки

1. Коловский Ю. В., Сухарев Е. Н. Метод определения натяжения сетеполотна антенн на основе распознавания образов // Вестник СибГАУ. 2006. Вып. 1(8). С. 96–101.
2. Коловский Ю. В., Левицкий А. А., Маринушкин П. С. Компьютерное моделирование компонентов МЭМС // Проблемы разработки перспективных микро- и нанoeлектронных систем – 2008 : сб. науч. трудов Всерос. науч.-техн. конф. / под общ. ред. акад. А. Л. Стемповского. М. : ИППМ РАН, 2008.
3. Функциональная диагностика и управление крупногабаритными конструкциями и оболочками // ОТЧЕТ итоговый (2006–2008) по проекту РФФИ 06-08-01343-а Руководитель Ю. В. Коловский. 2009. 126 с., URL: [http://193.233.79.247/forms/2009/print\\_all.asp](http://193.233.79.247/forms/2009/print_all.asp).
4. Коловский, Ю. В. Метрология, стандартизация и технические измерения : учебн. для вузов (Гриф МОН). Красноярск : ИПК СФУ, 2010. 462 с.
5. Коловский Ю. В., Моренко П. А. Полевой ней-ропроцессор // Современные проблемы радиоэлек-

### References

1. Kolovskiy Y. V., Suharev E. N. *Metod of tension definition aerials on the basis of pattern recognition* // Vestnik SibGAU. Vyp. 1(8), 2006. pp. 96–101.
2. Kolovskiy Y. V., Levitsky A. A., Marinushkin P. S. *Computer modelling of components MEMS* // Konf. «Problems of working out perspective micro-and nanoelectronics systems – 2008» Moscow: IPPM the Russian Academy of Sciences, 2008.
3. *Functional diagnostics and management of large-sized designs and covers*//the REPORT total (2006–2008) under the Russian Federal Property Fund project 06-08-01343-a the Head. Kolovskiy Y. V., 2009. 126 p., <[http://193.233.79.247/forms/2009/print\\_all.asp](http://193.233.79.247/forms/2009/print_all.asp)>
4. Kolovskiy Y. V., *Metrologija, standardization and technical measurements*. Krasnoyarsk : SFU, 2010. 462 p.
5. Kolovskiy Y. V., Morenko P. A. *The field processor* //Modern problems of radio electronics: Krasnoyarsk : SFU, 2013, pp. 415–420.

© Коловский Ю. В., 2013

УДК 629.78:621.311

## МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ ИСТОЧНИКОВ ЭЛЕКТРОСТАТИЧЕСКИХ РАЗРЯДОВ НА БОРТУ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

*А. В. Костин*

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королева  
(национальный исследовательский университет)  
Россия, 443086, г. Самара, Московское шоссе, 34. E-mail: [Electrodynamics27@yandex.ru](mailto:Electrodynamics27@yandex.ru)

*Предлагаются математические модели источников электростатических разрядов. Модели необходимы для теоретической оценки устойчивости бортовой аппаратуры (БА) космических аппаратов (КА) к факторам электростатического разряда.*

*Ключевые слова: математическая модель, электростатический разряд, бортовая аппаратура, космический аппарат.*

## MATHEMATICAL MODELS OF SOURCES OF ELECTROSTATIC DISCHARGES ONBOARD OF THE SPACECRAFT

*A. V. Kostin*

Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolev  
(National Research University)

34, Moskovskoye shosse, Samara, 443086, Russia. E-mail: [Electrodynamics27@yandex.ru](mailto:Electrodynamics27@yandex.ru)

*The mathematical models of sources of electrostatic discharges are proposed. Theoretical models need to evaluate stability of spacecraft onboard equipment to the electrostatic discharge factors.*

*Keywords: mathematical model, electrostatic discharge, airborne equipment, spacecraft.*

В последнее время наблюдается бурное развитие электроники. Увеличиваются надёжность, срок службы, расширяются функциональные возможности ра-

диоэлектронной аппаратуры – все это на фоне уменьшения габаритов и массы. Указанные общие тенденции не обходят стороной и бортовую аппаратуру кос-

мических аппаратов. К сожалению, такая аппаратура не всегда стойка к импульсным электромагнитным помехам, таким как электростатический разряд (ЭСР). Они возникают из-за электризации различных элементов конструкции КА [1]. Таким образом, просто необходимо, чтобы аппаратура КА была устойчива к факторам ЭСР. Но в современном космическом приборостроении и этого недостаточно. БА КА должна быть оптимальной, так как излишние меры по защите могут привести к увеличению её габаритов и массы, что неприемлемо [2].

В настоящее время для определения необходимости и достаточности принятых мер по защите БА КА от факторов ЭСР на этапе ее проектирования применяется теоретическая оценка. Адекватность результатов оценки сильно зависит от точности математического описания источника ЭСР и расположения источника относительно БА.

Возможно несколько вариантов воздействия ЭСР на БА КА:

- разряд непосредственно в корпус БА;
- разряд непосредственно в кабельную сеть и передача помехи на вход БА;
- разряд между близлежащими элементами конструкции КА.

При оценке воздействия электромагнитного поля (ЭМП), вызванного ЭСР, последнее представляется в виде элементарного электрического излучателя.

Амплитуды составляющих поля вибратора прямо пропорциональны его длине (длине дуги) [3]. Место возникновения ЭСР трудно прогнозировать, а следовательно, трудно определить длину дуги. Тогда необходимо рассматривать худший вариант. Худший вариант будет при максимальной длине дуги. Из физики разряда известно, что существует максимальное расстояние между двумя точками, при котором возможен разряд при определённом напряжении между ними. Для газовой среды эту величину можно определить по закону Пашена [4]. Отсеки современных КА чаще всего делаются негерметичными. В процессе орбитального полёта в таких отсеках будет вакуум. В вакууме закон Пашена не действует, но аналогичные кривые имеются и для вакуума [5].

Что касается места возникновения разряда, то ситуация здесь аналогична. Корпуса БА, как правило, изготавливаются из электропроводящего материала и представляют собой электромагнитные экраны. В этих экранах есть неоднородности в виде отверстий и щелей. Худший вариант будет при разряде вблизи неоднородностей.

При математическом описании источника ЭСР необходимо помнить, что на борту КА некоторые элементы конструкции могут выступать как рефлекторы и формировать диаграмму направленности. В таком случае поля в направлении БА могут усиливаться в несколько раз.

Разряд между близлежащими элементами конструкции КА может сопровождаться растеканием токов по конструкции КА. Если даже токи не затекают на корпус БА, они создают электромагнитное поле. Это поле воздействует на БА, вызывая также сбой. Для определения поля этих токов в первую очередь необ-

ходимо определить сами токи. Для этого необходимо разбить поверхность элемента конструкции на прямоугольники. Каждый прямоугольник нужно представить в виде эквивалентной схемы (эквивалентного комплексного электрического сопротивления). Эквивалентные комплексные сопротивления соединяются между собой, образуя эквивалентную схему поверхности. Последняя рассчитывается методом теории цепей. Результатом расчёта являются искомые токи. Далее прямоугольники с найденными токами представляются в виде элементов Гюйгенса. Результирующее поле будет являться суперпозицией полей от каждого элемента Гюйгенса. Понятно, что точность такого расчёта напрямую зависит от размеров прямоугольников, на которые разбивается поверхность. Однако если уменьшать прямоугольники, то их количество возрастёт, а при большом количестве последних затрудняется расчёт. По этой причине необходимо находить некоторый компромисс.

Ситуация несколько проще (в части описания источника) с разрядом непосредственно в корпус БА и кабельную сеть. В этом случае ЭСР целесообразно рассматривать как источник тока, подключенный к корпусу БА (при разряде в корпус) или к линии кабеля (при разряде в кабельную сеть). В первом случае по корпусу БА КА будут течь токи, которые будут проникать внутрь сквозь стенки корпуса и неоднородности. Проникшие внутрь токи вызовут ЭМП, которое будет действовать на функциональные узлы БА. Во втором случае помеха придёт по кабелю на вход БА.

Характеристики импульсов ЭСР описаны в литературе, например, они приведены в [6].

#### Библиографический ссылки

1. NASA-HDBK-4002A. Mitigating in-space charging effects. Guideline. National Aeronautics and Space Administration, 2011. 181 p.
2. Костин А. В., Пиганов М. Н. Расчет помех в цепях бортовой аппаратуры космических аппаратов, вызванных электростатическими разрядами // Известия Самарского научного центра РАН. 2012. С. 1376–1379.
3. Фёдоров Н. Н. Основы электродинамики : учеб. пособие для вузов. М. : Высшая школа, 1980. 399 с.
4. Техника высоких напряжений : курс лекций. Томск : ТПУ, 2005.
5. Сливков И. Н. Электроизоляция и разряд в вакууме. М. : Атомиздат, 1972. 304 с.
6. Соколов А. Б. Обеспечение стойкости бортовой радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов к воздействию электростатических разрядов : дис. ... д-ра техн. наук. М. : МИЭМ, 2009.

#### References

1. NASA-HDBK-4002A. Mitigating in-space charging effects. Guideline. National Aeronautics and Space Administration, 2011. 181 p.
2. Fyodorov N. N. *Osnovy elektrodinamiki* (Fundamentals of electrodynamics). M. : Visshaya shkola, 1980. 399 p.

3. *Tekhnika vysokikh napryazheniy* (High Voltage Equipment). Classes for bachelors direction 140200 «Electric Utilities». Tomsk, TPU, 2005.

4. Slivkov I. N. *Elektroizolyatsiya i razryad v vakuume* (Electrical insulation and discharge in vacuum). Moscow, Atomizdat, 1972. 304 p.

5. Sokolov A. B. *Obespecheniye stoykosti bortovoy radioelektronnoy apparatury kosmicheskikh apparatov k vozdeystviyu elektrosticheskikh razryadov* (Ensuring the stability of onboard avionics spacecraft to electrostatic discharges). Dissertation for the degree of Doctor of Technical Sciences. Moscow, MIEM, 2009.

© Костин А. В., 2013

УДК 621.314

## ПРОЕКТИРОВАНИЕ ТРАНСФОРМАТОРА, ИНТЕГРИРОВАННОГО В МНОГОСЛОЙНУЮ ПЕЧАТНУЮ ПЛАТУ

*И. В. Лофицкий, А. А. Никитин*

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королева  
(национальный исследовательский университет)  
Россия, 443086, г. Самара, Московское шоссе, 34. E-mail: nikandrew.rus@gmail.com

*Рассматривается проектирование трансформатора, интегрированного в многослойную печатную плату. Подобран ферритовый сердечник и рассчитаны его параметры. Произведен расчет витков обмоток, выполненных в виде проводников на печатной плате. Выполнен анализ форм-фактора трансформатора.*

*Ключевые слова: плоский трансформатор, многослойная печатная плата, ферритовый сердечник.*

## DESIGN OF A TRANSFORMER INTEGRATED INTO A MULTILAYER PRINTED BOARD

*I. V. Lofitskii, A. A. Nikitin*

Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolev  
(National Research University)  
34, Moskovskoie shosse, Samara, 443086, Russia. E-mail: nikandrew.rus@gmail.com

*In the article the design of a transformer integrated into a multilayer printed board is considered. The ferrite core is selected and its parameters are calculated. The calculation of invoice rounds of the windings executed in the form of tracks on the printed circuit board was made. The analysis of a form factor of the transformer was performed.*

*Keywords: plane transformer, multilayer printed board, ferrite core.*

Печатные платы с поверхностным монтажом достигли уровня, когда трансформаторы, даже рассчитанные под поверхностный монтаж, серьезно ухудшают габариты устройства.

Эта проблема может быть решена применением трансформаторов, интегрированных в печатную плату. Данный метод актуален для устройства, в котором используется несколько точечных изделий, так как подразумевает использование многослойных печатных плат.

В данной статье рассмотрена разработка основного трансформатора для импульсного DC/DC преобразователя, рассчитанного на входные напряжение 36–76 В и ток 5 А, выходные напряжение 12 В, ток 10 А и частоту переключения 150 кГц.

В работе проведен анализ материалов ферритовых сердечников, обеспечивающих наименьшие потери на частоте 150 кГц. Выбранный материал N92, имеет  $P_V = 410 \text{ кВт/м}^3$ , также этот материал имеет самую высокую индукцию насыщения  $B_S = 440 \text{ мТл}$ , что является положительным моментом при изготовлении выходных дросселей и силовых трансформаторов.

Для трансформатора был выбран ферритовый сердечник ER 32/5/21 [1].

Конструкция трансформатора представляет собой 12-слойную печатную плату с окнами под внешний сердечник [2]. Толщина слоев меди была выбрана 35 мкм, так как она является наиболее оптимальным вариантом для производства. Разрабатываемый трансформатор с выводом от средней точки во вторичной обмотке имеет соотношение витков 5:2. Послойное размещение обмоток представлено в таблице. Во избежание перегрева и выгорания проводников было принято решение использовать бифилярную намотку, что снизит ток через обмотку в 2 раза.

Как видно по данным таблицы, основной проблемой является необходимость разместить в первичной обмотке по 3 витка на слой. Так как расстояние  $S$  (см. рисунок) ограничено сердечником и неизменно на всех слоях, то на 6 и 10 слоях витки будут иметь минимальную площадь сечения. Максимально возможная ширина витка  $L = 1,2 \text{ мм}$ .

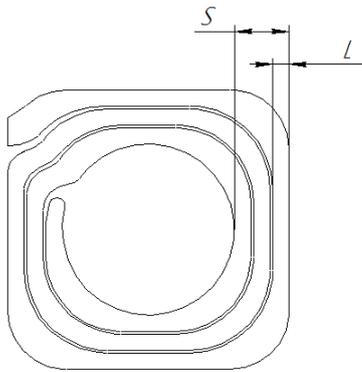
Плотность тока была получена исходя из формулы [3]:

$$\vec{j} = \frac{I}{L \cdot h},$$

где  $I$  – ток, протекающий в обмотке (А);  $L$  – ширина проводника (мм);  $h$  – толщина слоя меди (мм).

#### Послойное размещение обмоток трансформатора

Слой	Обмотка			Количество витков
	Первичная	Вторичная 1	Вторичная 2	
Слой 1		Вторичная 1		1
Слой 2				1
Слой 3			Вторичная 2	1
Слой 4				1
Слой 5	Первичная			2
Слой 6				3
Слой 7			Вторичная 2	1
Слой 8				1
Слой 9	Первичная			2
Слой 10				3
Слой 11		Вторичная 1		1
Слой 12				1



Геометрия витка

Плотность тока в таком витке составляет  $59,5 \text{ А} \cdot \text{мм}^2$ , при этом перегрев составит  $30 \text{ }^\circ\text{C}$ , что вполне приемлемо.

Также большой проблемой является то, что если через обмотку трансформатора с сердечником протекает большой ток, то магнитный материал может войти в насыщение. При насыщении сердечника его относительная магнитная проницаемость резко уменьшается и приводит к пропорциональному уменьшению индуктивности, что вызывает дальнейший ускоренный рост тока через обмотку. Насыщение приводит к неоправданно низкому КПД из-за увеличенного уровня потерь в материале сердечника и омических потерь в обмотке.

Этого можно избежать, введя зазор в сердечник. Необходимый зазор был рассчитан по формуле [4]:

$$g = \frac{1000 \cdot \mu_0 \cdot I \cdot N}{B_{\max}},$$

где  $\mu_0$  – абсолютная магнитная проницаемость вакуума,  $1,257 \cdot 10^{-3}$  (мкГн/мм);  $I$  – ток через обмотку, (А);  $N$  – количество витков в обмотке;  $B_{\max}$  – максимальная плотность потока магнитной индукции в сердечнике (мТ).

Таким образом, во избежание насыщения необходимо ввести зазор  $0,15$  мм.

Расчеты показали, что сердечник был выбран правильно, так как витки имеют оптимальную площадь сечения, уменьшение сердечника приведет к росту плотности тока и увеличению температуры.

Разработанный импульсный преобразователь напряжения с применением интегрированного в печатную плату трансформатора имеет габариты  $76,9 \times 55,1 \times 10$  мм.

Применение плоского трансформатора позволяет повысить механическую прочность преобразователя и улучшить повторяемость выходных параметров.

#### Библиографические ссылки

1. APCOS AG. Ферриты и аксессуары ER 32/5/21. Плоские сердечники [Электронный ресурс]. URL: [http://www.epcos.com/inf/80/db/fer\\_13/er\\_32\\_5\\_21.pdf](http://www.epcos.com/inf/80/db/fer_13/er_32_5_21.pdf) (дата обращения: 15.09.2013).
2. Рамеш Канканала. Конструкция импульсного мостового преобразователя напряжения на базе цифрового сигнального контроллера dsPIC [Электронный ресурс]. URL: [http://ww1.microchip.com/downloads/en/AppNotes/01335A\\_Appnote.pdf](http://ww1.microchip.com/downloads/en/AppNotes/01335A_Appnote.pdf) (дата обращения: 12.09.2013).
3. Тихомиров П. М. Расчет трансформаторов. М.: Энергия, 1976. 544 с.
4. Кузнецов А. Трансформаторы и дроссели для импульсных источников питания [Электронный ресурс]. URL: <http://members.kern.com.au/users/akouz/chokes.html> (дата обращения: 14.09.2013).

#### References

1. APCOS AG Ferrity i aksesuary ER 32/5/21. Ploskie serdechniki [Jelektronnyj resurs]. URL: [http://www.epcos.com/inf/80/db/fer\\_13/er\\_32\\_5\\_21.pdf](http://www.epcos.com/inf/80/db/fer_13/er_32_5_21.pdf) (data obrashhenija: 15.09.2013).
2. Ramesh Kankanala Konstrukcija impul'snogo mostovogo preobrazovatelja naprjazhenija, na baze cifrovogo signal'nogo kontrollera dsPIC [Jelektronnyj resurs]. URL: [http://ww1.microchip.com/downloads/en/AppNotes/01335A\\_Appnote.pdf](http://ww1.microchip.com/downloads/en/AppNotes/01335A_Appnote.pdf) (data obrashhenija: 12.09.2013).
3. Tihomirov P.M. Raschet transformatorov. / Jenergija. M., 1976. 544 s.
4. Kuznecov A. Transformatory i drosseli dlja impul'snyh istochnikov pitaniija [Jelektronnyj resurs]. URL: <http://members.kern.com.au/users/akouz/chokes.html> (data obrashhenija: 14.09.2013).

## КОМПЕНСАЦИЯ ПОГРЕШНОСТЕЙ ПЬЕЗОЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ДАТЧИКОВ УГЛОВОЙ СКОРОСТИ

П. С. Маринушкин

Сибирский федеральный университет

Россия, 660074, Красноярск, ул. Киренского, 26. E-mail: pmarinushkin@sfu-kras.ru

*Рассмотрена математическая модель дрейфа гироскопа, включающая изменения температуры пьезоэлектрического резонатора. Представленная модель может быть использована для разработки алгоритмов компенсации температурно-зависимой составляющей дрейфа вибрационных гироскопов и тем самым позволяет повысить точностные характеристики инерциальных систем управления динамическими объектами.*

*Ключевые слова:* дрейф, вибрационный гироскоп, инерциальные системы управления.

## ERROR COMPENSATION OF PIEZOELECTRIC ANGULAR VELOCITY SENSORS

P. S. Marinushkin

Siberian Federal University

26 Kirenskii str., Krasnoyarsk, 660074, Russia. E-mail: pmarinushkin@sfu-kras.ru

*The paper describes the mathematical model of the temperature-induced drift in a vibratory gyroscope. The presented model can be used to develop algorithms for compensation of temperature-induced component of the drift and, thus, allows to improve the precision characteristics of the inertial control systems of dynamic objects.*

*Keywords:* drift, vibratory gyroscope, inertial control systems.

В последние годы активно развиваются направления, связанные с разработкой и созданием малогабаритных, надежных и экономичных систем навигации и управления подвижными объектами: системы контроля пространственной ориентации скважин и скважинных объектов, системы ориентации, навигации и управления беспилотными летательными объектами, автономными подводными аппаратами и мобильными роботами, системы стабилизации с повышенной надежностью, точностью и безопасностью для автомобильного и железнодорожного транспорта. В указанных системах основными источниками первичной информации об угловых перемещениях объекта являются инерциальные чувствительные элементы (гироскопы). Развитию гироскопов уделяется исключительно большое внимание, так как их метрологические характеристики, в конечном счете определяют качество создаваемых приборов.

Для уменьшения погрешности измерения угловой скорости используется компенсация дрейфа нуля гироскопов, входящих в состав инерциальных систем управления. Компенсация может быть осуществлена двумя методами [1]. Первый метод состоит в устранении или минимизации воздействия причин, вызывающих погрешности выходного сигнала гироскопа, что может быть достигнуто специальными конструктивными (термостатирование, виброизоляция) и технологическими (повышение качества изготовления и сборки) решениями. Второй метод (алгоритмический) связан с разработкой математических моделей, описывающих характер влияния основных дестабилизирующих факторов на ошибки измерений гироскопов.

Настоящая работа посвящена апробации конечно-элементной модели температурной составляющей

дрейфа пьезоэлектрического вибрационного гироскопа [2], предназначенного для использования в составе инерциальных систем управления.

Чувствительный элемент стержневого пьезоэлектрического вибрационного гироскопа (рис. 1) представляет собой резонатор из пьезоэлектрической керамики с двумя парами электродов на его внешней поверхности и одним сплошным электродом на внутренней поверхности. Первая пара электродов служит для возбуждения поперечной волны деформации в плоскости  $XZ$ . При появлении угловой скорости вокруг оси  $Z$  возникает сила инерции Кориолиса, которая вызывает колебания резонатора в плоскости  $YZ$ . Амплитуда и фаза вторичных колебаний фиксируется с помощью второй пары электродов.

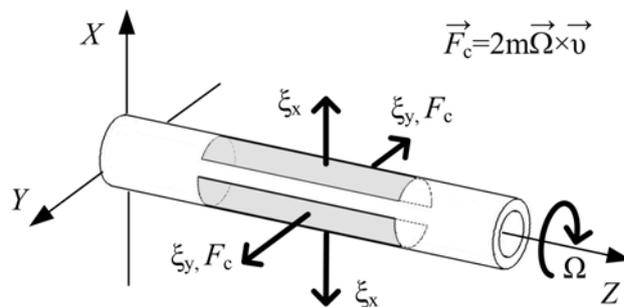
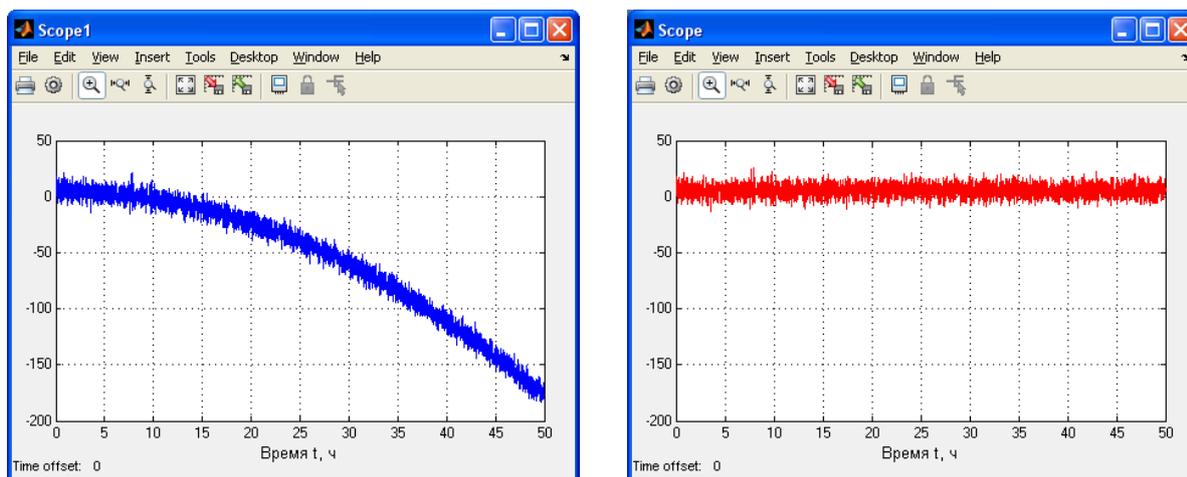


Рис. 1. Схема, поясняющая принцип действия вибрационного пьезоэлектрического гироскопа

Анализ алгоритма компенсации проводился с использованием конечно-элементной модели пьезоэлектрического вибрационного гироскопа, представленной в [2]. Независимыми факторами, учитываемыми



а

б

Рис. 2. Смещение нуля гироскопа:

а – без компенсации, б – после алгоритмической компенсации

в модели, являются температура и скорость ее изменения. Рабочим диапазоном для модели является диапазон температур от  $-25\text{ }^{\circ}\text{C}$  до  $+75\text{ }^{\circ}\text{C}$ . Погрешность выходного сигнала рассматривалась как аддитивная, компенсация которой осуществлялась вычитанием из выходного сигнала соответствующей поправки, рассчитанной на основе математической модели, что позволило на 2 порядка снизить обусловленный температурной нестабильностью дрейф гироскопа (рис. 2).

Полученные в ходе компьютерного моделирования результаты позволяют сделать обоснованные выводы относительно влияния температурных воздействий на рабочие характеристики пьезоэлектрического вибрационного гироскопа и сформулировать предложения по выбору технических решений, направленных на компенсацию соответствующих погрешностей.

#### Библиографические ссылки

1. Суханов С. В.. Алгоритмы компенсации погрешностей выходного сигнала лазерного гироскопа // Вестник Нижегородского университета им. Н. И. Лобачевского.

Сер. Математическое моделирование. Оптимальное управление. 2011. № 3(2). С. 134–140.

2. Marinushkin, P. S. Modeling of temperature-induced errors of the piezoelectric vibratory gyroscope // 2011 IEEE Third School and Seminar on Fundamental Problems of Micro/Nanosystem Technologies MNST'2011, Proceedings. Novosibirsk : NSTU, 2011. P. 19–21.

#### References

1. Suhanov S. V.. Algorithmy kompensacii pogreshnostej vyhodnogo signala lazernogo giroskopa // Vestnik Nizhegorodskogo universiteta im. N. I. Lobachevskogo. Serija Matematicheskoe modelirovanie. Optimal'noe upravlenie. 2011. № 3(2). S. 134–140.

2. Marinushkin, P. S. Modeling of temperature-induced errors of the piezoelectric vibratory gyroscope // 2011 IEEE Third School and Seminar on Fundamental Problems of Micro/Nanosystem Technologies MNST'2011, Proceedings. Novosibirsk : NSTU, 2011. P. 19–21.

© Маринушкин П. С., 2013

УДК 629.783.01:523

### РАЗРАБОТКА ПЕРСПЕКТИВНОГО ВЫСОКОНАДЕЖНОГО ОТЕЧЕСТВЕННОГО ССУ С ФУНКЦИОНИРОВАНИЕМ ПО СТАНДАРТАМ ESA

В. В. Матвеев, Ю. Г. Тугбаев

ОАО «Ижевский радиозавод»

Россия, 426034, Удмуртская Республика, г. Ижевск, ул. Базисная, 19. E-mail: rts@irz.ru

Рассмотрены аспекты создания перспективного высоконадежного отечественного ССУ на примере инженерной модели ССУ. Приведены основные технические характеристики и принципы функционирования ССУ.

Ключевые слова: бортовая аппаратура, интерфейс сопряжения, пакет телекоманд, команды управления, командно-программная информация, телеметрия, формат ESA.

## DEVELOPMENT OF A PROMISING RELIABLE DOMESTIC CCU FUNCTIONING ACCORDING TO ESA STANDARDS

V. V. Matveev, Y. G. Tugbaev

Izhevskii Radiozavod (IRZ)

19, Bazisnaia str., Izhevsk, Udmurt Republic, 426034, Russia. E-mail: rts@irz.ru

*This article considers some aspects of promising reliable domestic CCU through the example of the engineering model CCU. The article contains the main technical characteristics and principles of CCU functioning.*

*Keywords: onboard equipment, communication interface, packet of telecommands, control commands, command-program information, telemetry, ESA format.*

CCU (Communications Control Unit / Блок управления связью) предназначен для использования в составе бортовой аппаратуры служебного канала управления космического аппарата (КА) для реализации протоколов обмена командной и телеметрической информацией между наземным комплексом управления (НКУ) и системами КА с использованием протоколов стандарта ESA или их модифицированных версии.

Для выполнения целевой задачи CCU должен реализовывать следующие функции:

- прием (по нескольким входам) команд управления и командно-программной информации (КПИ) от приемников служебного канала управления (СКУ);
- декодирование пакета телекоманд в соответствии со стандартом пакетных телекоманд ESA-PSS-04-107 (ECSS-E-ST-50-04C);
- выполнение процедур преобразования информации для выдачи в модули CCU, управление работой модулей CCU, контроль состояния CCU;
- выдача команд управления на другие модули СКУ;
- передача декодированных команд управления и КПИ в БКУ;
- коммутация электропитания приборов БА СКУ и CCU;
- генерация заданных последовательностей команд по внешним командам управления;
- формирование ТМ кадра с данными о состоянии БА СКУ, CCU и полученной ТМИ от БКУ в пакетную телеметрию в соответствии со стандартом ESA-PSS-04-106 (ECSS-E-ST-50-03C);
- формирование и кодирование полного пакета ТМИ в соответствии с ESA-PSS-04-106 (ECSS-E-ST-50-03C) и выдача его в передатчик СКУ в виде модулированного сигнала.

Учитывая большое количество создаваемых КА с системой обмена информацией с НКУ по стандартам ESA (ESA PSS-04-106, ESA PSS-04-107) и практически полное отсутствие отечественных CCU с функциональными возможностями, соответствующими стандартам ESA, тема создания современного отечественного CCU со сроком активного существования более 10 лет является актуальной.

Смысл стандартов ESA по передаче данных – дать гарантию о совместимости подсистемы СКУ КА с соответствующим НКУ и оборудованием БКУ КА. С этой целью стандарты устанавливают общую структуру представления данных для потоков телекоманд и

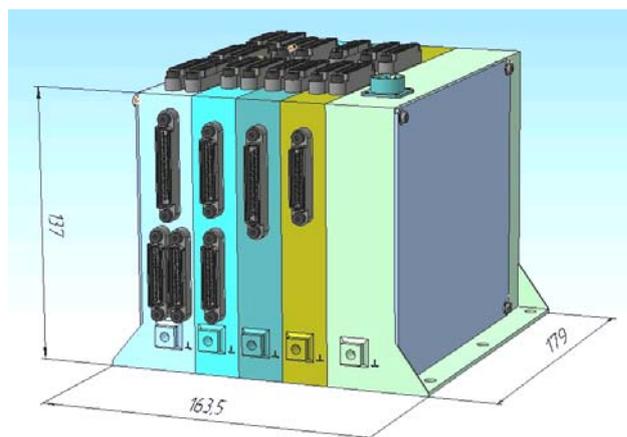
телеметрии КА, описывают порядок обработки этих данных, определяют механизмы взаимодействия между бортовой аппаратурой КА и НКУ.

При этом стандарт жестко не регламентирует объем, структуру и способы обработки самой телекомандной и телеметрической информации, что позволяет использовать данные стандарты для создания БА СКУ КА различного назначения и с различной бортовой аппаратурой в связке с НКУ на базе стандарта ESA. Аппаратура CCU, функционирующая по стандартам ESA, позволяет обеспечить сопряжение НКУ с аппаратурой БКУ различных систем.

CCU построен по модульному принципу с использованием современной спецстойкой элементной базы и конструктивно представляет собой смонтированный в едином негерметичном корпусе дублированный комплект аппаратуры.

В 2011–2012 гг. проводились работы по разработке и проведению испытаний инженерной модели CCU с обменом и обработкой информации в соответствии со стандартами ESA PSS.

Основные тактико-технические характеристики CCU приведены в таблице, 3D-изображение с габаритными размерами варианта CCU представлено на рисунке.



3D изображение CCU

Функции декодирования пакета телекоманд, формирования и кодировки полного пакета ТМИ в соответствии со стандартами ESA PSS-04-107 и ESA PSS-04-106 полностью реализованы в ПЛИС начиная с уровня представления данных в виде битового потока TTL-уровня.

Характеристика	Значение	Примечание
Напряжение питания, В	От 23 до 32	
Потребляемая мощность, Вт, не более	8,0	
Интерфейсы: – с ППУ; – с аппаратурой БКУ	Дублированные, резервированные RS-422 RS-232 (импульсный) МКО, SpaceWire (опции)	Могут быть изменены по требованию заказчика
Формат принимаемой телекомандной информации	ESA-PSS-04-107 (ECSS-E-ST-50-04C)	
Количество декодируемых команд РК (для БКУ)	256	
Количество исполняемых импульсных РК	30	Конкретное количество (до 256) определяется заказчиком
Скорость приема командной информации от приёмного устройства	1,0 кбит/с	Может быть изменена для конкретного заказа
Формат формируемой пакетной телеметрии	ESA-PSS-04-106 (ECSS-E-ST-50-03C)	
Кодирование телеметрического кадра	свёрточное (K = 7, R = 1/2)	
Скорость передачи телеметрической информации	8, 32 Кбит/с	Может быть изменена для конкретного заказа
Габаритные размеры инженерной модели (Д, Ш, В)	163×179×137	
Срок активного существования, лет	15	Расчетный
Вероятность безотказной работы за САС	0,99	
Масса, кг	5	

Учитывая возможности по изменению структур данных, заложенные в стандартах ESA, использование ПЛИС дает широкие возможности по модификации прибора в части форматов ТМ/ТК, конфигурации системы, форматов обмена с аппаратурой платформы без переработки плат, с изменением только ПМО ПЛИС. Это может существенно сократить сроки доработки проекта (особенно на поздних стадиях разработки и изготовления) или модификации аппаратуры для других проектов.

Полученные в ходе испытаний результаты подтверждают, что ССУ соответствует основным требованиям:

- по реализации алгоритмов декодирования пакета телекоманд формата ESA;
- реализации алгоритмов кодирования и модуляции пакета телеметрии в формате ESA;
- реализации физических интерфейсов сопряжения с внешними устройствами;
- реализации функциональных интерфейсов сопряжения с внешними устройствами;
- энергетическим характеристикам.

Вероятность безотказной работы и САС подтверждены предварительным расчетом надежности и предварительным радиационным анализом. Полученные в результате расчетов результаты справедливы только при применении элементной базы уровня качества (не ниже MIL-STD-883 с применением ЭРИ класса Space) и при радиационной стойкости не ме-

нее 100 кРад (с учетом коэффициента запаса по накопленной дозе 1,5) и расположении изделия в приборном отсеке КА.

В настоящее время ведется проектирование модулей ССУ для ряда КА.

Уточнение и изменение функциональных, технических и конструктивных характеристик ССУ целесообразно производить при проведении работ по проектированию ССУ под конкретный заказ.

По результатам проведенных работ, с учетом актуальности рассмотренной темы и опыта ОАО «ИРЗ» по созданию бортовой аппаратуры предложенный вариант построения ССУ может быть успешно реализован в одном из проектов по созданию КА с информационным обменом по стандартам ESA.

## References

1. ESA PSS-04-106 Issue 1 January 1988 Packet Telemetry Standard
2. ESA PSS-04-107 Issue 2 April 1992 Packet telecommand standard
3. ECSS-E-ST-50-04C Space data links – Telecommand protocols synchronization and channel coding
4. ECSS-E-ST-50-03C Space data links – Telemetry transfer frame protocol

© Матвеев В. В., Тугбаев Ю. Г., 2013

## РАЗРАБОТКА ОПТИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ЗВЕЗДНОГО ДАТЧИКА ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

М. М. Молдабеков<sup>1</sup>, С. А. Елубаев<sup>2</sup>, К. А. Алипчаев<sup>2</sup>, Т. М. Бопеев<sup>2</sup>, А. С. Сухенко<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Национальное космическое агентство Республики Казахстан  
Республика Казахстан, 010000, г. Астана, Левобережье, ул. Орынбор, 8

<sup>2</sup>ДТОО «Институт космической техники и технологий»  
АО «Национальный центр космических исследований и технологий»  
Республика Казахстан, г. Алматы. E-mail: anna.sukhenko@mail.ru

*Рассмотрены основные этапы разработки оптической системы первого казахстанского звездного датчика.*

*Ключевые слова: космический аппарат, звездный датчик, оптическая система.*

## DEVELOPMENT OF AN OPTICAL SYSTEM OF A STAR TRACKER FOR SATELLITES

М. М. Moldabekov<sup>1</sup>, S. A. Elubaev<sup>2</sup>, K. A. Alipbaev<sup>2</sup>, T. M. Bopееv<sup>2</sup>, A. S. Sukhenko<sup>2</sup>

<sup>1</sup>National space agency of the Republic of Kazakhstan

8, Orynbor str., Left bank, Astana, 010000, Republic of Kazakhstan,

<sup>2</sup>SLP «Institute of space technics and technologies» CA «National center of space research and technologies», Republic of Kazakhstan, Almaty. E-mail: anna.sukhenko@mail.ru

*The basic development stages of an optical system of the first kazakhstani star tracker are considered in this paper.*

*Keywords: satellite, star tracker, optical system.*

Как известно, в Казахстане в ближайшее время будут запущены космические аппараты ДЗЗ, разработанные совместно с Францией и Великобританией. В будущем планируется разрабатывать космические аппараты ДЗЗ своими силами. В связи с этим является актуальным вопрос о разработке их отечественных комплектующих и компонентов. Одним из таких компонентов является звездный датчик. На текущий момент в Казахстане силами отечественных специалистов уже проведены работы по созданию экспериментального образца оптической системы звездного датчика.

На начальном этапе определены общие требования к оптической системе: поле зрения – 20 градусов, диаметр входного зрачка – 25 мм, диаметр пятна рассеяния – 85 % энергии в 39 мкм [1]. Далее на этапе предварительного проектирования с учетом полученных требований был произведен выбор варианта экспериментального образца оптической системы звездного датчика.

При этом рассматривалось три варианта оптической системы: пятилинзовая, шестиллинзовая и семилинзовая. В результате расчетов и проектирования выбор был определен в пользу шестиллинзовой оптической системы, так как она позволяет компенсировать большинство аберраций, а значения основных качественных параметров оптической системы не уступают значениям данных параметров, полученных для семилинзовой оптической системы. На этапе детального проектирования разработана схема оптической системы, состоящей из выпукло-вогнутых, двояковыпуклых и вогнуто-выпуклых линз. Также разработаны чертежи конструкции объектива звездного датчика, состоящего из корпуса, линз, резьбовых и промежуточных колец.

На основе результатов предварительного и детального проектирования изготовлен экспериментальный образец оптической системы звездного датчика. Технология изготовления экспериментального образца оптической системы звездного датчика состоит из следующих основных этапов: подготовительные работы, изготовление оптических деталей звездного датчика (линзы), изготовление механических деталей (корпус, различные резьбовые и промежуточные кольца), сборка оптической системы звездного датчика.

На этапе подготовительных работ проведено приобретение материалов, подготовка требуемого оборудования, изготовлены инструменты и вспомогательное оборудование, изготовлены пробные стекла.

Для изготовления линз оптической системы звездного датчика использованы различные марки оптического стекла. Процесс изготовления линз оптической системы состоит из стадий распиливания и вырезания, обдирки, грубого и тонкого шлифования, полирования и покрытия исполнительных поверхностей оптических деталей [2]. При этом на каждом этапе технологического процесса разработки оптических деталей производится их контроль. В частности, на этапе грубого и тонкого шлифования производится контроль радиуса кривизны, косины и толщины исполнительных поверхностей линз. На этапе полирования исполнительных поверхностей производится контроль исполнительных поверхностей линз с помощью пробных стекол. В результате изготовлено три комплекта линз, один из которых приведен на рис. 1 [3].

Комплект механических деталей оптической части звездного датчика состоит из корпуса объектива, промежуточных и резьбовых колец, служащих для разделения и закрепления линз оптической системы.

Для повышения адгезии лакокрасочных покрытий и защиты от коррозии производится покрытие механических деталей (рис. 2).

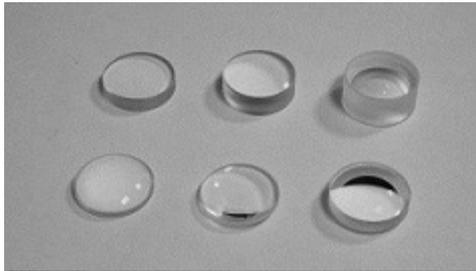


Рис. 1. Линзы экспериментального образца оптической системы звездного датчика



Рис. 2. Механические детали экспериментального образца оптической системы звездного датчика



Рис. 3. Экспериментальный образец оптической системы звездного датчика

После изготовления оптических и механических деталей оптической системы звездного датчика произведена ее сборка, которая заключается в установке оптических и механических деталей в корпусе объектива звездного датчика в порядке, установленном на стадии предварительного проектирования. Результат сборки экспериментального образца оптической системы звездного датчика приведен на рис. 3.

Полученная оптическая система будет в дальнейшем использована для разработки оптической головки экспериментального образца звездного датчика. Разработанный в результате экспериментальный образец звездного датчика будет первым этапом к созданию его опытного образца, который может быть использован на казахстанских космических аппаратах ДЗЗ.

### Библиографические ссылки

1. Разработать математическое обеспечение и имитационную модель звездного датчика для космических аппаратов: отчет о НИР (промежуточ.) / Институт космической техники и технологий; рук. Молдабеков М. М., исполн. Елубаев С. А. [и др.]. Алматы, 2012. 121 с. № ГР 0112РК00340. Инв. № 0212РК00953.

2. Зубаков В. Г., Семибратов М. Н., Штандель С. К. Технология оптических деталей : учебник для вузов / под ред. М. Н. Семибратова. 2-е изд., перераб. и доп. М. : Машиностроение, 1985. 367 с.

### References

1. Razrabotat matematicheskoe obespechenie i imitacionnyuyu model zvezdnogo datchika dlya kosmicheskikh apparatov: otchet o NIR (promejutochn.) / Institut kosmicheskoi tehiki i tehnologii; ruk. Moldabekov M. M., ispoln. Elubaev S.A. [i dr.] – Almaty, 2012. 121 s. №GR 0112RK00340. Inv. № 0212RK00953.

2. Zubakov V. G., Semibratov M.N., Shtandel S. K. Technologia opticheskikh detalei: Uchebnik dlya vuzov / pos red. M. N. Semibratova. 2-e izd., pererab. i dop. M. : Mashinostroenie, 1985. 367 s.

© Молдабеков М. М., Елубаев С. А., Алипбаев К. А., Бопеев Т. М., Сухенко А. С., 2013

УДК 629.78.051.017.1

## КАЧЕСТВО ЭЛЕКТРОННОЙ КОМПОНЕНТНОЙ БАЗЫ – ЗАЛОГ ДЛИТЕЛЬНОЙ РАБОТОСПОСОБНОСТИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

*В. И. Орлов, В. В. Федосов*

ОАО «Испытательный технический центр – НПО ПМ»  
Россия, 662970, Красноярский край, г. Железногорск, ул. Молодежная, 20  
E-mail: itcnorm@atomlink.ru

*Рассмотрены вопросы обеспечения качества электронной компонентной базы, применяемой в космических аппаратах.*

*Ключевые слова:* электронная компонентная база, космический аппарат, дополнительные отбраковочные испытания, электротермотренировка.

## QUALITY OF ELECTRONIC COMPONENTS – SPACECRAFT LONG-TERM PERFORMANCE

V. I. Orlov, V. V. Fedosov

JSC «Testing technical centre-NPO PM»

20, Molodezhnaya str., Zheleznogorsk, Kuasnoyarskie krai, Russia. E-mail: itcnpopm@atomlink.ru

*The issues of quality assurance of electronic components used in spacecrafts are overviewed.*

*Keywords:* reliability, certification, Burn-in.

Космос является агрессивной средой, которая обладает различными деструктивными характеристиками, числе которых глубокий вакуум, большой перепад температур, потоки заряженных частиц и т. д.

Бортовая аппаратура в космическом пространстве не подлежит ремонту, именно поэтому она называется неремонтопригодной, и, соответственно, надежность такой аппаратуры должна быть максимальной. Требуемый уровень надежности обеспечивается за счет различных факторов, одним из основных является использование высоконадежной электронной компонентной базы (ЭКБ).

В России отсутствуют специализированные производства ЭКБ для космической отрасли требования к качеству которых чрезвычайно высоки. Основное требование заключается в необходимости обеспечения их непрерывной работоспособности в течение 10–15 лет.

Одним из наиболее эффективных методов предотвращения отказов аппаратуры являются дополнительные отбраковочные испытания (ДОИ) и разрушающий физический анализ (РФА) ЭКБ [1; 2]. По сути, индивидуальная отбраковка ЭКБ включает проведение следующих испытаний:

- электротермотренировка или термотренировка с последующей оценкой дрейфа электрических параметров;
- контроль наличия посторонних частиц в подкорпусном пространстве;
- диагностические испытания (контроль ВАХ, побитовых токов, m-характеристики, токов потребления по шине питания в момент переключения и многие другие).

Поставляемые партии ЭКБ могут быть неоднородными, собранными из нескольких производственных партий пластин (для ИС категории качества «ОС» – одна партия пластин, для «ВП» – до 4-х [3], для ИС класса «V (S)» – одна партия пластин, для, «Q (B)» – до 4-х [4]). Поэтому результаты испытаний на выборке ЭКБ категорий качества «ВП», «Q (B)» распространять на всю поставленную партию компонентов необходимо осторожно, как минимум с убеждением в том, что партия изготовлена из одной партии пластин или что разброс параметров различных кристалльных партий невелик. Это связано с тем, что относительно незначительные изменения в производственном процессе могут радикально повлиять на характеристики чувствительности, например, к радиационному воздействию. Необходимо знать, из какого количества одно-

родных групп собрана производственная партия компонентов. Это особенно важно для импортных компонентов уровня качества «Industry», где не существует требований к однородности продукции.

Если поставленная совокупность компонентов состоит из нескольких различных групп, то, для того чтобы иметь обоснованное мнение о каждой из них, необходимо провести испытания для каждой группы предварительно выявив их. С первыми результатами исследований по выявлению таких групп можно ознакомиться в статье [5].

Опыт показал, что серийная продукция заводоизготовителей не всегда удовлетворяет предъявляемым требованиям, поэтому необходима работа с заводами-изготовителями по выпуску специальных партий ЭКБ (так называемых «спецпартий»).

Что должна представлять собой спецпартия, чтобы стать прообразом компонентов космического уровня качества? Чем она должна отличаться от обычной партии ЭКБ категории качества «ВП» или «ОС»? Для того чтобы понять это, был проведен сравнительный анализ последовательности испытаний по американским стандартам MIL для интегральных схем (ИС) и полупроводниковых приборов (ППП) категории качества «SPACE» и «MILITARY» и требований российских стандартов для категорий качества «ВП», «ОС» и «ОСД». В результате проведенного сравнительного анализа выяснилось, что ЭКБ категории качества «SPACE» и «MILITARY» имеют два отличия: оценка дрейфа параметров и контроль наличия посторонних частиц в подкорпусном пространстве (PIND).

Именно поэтому при принятии решения о поставке спецпартий в состав дополнительных испытаний обязательно входит оценка дрейфа параметров и контроль наличия посторонних частиц в подкорпусном пространстве. Эти испытания проводятся в испытательном техническом центре (ИТЦ), поскольку ни один завод-изготовитель в России не в состоянии откорректировать свой технологический процесс в соответствии с этими требованиями. В результате спецпартии являются совместным продуктом завода-изготовителя и ИТЦ.

От каждой партии ЭКБ берутся образцы, на которых проводится РФА для оценки технологических дефектов, которые обычно не выявляются на этапе ДОИ, а проявляются как временной фактор. В составе РФА такие операции, как исследование на растровом электронном микроскопе (РЭМ), контроль подкор-

пусной влаги, испытания на сдвиг кристалла и обрыв выводов, проверка паяемости и др.

После проведения необходимых (взаимосогласованных) работ на заводе-изготовителе и в ОАО «ИТЦ-НПО ПМ» получается продукт, названный нами «Спецпартия». Почему ОАО «ИТЦ-НПО ПМ»? Потому что системно данной работой в России занимается только ОАО «ИТЦ-НПО ПМ». На сегодня оформлено 26 решений о порядке изготовления и поставки спецпартий с различными заводами-изготовителями. Необходимо отметить, что идея создания спецпартий начала реализовываться с 2002 года, и с некоторыми заводами существует уже по несколько редакций решений, которые уточнялись и развивались на основе накопленного опыта.

В соответствии с действующей нормативной документацией [6] ЭКБ иностранного производства (ЭКБ ИП) необходимо сертифицировать с целью документального подтверждения соответствия требованиям потребителя (модели внешних воздействующих факторов). Изначально сертификация осуществлялась проведением сертификационных испытаний. При этом требовались сложнейшая контрольно-испытательная аппаратура и оснастка, программно-методическая документация. Подготовка и испытания длились месяцы. В результате суммарные затраты на порядки превышали стоимость самих ЭКБ ИП, значительно удлинялись сроки комплектации аппаратуры. На начальном этапе применения ЭКБ ИП в отечественной аппаратуре применялись исключительно элементы коммерческого (индустриального) класса, которые поставлялись без каких-либо документов качества.

В то же время мировые требования к надежности космической техники предполагают использование высоконадежной элементной базы, для ЭКБ ИП – это элементы категории качества «Space» (в крайнем случае, с проведением дополнительного отбора, класса «MIL»).

На сегодня доля элементов «Space», «MIL», «HIREL» в современной бортовой аппаратуре космических аппаратов значительно увеличилась и имеет тенденцию к дальнейшему росту, чему «объективно способствуют» отказы ЭКБ ИП коммерческого (индустриального) уровня качества при испытаниях и эксплуатации бортовой аппаратуры, хотя доля ЭКБ ИП индустриального класса в силу различных причин остается значительной. Применение ЭКБ ИП космического уровня качества диктует новые подходы к сертификации закупаемых ЭКБ ИП, отказываясь от сертификационных испытаний в пользу анализа результатов испытаний изготовителей ЭКБ ИП.

ЭКБ ИП для космического применения изготавливаются в соответствии с общими и детальными спецификациями соответствующих стран-производителей, в процессе изготовления подвергаются отбраковочным и квалификационным испытаниям, которые превосходят требования отечественной НД. В то же время отсутствие официальных межгосударственных актов по использованию ЭКБ ИП на территории РФ и, соответственно, механизмов идентификации их подлинности не позволяет применять без сертификации ЭКБ ИП даже, казалось бы, высших уровней качества («Space» и «MIL»).

Проведение «классической» сертификации ЭКБ ИП уровней качества «Space» и «MIL» с проведением испытаний для подтверждения требований модели ВВФ, учитывая высокую стоимость как самих ЭКБ ИП, так и сертификационных испытаний, становится неоправданно затратной.

Практика поставки ЭКБ ИП уровней качества «Space» и «MIL» официальными дистрибьюторами изготовителей ЭКБ ИП показывает, что по запросу изготовители ЭКБ ИП поставляют сопроводительную документацию, содержащую отчеты по испытаниям.

При их наличии сертификация может быть полностью или частично проведена анализом соответствия требованиям модели ВВФ.

Таким образом, рассмотрены основные аспекты обеспечения качества ЭКБ, устанавливаемой в летные образцы КА. Показано, что анализ партий ЭКБ на однородность становится актуальной задачей, особенно для ЭКБ с высоким уровнем интеграции, где флуктуации технологического процесса могут привести к ошибкам в оценке качества.

Создание спецпартий – путь к централизованной комплектации аппаратуры КА на принципе равнонадежности. ОАО «ИТЦ-НПО ПМ» готово поставлять спецпартии всем заинтересованным организациям.

Отсутствие межгосударственных актов по использованию ЭКБ ИП на территории РФ приводит к необоснованному увеличению затрат на проведение сертификационных испытаний.

#### Библиографические ссылки

1. Федосов В. В., Патраев В. Е. Повышение надежности радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов при применении электрорадиоизделий, прошедших дополнительные отбраковочные испытания в специализированных испытательных технических центрах // Авиакосмическое приборостроение. 2006. № 10. С. 50–55.
2. РД В 319.04.47-2006. Порядок и методы проведения разрушающего анализа качества партий изделий, поставляемых для высоконадежных радиоэлектронных средств вооружения. 46 с.
3. ОСТ В 11 0998–99. Микросхемы интегральные. Общие технические условия.
4. Performance specification/integrated circuits (microcircuits) manufacturing, general specification for. MIL-PRF-38535F.
5. Орлов В. И., Сергеева Н. А. О непараметрической диагностике и управлении процессом изготовления электрорадиоизделий // Вестник СибГАУ. 2013. Вып. 2(48). С. 70–75.
6. РД 134-0154–2007. Методические указания. Порядок организации и проведения сертификации изделий иностранной электронной компонентной базы. 26 с.

#### References

1. Fedosov V. V., Patraev V. E. Povyshenie nadezhnosti radiojelektronnoj apparatury kosmicheskikh apparatov pri primenenii jelektroradioizdelij, proshedshih

dopolnitel'nye otrakovochnye ispytaniya v specializirovannyh ispytatel'nyh tehnikeskikh centrakh // Aviakosmicheskoe priborostroenie. 2006. № 10. S. 50–55.

2. RD V 319.04.47–2006. Porjadok i metody provedeniya razrushajushhego analiza kachestva partij izdelij, postavljajemyh dlja vysokonadezhnyh radioelektronnyh sredstv vooruzhenija. 46 s.

3. OST V 11 0998–99. Mikroshemy integral'nye. Obshhie tehnikeskie usloviya

4. Performance specification/integrated circuits (microcircuits) manufacturing, general specification for. MIL-PRF-38535F.

5. Orlov V. I., Sergeeva N. A. O neparametricheskoj diagnostike i upravlenii processom izgotovlenija jelektroradioizdelij. // Vestnik SibGAU. 2013. Vyp. 2(48) S. 70–75.

6. RD 134-0154–2007. Metodicheskie ukazaniya. Porjadok organizacii i provedeniya sertifikacii izdelij inostrannojelektronnoj komponentnoj bazy. 26 s.

© Орлов В. И., Федосов В. В., 2013

УДК 629.78.054:621.396.018

## ПРИМЕНЕНИЕ ТЕХНОЛОГИИ SPACEWIRE В АППАРАТНО-ПРОГРАММНОМ КОМПЛЕКСЕ МОДУЛЬНО-СЕТЕВОЙ АРХИТЕКТУРЫ

*А. В. Пичкалев*

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»  
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52. E-mail: al-mail@iss-reshetnev.ru

*Рассматриваются результаты внедрения аппаратно-программного комплекса модульно-сетевой архитектуры для отработки нового интерфейса бортового комплекса управления на базе технологии SpaceWire. Ставятся задачи его дальнейшего использования.*

*Ключевые слова: бортовой комплекс управления, модульно-сетевая архитектура, интерфейс SpaceWire.*

## APPLICATION OF SPACEWIRE TECHNOLOGY IN THE HARDWARE-SOFTWARE COMPLEX OF MODULAR-NETWORK ARCHITECTURE

*A. V. Pichkalev*

JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”  
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia. E-mail: al-mail@iss-reshetnev.ru

*The results of introduction of a hardware-software complex of modular-network architecture for working off of the new interface of an onboard complex of control on the basis of technology SpaceWire are considered. Problems of its further use are put.*

*Keywords: onboard complex of control, modular-network architecture, interface SpaceWire.*

Для минимизации времени и затрат на создание принципиально нового интерфейса бортового комплекса управления (БКУ) на базе технологии SpaceWire – международного стандарта коммуникаций бортового авиационного и космического оборудования – был разработан расширяемый аппаратно-программный комплекс экспериментальной отработки приборов и БКУ с модульно-сетевой архитектурой (АПК МСА) – магистрально-модульная система в международном стандарте CompactPCI/PXI [1].

Разработка АПК МСА велась на наиболее оптимальной основе технологий National Instruments (NI) с применением модулей и приборов SpaceWire практически всех представленных в России производителей: Star-Dundee (Шотландия), ГУП Научно-производственный центр «Электронные вычислительно-информационные системы» (НПЦ «ЭЛВИС») и собственно NI.

Для разработки ПО АПК МСА использовался успешный опыт создания испытательных комплексов с

помощью системы графического программирования LabVIEW [2].

В ходе отработки функционирования интерфейса SpaceWire на базе АПК МСА производилась стыковка сетевых устройств различных производителей с проверкой тестером:

- выдачи команд;
- передачи информации;
- скорости передачи информации;
- работы с маршрутизатором интерфейса SpaceWire.

Велась отработка информационного обмена типового канала связи между двумя узлами бортовой сети, с учетом ненагруженного («холодного») резервирования комплектов БА и соответствующими перекрестными связями.

Аппаратура АПК МСА позволяет имитировать отказ активного канала информационного обмена и переключение комплектности БА, а также исследовать

информативность обмена в зависимости от длины кабеля связи двух сетевых узлов и обрабатывать дублирование информационных каналов при имитации отказа (обрыва) основного канала.

Опыт разработки нестандартных внутриприборных интерфейсов для наземного отладочного комплекса программного обеспечения встроенных процессоров бортовой аппаратуры на модулях с программируемыми логическими интегральными схемами (ПЛИС) с помощью пакета LabVIEW FPGA Module позволяет моделировать структуру вновь разрабатываемых приборов и БКУ, используя реальные проекты их ПЛИС [3].

Разрабатываемые с помощью АПК МСА принципы и методики тестирования и верификации создаваемых по технологии SpaceWire систем управления КА ориентированы на максимально полную проверку создаваемых образцов БА в процессе изготовления и проведения наземной экспериментальной отработки, в целях обнаружения недочетов проектирования, дефектов комплектующих, технологических нарушений, контроля всех требований по сбое- и отказоустойчивости на системном уровне.

Разрабатываемые принципы и методологии должны обеспечивать контроль всех возможных способов резервирования передачи информации, сбое- и отказоустойчивости созданной сетевой технологии SpaceWire, разработке специальных алгоритмов выявления сбоев и отказов системного уровня.

В АПК МСА будут разработаны методы создания тестовых программ контроля структуры и логической организации распределенных информационно-управляющих систем, обеспечивающих контроль заданных показателей сбое- и отказоустойчивости управляющих систем КА, реализуемых на основе технологии SpaceWire.

В дальнейшем предполагается использовать АПК МСА для реализации следующих задач:

1. Проведение отработки интерфейса SpaceWire:
  - 1.1. Проверка разных типов адресации сети SpaceWire.
  - 1.2. Проверка разных типов архитектуры сети SpaceWire.
  - 1.3. Моделирование отказов линий связи и проверка автоконфигурации сети SpaceWire.
  - 1.4. Испытания собственных разработок устройств с интерфейсом SpaceWire.
2. Моделирование модульно-сетевой архитектуры приборов и БКУ с интерфейсом SpaceWire:
  - 2.1. Разработка алгоритмов моделей приборов БКУ с интерфейсом SpaceWire.
  - 2.2. Разработка проектов ПЛИС моделей приборов БКУ с интерфейсом SpaceWire.
  - 2.3. Отработка функционирования моделей приборов БКУ в реальном времени.

3. Отработка модульно-сетевой архитектуры приборов и БКУ с интерфейсом SpaceWire:

- 3.1. Отработка вновь разрабатываемых магистрально-модульных приборов с интерфейсом SpaceWire.
- 3.2. Отработка разных типов протоколов интерфейса SpaceWire на моделях реальных приборов БКУ.
- 3.3. Отработка разных типов архитектуры БКУ с интерфейсом SpaceWire.
4. Отработка функционирования интерфейса SpaceWire для прототипов БКУ перспективных КА:
  - 4.1. Моделирование вновь разрабатываемых модульно-сетевых БКУ с интерфейсом SpaceWire.
  - 4.2. Моделирование испытаний типа 1.08БКУ.

### Библиографические ссылки

1. Пичкалев А. В. Создание аппаратно-программного комплекса модульно-сетевой архитектуры // Решетневские чтения : материалы XVI Международ. науч. конф. (7–9 ноября 2012 г., Красноярск) : в 2 ч. / под общ. ред. Ю. Ю. Логина ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2012. Ч. 1. С. 194–195.
2. Красненко С. С., Недорезов Д. А., Кашкин В. Б., Пичкалев А. В. Магистрально-модульная система для отработки бортовой радиоэлектронной аппаратуры // Вестник СибГАУ. 2013. № 2 (48). С. 133–136.
3. Комаров В. А., Пичкалев А. В. Применение технологий NI FPGA при испытаниях бортовой аппаратуры космических аппаратов // Интеллект и наука: материалы XI Международной научно-практической конференции (г. Железногорск, 28–29 апреля 2011 г.). Красноярск, 2011. С. 146–148.

### References

1. Pichkalev A. V. Sozdanie apparatno-programmnogo kompleksa modul'no-setevoj arhitektury / A. V. Pichkalev // Reshetnevskie chteniya : materialy XVI Mezhdunarodnoj nauchnoj konferencii (7–9 nojabrja 2012 g., Krasnojarsk): v 2 ch. / pod obsh. red. Ju. Ju. Loginova; Sibirskij gosudarstvennyj ajerokosmicheskij universitet. Krasnojarsk, 2012. Ch. 1. S. 194–195.
2. Krasnenko S. S., Nedorezov D. A., Kashkin V. B., Pichkalev A. V. Magistral'no-modul'naja sistema dlja otrabotki bortovoj radiojelektronnoj apparatury // Vestnik SibGAU. 2013. № 2 (48). S. 133–136.
3. Komarov V. A., Pichkalev A. V. Primenenie tehnologij NI FPGA pri ispytaniyah bortovoj apparatury kosmicheskikh apparatov // Intellekt i nauka: materialy XI Mezhdunarodnoj nauchno-prakticheskoy konferencii (g. Zheleznogorsk, 28–29 aprelja 2011 g.). Krasnojarsk, 2011. S. 146–148.

*Секция*

**«ИСПОЛЬЗОВАНИЕ КОСМИЧЕСКИХ СРЕДСТВ  
И ТЕХНОЛОГИЙ  
ДЛЯ МОНИТОРИНГА ОКРУЖАЮЩЕЙ  
ПРИРОДНОЙ СРЕДЫ»**



УДК 523.31-852

## ИЗМЕНЧИВОСТЬ СТРАТОСФЕРНОГО ОЗОНА В УМЕРЕННЫХ ШИРОТАХ СЕВЕРНОГО И ЮЖНОГО ПОЛУШАРИЙ (ПО ДАННЫМ СПЕКТРОМЕТРА OMI/AURA)

К. Ф. Десятков, В. Б. Кашкин, Т. В. Рублёва

Сибирский федеральный университет  
Россия, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79. E-mail: tvrubleva@ksc.krasn.ru

*Исследованы временные ряды стратосферного озона умеренных широт Северного и Южного полушарий за 2006–2012 гг., полученных спектрометром OMI (спутник AURA), с помощью метода сингулярного спектрального анализа. Согласно полученным оценкам, постепенное изменение общего содержания озона в указанный период составляет 0,5 % в год для Северного полушария и 0,53 % в год для южного полушария.*

*Ключевые слова: космический мониторинг, стратосфера, озоновый слой, тренды озона, сингулярный спектральный анализ.*

## THE VARIABILITY OF THE STRATOSPHERIC OZONE IN THE MIDDLE LATITUDES OF NORTHERN AND SOUTHERN HEMISPHERES (ACCORDING TO THE DATA OF SPECTROMETER OMI/AURA)

K. F. Desyatkov, V. B. Kashkin, T. V. Rubleva

Siberian Federal University  
79, Svobodny prosp., Krasnoyarsk, 660041, Russia. E-mail: tvrubleva@ksc.krasn.ru

*The time series of stratospheric ozone in the middle latitudes of Northern and Southern hemispheres for 2006–2012, received by a spectrometer OMI (satellite AURA), using a method of the singular spectral analysis were investigated. According to the received estimates gradual change of the total ozone in this period was 0,5 % per year for the northern hemisphere and 0,53 % per year for the Southern hemisphere.*

*Keywords: monitoring from space, stratosphere, the ozone layer, ozone trends, singular spectrum analysis.*

Экспериментальные исследования озонового слоя стали наиболее актуальными в связи с появлением аномальных образований в озоносфере и убылью общего содержания озона (ОСО). На сегодняшний день проблему озонового слоя Земли ставят в число наиболее значимых глобальных проблем, связанных с сохранением природной среды. С экологической точки зрения, наиболее важен стратосферный озон, максимум концентрации которого на разных широтах приходится на высоты 16–25 км (нижняя стратосфера). Анализ трендов ОСО, проведенный в [1], показал, что за 1978–1993 гг. в средних широтах Северного полушария озоновый слой истощался на 3,4 % за 10 лет, а в Южном – на 4,8 % за 10 лет. Уменьшение общего содержания озона в Северном полушарии в 1996–2005 гг. происходило со скоростью 2,9 % за 10 лет, а в Южном – 1,0 % за десятилетие.

В данной работе изучалась долговременная изменчивость озоносферы в умеренных широтах Северного и Южного полушарий на основе временных рядов ОСО в 2006–2012 гг. Данные были получены спектрометром OMI (Ozone Monitoring Instrument) (спутник AURA), измеряющим интенсивность уходящей солнечной радиации в двух каналах: UV ультрафиолетовом (270–380 нм) и VIS видимом (350–500 нм) с высоким пространственным разрешением ( $\Delta\lambda = 0,45$  нм в UV диапазона и в  $\Delta\lambda = 0,63$  нм в VIS области). Поле зрения прибора OMI – 114°, что соответствует полосе обзора 2 600 км. Горизонтальное разрешение при измерениях в надир составляет  $(13 \times 24)$  км<sup>2</sup>, обеспечивая

измерения интенсивности солнечного излучения вдоль и поперек движения AURA.

Полученная информация в глобальном масштабе охватывает по широте (от 89,5° ю. ш. до 89,5° с. ш.) и по долготе (179,375° в. д. – 179,375° з. д.). Ежедневные данные ОСО представлены для OMI с шагом 1° по широте и долготе в базе данных NASA [2]. В качестве области для исследования долгопериодной изменчивости озона был выбран диапазон широт (37,5–57,5°), для которого определялось среднее значение содержания озона за день. На рис. 1 приведен пример временного ряда ОСО за 2006–2012 гг. в умеренных широтах Северного и Южного полушарий. Длина ряда составила 2 557 дней. Ряд ОСО содержит линейный тренд, шум и сезонный компонент в форме синусоиды с периодом в 365 дней, амплитуда которой линейно нарастает. Во временных рядах ОСО присутствуют квазипериодические компоненты, значения которых не только коррелированы, но и связаны функционально. Корректное выделение слабо выраженного тренда (как в нашем случае) на фоне шума и периодического сигнала большой интенсивности является сложной задачей.

Обычной методикой выделения тренда ОСО является использование линейной регрессионной модели, основанной на методе наименьших квадратов (МНК) [3]. Однако применение МНК к временным рядам на рис. 1 некорректно, так как МНК предполагает, что данные, не относящиеся к тренду (обычно ошибки измерений), не коррелированы.

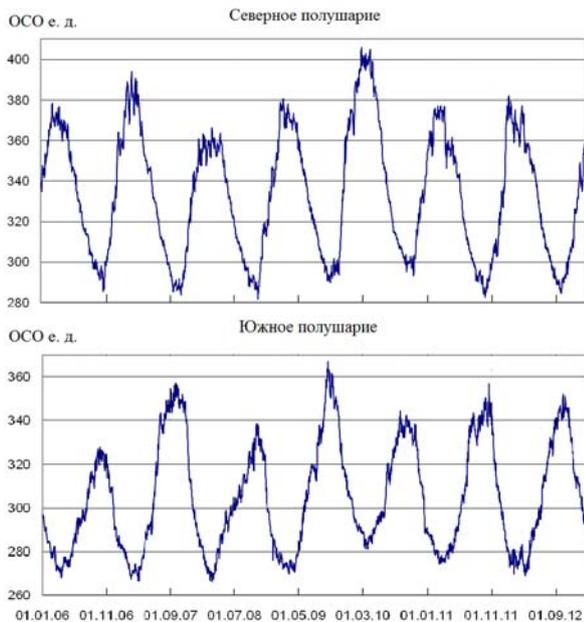


Рис. 1. Пример временного ряда средних значений ОСО в области умеренных широт за 2006–2012 гг.

В данной работе анализ временных рядов ОСО проводился с помощью метода сингулярного спектрального анализа (ССА «Гусеница») [4]. В целом применение сингулярного спектрального анализа позволило существенно увеличить достоверность оценивания тренда озона и скорости деградации озонового слоя, при этом вид тренда заранее задавать не требуется. Полученные тренды среднего ОСО приведены на рис. 2.

Тренды допускают линейную аппроксимацию. Для периода 2006–2012 гг. установлено, что в умеренных широтах Северного полушария оценка скорости деградации озона  $a = 0,003$  е.Д./сутки, стандартное отклонение оценки  $\sigma_a = 0,0004$  е.Д./сутки. В умеренных широтах Южного полушария оценка этого параметра составила  $a = 0,004$  е.Д./сутки, стандартное отклонение оценки  $\sigma_a = 0,0005$  е.Д./сутки. Изменение общего содержания озона в умеренных широтах Северного полушария составило 0,5 % в год. Для Южного полушария изменчивость составила 0,53 % в год. Полученные уточненные тренды ОСО могут использоваться в модельных расчетах прогноза состояния озоносферы.

#### Библиографические ссылки

1. Кашкин В. Б., Рублева Т. В. Исследование трендов спутниковых оценок общего содержания озона с использованием сингулярного спектрального анализа // Исследование Земли из космоса. 2009. № 4. С. 9–16.

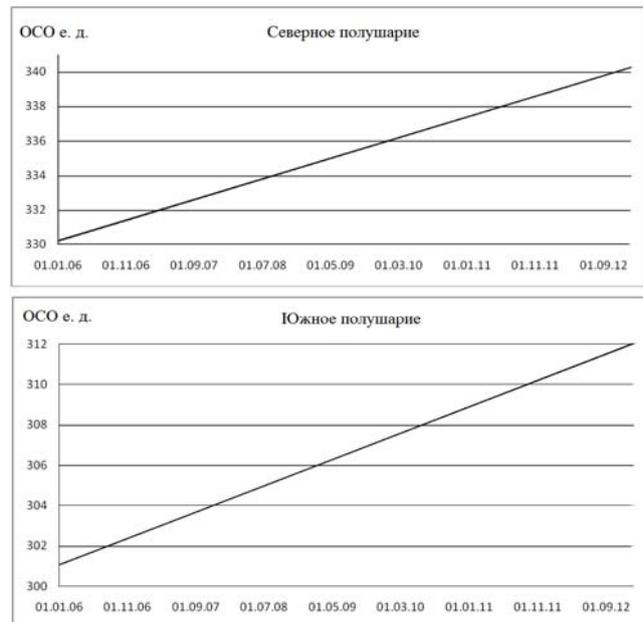


Рис. 2. Тренды временных рядов ОСО в кольце (37,5°-57,5°) за 2006–2012 гг.

2. Varotsos C. Atmospheric pollution and remote sensing: implications for the southern hemisphere ozone hole split in 2002 and the northern midlatitude ozone trend // Advances in Space Research. 2004. Vol. 33. Iss. 3. P. 249–253.

3. URL: <http://toms.gsfc.nasa.gov> (дата обращения: 11.02.2013).

4. Голяндина Н. Э. Метод «Гусеница» SSA: анализ временных рядов. СПб. : С.-Петерб. ун-т, 2004. 74 с.

#### References

1. Kashkin V. B., Rubleva T. V. Issledovanie trendov sputnikovyyh ocenok obshhego soderzhanija ozona s ispol'zovaniem singuljarnogo spektral'nogo analiza // Issledovanie Zemli iz kosmosa. 2009. № 4. S. 9–16.

2. Varotsos C. Atmospheric pollution and remote sensing: implications for the southern hemisphere ozone hole split in 2002 and the northern midlatitude ozone trend // Advances in Space Research. 2004. Vol. 33. Issue 3. P. 249–253.

3. URL: <http://toms.gsfc.nasa.gov> (data obrashhenija: 11.02.2013).

4. Goljandina N. Je. Metod «Gusenica» SSA: analiz vremennyh rjadov. SPb. : S.-Peterb. un-t, 2004. 74 s.

© Десятков К. Ф., Кашкин В. Б., Рублёва Т. В., 2013

УДК 528.7, 528.8.044.2, 528.873.044.1

## МОНИТОРИНГ СМЕЩЕНИЙ ЗЕМНОЙ ПОВЕРХНОСТИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ДАННЫХ РАДАРНОЙ СЪЕМКИ

В. Е. Джунисбекова, Б. К. Курманов, А. Ж. Бибосынов, А. В. Иванчукова, А. В. Курсанов

ДТОО «Институт ионосферы»

Республика Казахстан, 050020, г. Алматы, Каменское плато. E-mail: veneraerbolat@gmail.com

*Рассматриваются результаты мониторинга по данным космической радарной съемки с применением дифференциальной интерферометрии для выявления смещений и деформаций земной поверхности и сооружений.*

*Приведены результаты практических реализаций технологии радарного интерферометрического выявления смещений земной поверхности в виде методик интерферометрии малых базовых линий (Small Baselines Interferometry), постоянных рассеивателей (Persistent Scatterers interferometry) и парных постоянных рассеивателей (PSP-IfSAR) и анализ полученных результатов.*

*Ключевые слова: радарная интерферометрия, мониторинг смещений земной поверхности, дифференциальная интерферометрия.*

## MONITORING OF EARTH'S SURFACE DISPLACEMENTS USING SAR DATA

V. E. Dzhunisbekova, B. K. Kurmanov, A. Zh. Bibosynov, A. V. Ivanchukova, A. V. Kirsanov

Institute of Ionosphere

Kamenskoe plato, Almaty, 050020, Republic of Kazakhstan. E-mail: veneraerbolat@gmail.com

*The article considers the results of monitoring according to space radar data using DInSAR interferometry to detect displacements and deformations of the Earth's surface and structures.*

*The results of practical implementations of radar interferometer technology for detection of Earth's surface displacements in the form of methods of small baseline interferometry (Small Baselines Interferometry), permanent scatterers (Persistent Scatterers interferometry) and paired permanent scatterers (PSP-IfSAR) and analysis of the results are presented.*

*Keywords: SAR interferometry, ground displacements monitoring, DInSAR.*

Исследование данной работы лежит в области, где все более широкое применение находит метод дифференциальной интерферометрии или интерферометрическая обработка данных многопроходных космических радарных съемок, который позволяет выявлять проседания на высоком – миллиметровом – уровне точности.

Актуальность исследования заключается в том, что дифференциальная радиолокационная интерферометрия (ДРИ) представляет собой эффективное средство прямого картирования подвижек земной поверхности и деформаций сооружений.

Основной информацией, получаемой в результате радарной съемки, являются амплитуда и фаза. Вторичная радарная съемка позволяет определить разность фаз, обусловленную, например, сдвижением земной поверхности. Такие смещения могут быть определены при обработке данных радарной съемки в специализированных программных продуктах по различным методикам.

Принципиальное преимущество ДРИ перед другими методами мониторинга вертикальных и латеральных деформаций заключается в прямом замере различий в рельефе, произошедших за период между двумя (тремя, четырьмя) съемками.

Получаемый в результате интерферометрической обработки файл сдвига, как правило, показывает интегральную картину смещений.

Объектом исследования являются примеры реальных проектов по мониторингу смещений земной поверхности, где используются данные коммерческих радарных спутников. В Институте ионосферы широкое применение технологии радарной интерферометрии для задач мониторинга смещений земной поверхности на месторождениях полезных ископаемых с применением данных коммерческих радарных спутников началось в 2011 году, когда совместно с компанией «СОВЗОНД» был выполнен проект по мониторингу смещений на территории разрабатываемого нефтегазового месторождения Тенгиз (Республика Казахстан). Основные результаты мониторинга смещений земной поверхности на этом месторождении приведены в работах [1–4].

Была выполнена интерферометрическая обработка 33-проходной цепочки данных спутника ENVISAT по методу малых базовых линий (SBAs), реализованному в программном комплексе ENVI-SARscape (Exelis VIS, США). Именно обработка по этому методу была выбрана для получения основного результата по данным ENVISAT за 2004–2009 годы, а именно: для статистически выверенной оценки смещений земной поверхности над месторождением Тенгиз, произошедших за рассматриваемый период.

Результирующая модель смещений земной поверхности и модель среднегодовых скоростей верти-

кальных смещений над месторождением Тенгиз за период с 2004 по 2009 гг. в цветовом кодировании представлена на рис. 1.

Результаты мониторинга смещений земной поверхности, произошедших над месторождением Тенгиз с 2004 по 2009 годы и зарегистрированных в ходе интерферометрической обработки радарных данных ENVISAT, показали наличие монотонных во времени оседаний земной поверхности над районом активной добычи углеводородов из этого месторождения. Оседания хорошо описываются линейным законом. Скорость оседаний в центре зарегистрированной мульды достигает 20 мм в год.

В 2013 году были выполнены работы по выявлению смещений и деформаций земной поверхности и сооружений в городе Астане, результаты которых приводятся ниже.

В случае мониторинга смещений и деформаций в городе Астане были применены технологии интерферометрии серий малых базовых линий (Small Baselines Series interferometry, или сокращенно SBAs), интерферометрии постоянных рассеивателей (Persistent Scatterers interferometry) и парных постоянных рассеивателей (PSP-IfSAR), реализованных в программных комплексах ENVI-SARscape (Exelis

VIS, США) и PSP-IfSAR (e-GEOS, Италия). Основные – и наиболее точные – результаты получены с использованием технологии PSP-IfSAR.

Для всех 30 пар снимков был выполнен полный цикл интерферометрической обработки, после чего проведен поиск устойчиво отражающих точечных целей с когерентностью выше 0,7, и для каждой из этих точек вычислен замер смещений. В результате получены 527 000 точек, показанные на рис. 2.

Для обработки по методу PSP-IfSAR был выбран участок территории Астаны размерами 10×10 км. На этом участке выявлено 442 000 точек – постоянных рассеивателей радарного сигнала, т. е. в среднем 4 420 точек на кв. км. Для каждой точки вычислены величины смещений в миллиметрах по состоянию на каждую дату съемки. Дополнительно рассчитаны среднегодовая скорость смещений в миллиметрах в год, а также высота в метрах над эллипсоидом WGS-84.

Результат визуально выглядит качественно, зашумленность низкая, четко отделяются стабильные точки от смещающихся. Именно результат обработки PSP-IfSAR использован для дальнейшего анализа смещений и деформаций отдельных зданий и сооружений и их частей (рис. 3).

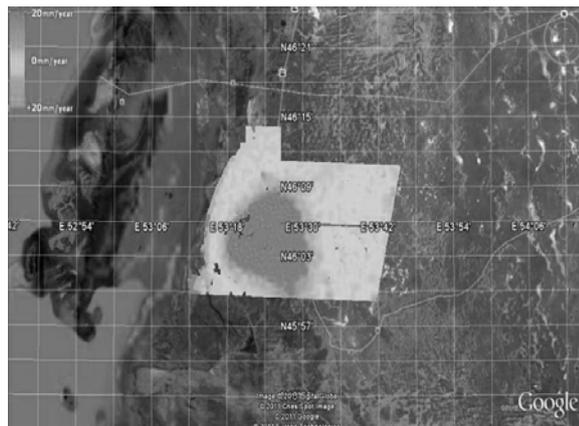
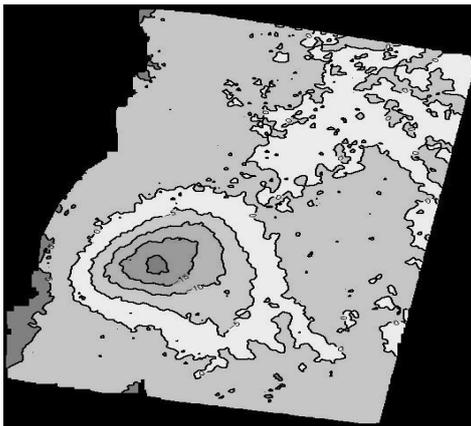


Рис. 1. Мульда оседания земной поверхности над месторождением Тенгиз за период с 2004 по 2009 год, зарегистрированная по данным ENVISAT

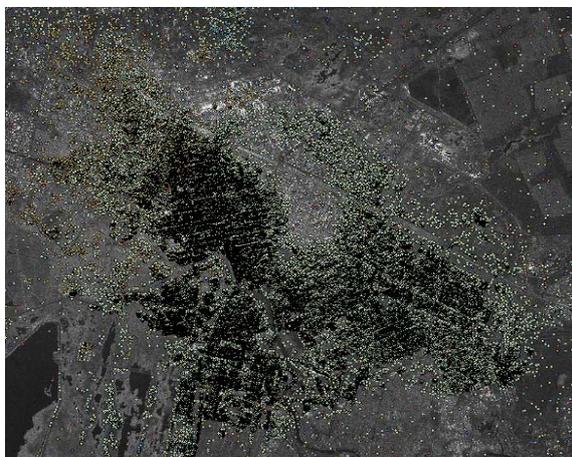
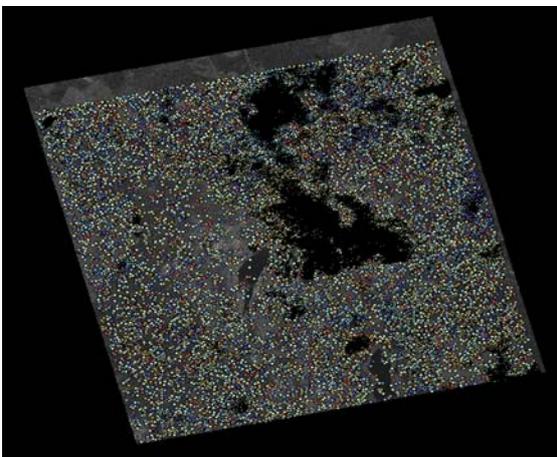


Рис. 2. Постоянные рассеиватели радарного сигнала, выявленные по методу PS на территории Астаны и прилегающих территорий



Рис. 3. Постоянные рассеиватели радарного сигнала, выявленные по методу PS, увеличение на застроенную территорию Астаны

Наиболее качественные и высокоточные результаты мониторинга смещений и деформаций зданий и сооружений по результатам обработки достигается при использовании метода PSP-IfSAR. Результаты, полученные по методам SBas и PS, носят в случае застроенной городской территории вспомогательный характер и могут быть использованы в качестве дополнительного источника информации о смещениях.

На территориях с растительностью применяются все вышеуказанные технологии в комплексе, при необходимости производится изменение настроек (усиление фильтрации интерферограмм, понижение порога когерентности при развертке фазы, понижение ожидаемой пространственной плотности постоянных рассеивателей и т. д.). Точность этих методов многократно проверена по данным наземных инструментальных наблюдений.

Представляется целесообразным применение радарных интерферометрических методов для мониторинга смещений и деформаций земной поверхности и сооружений на месторождениях полезных ископаемых, в городах, для мониторинга критических промышленных сооружений, трубопроводов, авто- и железных дорог и других объектов.

#### Библиографические ссылки

1. Жантаев Ж. Ш., Бибосынов А. Ж., Фремд А. Г., Иванчукова А. В. Наземно-космический мониторинг Прикаспийского региона и сопредельных территорий // Известия НАН РК. 2012. № 4. С. 58–63.
2. Жантаев Ж. Ш., Фремд А. Г., Иванчукова А. В., Калдыбаев А. А., Нуракунов С. М., Кантемиров Ю. И., Никифоров С. Э. Космический радарный мониторинг смещений земной поверхности над нефтегазовым месторождением Тенгиз // Геоматика. 2012. № 1. С. 61–71.

3. Иванчукова А. В. Мониторинг деформаций земной поверхности в местах добычи полезных ископаемых методами ДЗЗ // Материалы 4-й конф. молодых ученых и студентов. 25–26 апреля 2012 г., Бишкек. С. 46–47.

4. Жантаев Ж. Ш., Фремд А. Г., Иванчукова А. В. Технология обработки радиолокационных данных для мониторинга деформаций земной поверхности для месторождения Тенгиз // Информатизация общества : тр. 3 Междунар. конф. Астана, 2012. С. 313–315.

#### References

1. Zhantayev Zh. Sh., Bibossynov A. Zh., Fremd A. G., Ivanchukova A. V. Nazemno-kosmicheskiy monitoring Prikaspiyskogo regiona i sopredel'nykh territoriy. *Izvestiya NAN RK*. 2012 № 4, pp. 58–63.
2. Zhantayev Zh. Sh., Fremd A. G., Ivanchukova A. V., Kaldybayev A. A., Nurakynov S. M., Kantemirov Yu. I., Nikiforov S. E. Kosmicheskiy radarnyy monitoring smeshcheniy zemnoy poverkhnosti nad neftegazovym mestorozhdeniyem Tengiz // *Geomatika*. 2012. № 1, pp. 61–71.
3. Ivanchukova A. V. Monitoring deformatsiy zemnoy poverkhnosti v mestakh dobychi poleznykh iskopayemykh metodami DZZ // *Materialy 4-y konferentsii molodykh uchenykh i studentov*», 25–26 aprelya 2012, Bishkek, pp. 46–47.
4. Zhantayev Zh. Sh., Fremd A. G., Ivanchukova A. V. Tekhnologiya obrabotki radiolokatsionnykh dannykh dlya monitoringa deformatsiy zemnoy poverkhnosti dlya mestorozhdeniya Tengiz // *Trudy 3 mezhdunarodnoy konferentsii Informatizatsiya obshchestva*. Astana, 2012, pp. 313–315.

© Джунисбекова В. Е., Курманов Б. К., Бибосынов А. Ж., Иванчукова А. В., Кирсанов А. В., 2013

УДК 551.51

## АКУСТИЧЕСКИЕ ВОЛНЫ В ТРОПОСФЕРЕ, РЕГИСТРИРУЕМЫЕ ПРИ КОСМИЧЕСКОМ ЗОНДИРОВАНИИ

А. А. Додышева<sup>1</sup>, В. Б. Кашкин<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

<sup>2</sup>Сибирский федеральный университет  
Россия, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79. E-mail: rtcvbk@rambler.ru

*Использование спутникового температурно-влажностного зондирования атмосферы позволило наблюдать инфра-низкочастотные волны в тропосфере. Наряду с внутренней гравитационной волной впервые обнаружена зеркальная волна, обсуждается её природа.*

*Ключевые слова: космическое дистанционное зондирование, тропосфера, волны в атмосфере, вертикальные профили температуры и влажности.*

## ACOUSTIC TROPOSPHERE WAVES DETECTED WITH SPACE REMOTE SENSING TECHNIQUE

A. A. Dodysheva<sup>1</sup>, V. B. Kashkin<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia

<sup>2</sup>Siberian Federal University  
79, Svobodny prosp., Krasnoyarsk, 660041, Russia. E-mail: rtcvbk@rambler.ru

*Satellite sounding of atmosphere vertical profiles allows observing infra low frequency acoustic waves in the troposphere. In addition to the inner gravity waves the new kind of waves named mirror waves was found. The nature of the mirror waves is discussed.*

*Keywords: remote sensing, waves in troposphere, the vertical temperature and moisture profiles.*

При дистанционном зондировании вертикальной влажностной и температурной структуры тропосферы сенсоры регистрируют инфракрасную и микроволновую радиацию, излучаемую подстилающей поверхностью и атмосферой [1]. Что касается атмосферы, то в инфракрасном диапазоне наибольший вклад вносят диоксид углерода и водяной пар [1], в микроволновом – кислород и водяной пар. Ключевым моментом является использование зависимости ширины линии излучения (поглощения) газов от давления [2], поэтому результаты зондирования привязаны к изобарическим уровням атмосферы.

В настоящее время основная информация о вертикальных профилях атмосферы поступает со спутников NOAA (США) [3], снабженных аппаратурой ATOVS для оценки температуры и влажности на различных высотах в полосе обзора 2 250 км с пространственным разрешением до 20 км при вертикальном разрешении 2–3 км. Данные доступны на сайте Air Resource Laboratory NOAA на сетке 1°×1° по широте и долготе, временные ряды имеют шаг 3 часа [4].

На рис. 1 показана зависимость температуры от давления для стандартной тропосферы (СА) и реальные профили температуры и относительной влажности в районе г. Красноярск. Данные приняты станцией СФУ со спутника NOAA-19 15 мая 2010 г. 06:02 UTC. На рис. 1 А – профиль температуры СА, Б и В – реальные профили температуры и влажности.

Для СА принят постоянный вертикальный градиент температуры  $\alpha = -0,65$  К/100 м, температура на

высоте  $z$  над уровнем моря  $z_0$  равна  $T = T_1 - |\alpha|z$ ,  $T_0 = 288,15$  К, давление  $p_0 = 1\,013,25$  гПа. Зависимость давления  $p$  от высоты в этом случае описывается барометрическими формулами для политропной атмосферы [5]:

$$p = p_0 \left( \frac{T_0 - \alpha z}{T_0} \right)^{\frac{g}{R_c |\alpha|}},$$

$$T = T_0 \left( \frac{p}{p_0} \right)^{\frac{R_c |\alpha|}{g}}. \quad (1)$$

Здесь  $g$  – ускорение свободного падения;  $R_c = 287$  м<sup>2</sup>/(с<sup>2</sup>К) – удельная газовая постоянная сухого воздуха. Из рис. 1 видно, что для стандартной тропосферы (А) при снижении давления до 226,14 гПа температура уменьшается до  $-56,5^\circ\text{C}$  (216,65 К), далее в тропопаузе температура постоянная. Профиль Б отличается от профиля А тем, что температура вначале уменьшается, но растет при давлении менее 250 гПа.

На рис. 2 приведены графики временных рядов температуры на изобарических уровнях 200 и 400 гПа в районе г. Красноярск в июле 2012 г. по данным с сайта [4].

Авторы [6] приводят обзор возможных механизмов образования волн в нижней атмосфере, на первое место ставится орография, так как течение воздуха над элементами рельефа может генерировать бегущие волны.

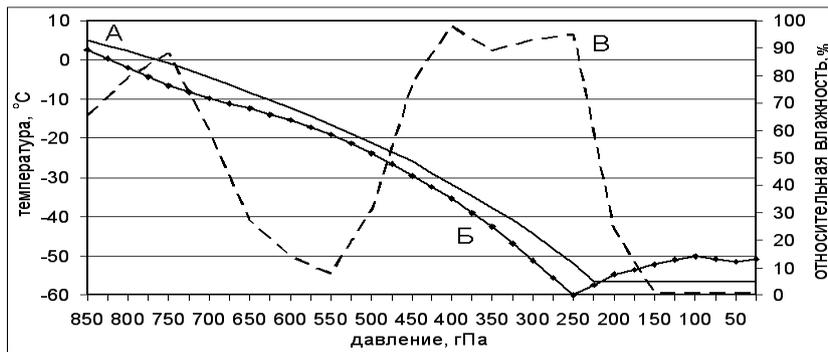


Рис. 1. Зависимость температуры и влажности от давления



Рис. 2. Изменение температуры на изобарических уровнях 200 гПа и 400 гПа

Другими причинами флуктуаций температуры на уровне 400 гПа могут быть изменения метеорологических параметров в приземном слое и на различных высотах, а в сейсмически активных районах – подвижки земной коры.

Особенностью волн на рис. 2 является их частота – менее  $4 \cdot 10^{-5}$  Гц и слабое затухание на значительном расстоянии, по этим признакам можно полагать, что при 400 гПа наблюдаются инфра-низкочастотные внутренние гравитационные волны (ВГВ) [6].

На рис. 2 при 200 гПа обнаруживается вторая волна, почти зеркально отображающая первую, коэффициент корреляции между волнами за июль 2012 г. составил  $R = -0,8801$ . Мы назвали эту волну зеркальной волной (ЗВ), выяснили ее природу и построили модель ЗВ.

Обратимся к рис. 1. На участке от 850 до 250 гПа температура изменяется как  $T = T_1 - |a|z$ ; считаем, что от 250 до 100 гПа температура растет по линейному закону:  $T = T_1 + \beta(z - z_1)$ ,  $T_1$  – температура на уровне  $z_1$  при давлении  $p_1 = 250$  гПа. Давление на уровне  $z_0$  меняется:  $p'_0 = p_0 + P \cos(\omega t)$ , например, из-за подвижек земной коры. Возбуждаемые при этом волны движутся со скоростью звука, за время прохождения волны состояние среды не успевает измениться, это позволяет использовать уравнение статики атмосферы (1).

На рис. 3 сверху построен график зависимости от времени модельной ВГВ на уровне  $p = 400$  гПа. Здесь  $T_0$ ,  $p_0$  и  $a$  взяты такими же, как и для стандартной атмосферы. На графике показан также «всплеск» температуры, имитирующий сейсмическое событие.

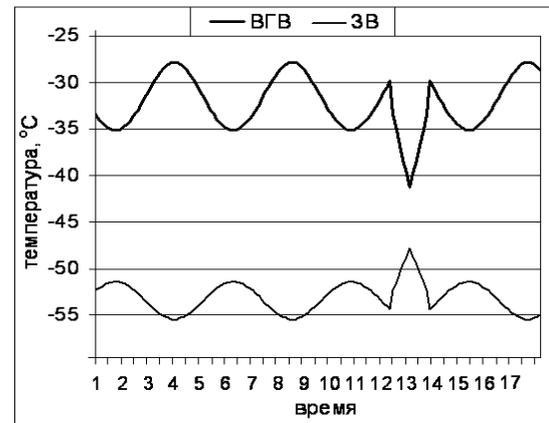


Рис. 3. Моделирование внутренней гравитационной волны и зеркальной волны

Используя (2), можно показать, что при  $T > T_1$

$$T = T_1 \left( \frac{p}{p_1} \right)^{\frac{g}{R_c \beta}} = T_1 \left( \frac{p_1}{p} \right)^{\frac{R_c \beta}{g}}$$

$$= T_1 \left( \frac{p'_0}{p} \right)^{\frac{R_c \beta}{g}} \left( \frac{T_1}{T_0} \right)^{\beta} \quad (2)$$

По формуле (2) для  $T_1 = 213,15$  К,  $\beta = -4$  построена ЗВ, показанная рис. 3, внизу. Результаты могут быть использованы при мониторинге сейсмической активности.

## Библиографические ссылки

1. Тимофеев Ю. М., Васильев А. В. Теоретические основы атмосферной оптики. СПб.: Наука, 2003. 474 с.
2. Лаврентьева Н. Н. Уширение, сдвиг и интерференция колебательно-вращательных линий атмосферных газов: дис. ... д-ра физ.-мат. наук : 01.04.05. Томск, 2005. 236 с.
3. URL: <http://www2.ncdc.noaa.gov/docs/klm/> (дата обращения 3.04.2013).
4. URL: <http://www.arl.noaa.gov/ready/cmet.html> (дата обращения: 25.03.2013).
5. Матвеев Л. Т. Курс общей метеорологии. Физика атмосферы. Л.: Гидрометеиздат, 1984. 752 с.
6. Госсард Э. Э., Хук У. Х. Волны в атмосфере. М.: Мир, 1978. 532 с.

## References

1. Timofeev Ju. M., Vasil'ev A. V. Teoreticheskie osnovy atmosfernoj optiki. Spb.: Nauka, 2003. 474 s.
2. Lavrent'eva N. N. Ushirenje, sdvig i interferencija kolebatel'no-vrashatel'nyh linij atmosferynyh gazov: dis. ... d-ra fiz.-mat. nauk : 01.04.05 Tomsk, 2005. 236 s.
3. URL: <http://www2.ncdc.noaa.gov/docs/klm/> (data obrashhenija: 3.04.2013)
4. URL: <http://www.arl.noaa.gov/ready/cmet.html> (data obrashhenija: 25.03.2013).
5. Matveev L. T. Kurs obshhej meteorologii. Fizika atmosfery. L.: Gidrometeoizdat, 1984. 752 s.
6. Gossard Je. Je., Huk U. H. Volny v atmosfere. M.: Mir, 1978. 532 s.

© Додышева А. А., Кашкин В. Б., 2013

УДК 551.2; 551.24; 550.34; 550.338.2

## ИССЛЕДОВАНИЕ ГЕОДИНАМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ ТЕРРИТОРИИ ЖЕТЫСУЙСКОГО АЛАТАУ С ПОМОЩЬЮ СПУТНИКОВЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

Б. А. Искаков, Б. К. Курманов, А. Ж. Бибосынов, Н. А. Асанкулов

ДТОО «Институт ионосферы»

Республика Казахстан, 050020, г. Алматы, Каменское плато. E-mail: berikiskakov@gmail.com

*Создана геомеханическая модель территории Жетысуйского Алатау с учетом особенности рельефа исследуемой области, геолого-геофизических свойств грунтов и трендового направления движений земной поверхности.*

*Построена 3D-модель земной коры области [(43.0° – 46.5°) с. ш., (78.0° – 84.0°) в. д.] и до глубин 40 км, охватывающей горные системы – хребты Жетысуйский Алатау, Боро-Хоро, Кетмень – для исследования динамики и механизмов эволюции напряженно-деформированного состояния различных ее участков и построения их геомеханических моделей.*

*Ключевые слова: GPS-измерения, наземно-космический мониторинг.*

## STUDY OF GEODYNAMIC PROCESSES OF ZHETYSU ALATAU TERRITORIES USING SATELLITE TECHNOLOGIES

B. A. Iskakov, B. K. Kurmanov, A. Zh. Bibosynov, N. A. Asankulov

Institute of Ionosphere

Kamenskoe plato, Almaty, 050020, Republic of Kazakhstan. E-mail: berikiskakov@gmail.com

*Geo-mechanical model of Zhetysu Alatau territory is created considering the features of the relief of the researched area, geological and geophysical characteristics of soils and trend direction of the Earth surface movements.*

*3D-model of the Earth crust in the region is made: (43.0°–46.5°) northern latitude, (78.0°–84.0°) east longitude, to the depth of 40 km covering mountain ranges – Zhetysu Alatau, Boro Khoro, Ketmen ranges to study the dynamics and mechanisms of evolution of the stress strain state of its different parts and the construction of their geomechanical models.*

*Keywords: GPS-measurement, ground-space monitoring.*

Цель настоящей работы: создание и развитие системы наземно-космического мониторинга геодинамических и геофизических явлений и процессов, происходящих в земной коре сейсмоопасных регионов Казахстана, для исследования динамики и механизмов эволюции напряженно-деформированного состояния различных ее участков и построения их геомеханических моделей.

Основные задачи:  
 – сбор и обработка данных локальной и региональной сетей GPS-измерений;  
 – создание базы геолого-геофизических, картографических территории Жетысуйского Алатау;  
 – построение геомеханических моделей земной коры для территории Жетысуйского Алатау.  
 Методы исследований:

– разработка элементов системы интерпретационной обработки данных GPS на основе расчетов и анализа данных по скорости деформационных процессов земной коры;

– моделирование геодинамического состояния земной коры с помощью методов вычислительной математики и построение объемных распределений критических значений параметров НДС сейсмоопасных регионов Казахстана.

Объектом исследования являются современные движения земной поверхности, геологические, геофизические и геодинамические особенности строения земной коры сейсмоопасных регионов территории Жетысуйского Алатау, Боро-Хоро, Кетмень.

Новизна полученных результатов заключается в том, что исследована геотектоническая и сейсмическая активность земной коры территории Жетысуйского Алатау, Боро-Хоро, Кетмень, определены их влияние на геомеханические свойства и геодинамиче-

ское состояние горных пород. Основным отличием от традиционных подходов является выявление аномальных зон по распределению геодинамических параметров как результат геомеханического моделирования с использованием базы геолого-геофизических данных, готовившихся к неизбежному сейсмическому событию.

Область применения. Разработанные методики по использованию GPS-данных рекомендуются для использования специалистам в области физики околоземного космического пространства и распространения радиоволн, научным работникам, магистрантам и студентам при проведении научно-исследовательских работ.

По предложенному алгоритму вычисления напряженно-деформированного состояния участков земной коры (рис. 1) проведены расчеты параметров, наиболее наглядно характеризующих состояния региона Жетысуйский Алатау.

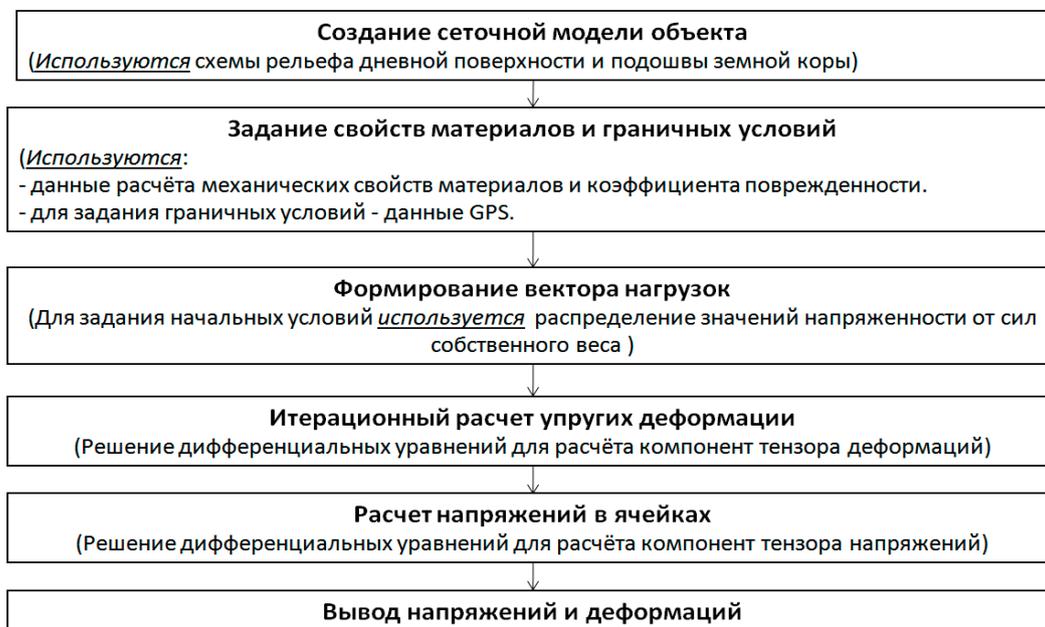


Рис. 1. Обобщённая блок-схема расчета НДС участков земной коры

Результаты и анализ исследований:

– построена 3D-модель земной коры области [(43.0°–46.5°) с. ш., (78.0°–84.0°) в. д.] и до глубин 40 км, охватывающей горные системы – хребты Жетысуйский Алатау, Боро-Хоро, Кетмень. Сеточная модель адаптирована под кривизну рельефа дневной поверхности (рис. 2);

– база геолого-геофизических, картографических данных включает информацию о цифровой топографии Земли высокого разрешения (SRTM), что позволяет учесть особенности геоморфологии исследуемых регионов;

– создана геомеханическая модель территории Жетысуйского Алатау с учетом особенности рельефа исследуемой области, геолого-геофизических свойств грунтов и трендового направления движений земной поверхности.

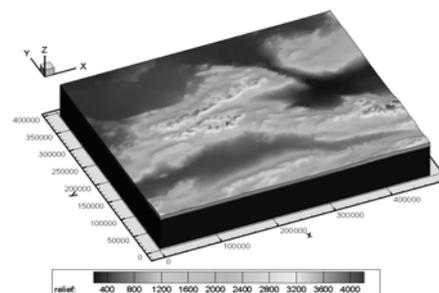


Рис. 2. Построение 3D геометрической модели земной коры

Результаты позволяют произвести районирование, выделяя аномальные зоны распределения геодинамических параметров, и оценивать сейсмическую активность территорий изучаемых территорий.

## Библиографические ссылки

1. Sierd Cloetingh, Jörg Negendank: New Frontiers in Integrated Solid Earth Sciences, Springer Science + Business Media B. V., 2010. 424 p.
2. William Lowrie: Fundamentals of Geophysics, Second Edition, Published in the United States of America by Cambridge University Press, New York. 2007. 393 p.
3. Jaeger J. C., Cook N. G. W., Zimmerman R. W. Fundamentals of Rock Mechanics, Fourth Edition, Blackwell Publishing, 2007. 489 p.

## References

1. Sierd Cloetingh, Jörg Negendank: New Frontiers in Integrated Solid Earth Sciences, Springer Science+Business Media B.V., 2010, 424 p.
2. William Lowrie: Fundamentals of Geophysics, Second Edition, Published in the United States of America by Cambridge University Press, New York., 2007, 393 p.
3. Jaeger J. C., Cook N. G.W., Zimmerman R.W.: Fundamentals of Rock Mechanics, Fourth Edition, Blackwell Publishing, 2007, 489 p.

© Искаков Б. А., Курманов Б. К., Бибосынов А. Ж.,  
Асанкулов Н. А., 2013

УДК 528.8; 551.46

## ГРАДИЕНТНЫЕ ПОЛЯ ПОВЕРХНОСТИ ЗЕМЛИ ПО СПУТНИКОВЫМ ДАННЫМ

*А. В. Картушинский*<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup> Сибирский федеральный университет  
Россия, 660041, г. Красноярск, пр. Свободный, 79

<sup>2</sup> Институт биофизики СО РАН  
Россия, 660036, г. Красноярск, Академгородок, 50. E-mail: kartalvas@rambler.ru

*Рассматриваются возможности использования градиентных характеристик для интерпретации спутниковых данных с целью определения закономерностей формирования неоднородностей физических и биологических компонентов природной среды. Проанализирована статистическая связь между градиентами температуры и концентрации хлорофилла в различных районах Мирового океана с различными пространственно-временными масштабами усреднения. Представлена оценка корреляционной связи градиентных полей для устойчивых фронтальных зон в океане. Показаны закономерности пространственно-временной изменчивости градиентных полей в океане с использованием спутниковых данных по поверхностной температуре, солёности и концентрации хлорофилла. Основным этапом исследования является оценка статистической связи между градиентами температуры и концентрации хлорофилла. Это позволяет предполагать совместное действие физических и биологических процессов в отдельных зонах океана.*

*Ключевые слова:* поверхностные фронтальные зоны океана, корреляционная связь, гидрологические поля, биологическая продукция.

## GRADIENT FIELDS TO INVESTIGATE EARTH SURFACE BASED ON SATELLITE DATA

*A. V. Kartushinsky*<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup> Siberian Federal University  
79, Svobodny prosp., Krasnoyarsk, 660041, Russia

<sup>2</sup> Institute of Biophysics SB RAS  
50, Akademgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russia. E-mail: kartalvas@rambler.ru

*To study the gradient parameters the satellite data are used to interpret biological and physical components in natural environment. Statistical relation of temperature and chlorophyll concentration gradients in various areas of the global ocean with various scales of space-time averaging is analyzed. Pair correlation of gradient fields for steady frontal zones is estimated. Space-time variability of gradient fields in the ocean is showing. The satellite data on surface temperature, salinity and chlorophyll concentrations are applied. The main stage of research is evaluation of statistical correlation between gradients of temperature and chlorophyll concentration, which suggests a combined effect of physical and biological processes in a certain ocean region.*

*Keywords:* sea surface frontal zones, correlation, hydrological fields, biological production.

Выявление градиентных характеристик природных объектов лежит в плоскости получения расчетных данных, основанных на количественных показателях

в видимом и инфракрасном диапазонах спутниковых измерений. Методологическая концепция, которая определена необходимостью расчета простран-

ственных градиентов измеренных характеристик поверхности Земли, вызвана необходимостью выявления зон с различной динамической активностью. В данном случае Мировой океан представляет собой динамическую систему, в которой формируются гидрофизические и гидробиологические структуры, образованные процессами различных пространственных и временных масштабов.

Океан является неравновесной системой, и динамические процессы в океане, существенно нелинейны. Одной из задач в данной области знаний является изучение процессов самоорганизации структуры океана. Океан – это самоорганизующаяся система, которая занимает большую часть территории нашей планеты и оказывает значительное влияние на формирование климата, что обусловлено характером взаимодействия между атмосферой и океаном.

Спутниковая информация помогает понять, какие пространственные и временные масштабы процессов в океане являются наиболее важными при изменении структуры океана. Так несколько факторов, действующих в один момент времени, могут усиливать или ослаблять циркуляцию в отдельных зонах. Благодаря инерционности океана могут формироваться зоны, со своей структурой вод существующие в течение длительного времени.

Сформированные гидрофизические процессы существенным образом влияют на гидробиологическую структуру отдельных акваторий океана. Основным биологическим показателем, определяемым на большой площади при помощи космических средств, является концентрация хлорофилла.

Формирующиеся на поверхности океана температурное поле, поле солёности и поля концентрации хлорофилла, являются показателями поверхностной структуры океана. Для определения изменчивости структурной организации поверхностного слоя океана необходима количественная оценка изменений параметров в пространстве.

Главной целью работы является изучение изменчивости градиентных полей температуры, солёности и концентрации хлорофилла. Также важной целью является выявление пространственно удалённых связей процессов самоорганизации в океане.

Абсолютные значения температуры и концентрации хлорофилла на поверхности океана анализируются достаточно давно, однако расчету градиентных характеристик уделяется недостаточно внимания. В качестве объекта исследования мы используем фронтальные зоны в океане, то есть зоны, в которых градиенты основных гидрофизических полей значительно отличаются от средних значений градиентов вне пределов данной зоны. Наиболее устойчивы градиентные зоны в тех районах водных объектов, где они связаны с устойчивыми системами течений, подъёма вод или с определёнными формами рельефа дна.

Характер распределения живых организмов в воде определяется не только зональными климатическими особенностями, но и формированием температурных фронтальных зон. Эти зоны образуются из-за взаимодействия различных структур течений, круговоротов

и вихрей. Такого рода гидродинамические структуры влияют на изменение концентрации биогенных элементов и живых организмов в воде. Оценка их временной изменчивости на основе спутниковой информации даёт возможность развить методы математического моделирования.

В работе используются спутниковые среднемесячные данные по температуре поверхности и концентрации хлорофилла SeaWiFS, CZCS, AVHRR, MODIS, которые скомпонированы для периода исследования с 1982 по 2011 год. Для исследования изменчивости градиентного поля солёности используются данные климатического спутника Aquarius/SAC-D начиная с 2011 года.

Для определения изменчивости градиентных полей осуществляется усреднение по времени и пространству. Усредняя значения градиентов по времени, мы получаем среднемесячные, среднесезонные и среднегодовые градиенты. Усреднение по пространству даёт возможность получить средние градиенты по площади. Это необходимо для изучения региональных особенностей структуры градиентных полей.

Переход от среднемесячных значений абсолютных значений температуры к среднемесячным, среднесезонным и среднегодовым градиентным значениям температуры и хлорофилла позволяет фильтровать мелкомасштабные изменения параметров, что даёт возможность оценить более крупную и устойчивую динамику процессов.

Для того чтобы получить информацию о статистической связи между региональными градиентными полями в соответствующих районах, где функционируют основные струйные течения, мы рассчитываем коэффициенты корреляции для фронтальных зон. Здесь мы выявляем наличие или отсутствие связи между процессами, происходящими в отдельных районах океана, в сравнении с показателями в соседних квадратах.

В качестве выводов можно отметить следующее:

- полученные данные о градиентных полях температуры говорят о том, что имеется циклическая изменчивость существования гидрологических фронтов, образованных струйными течениями;
- существует значительная корреляционная связь по температурным градиентам между различными сегментами в основных фронтальных зонах океана для месяцев, сезонов и годов;
- существует значительная корреляционная связь по градиентам концентрации хлорофилла между различными сегментами в основных фронтальных зонах океана для месяцев, сезонов и годов;
- существует статистическая связь между физическими (гидрологическими) и биологическими (продукционными) процессами как в региональном масштабе, так и в глобальном.

Таким образом, показана согласованность биологических и физических процессов в водных системах в пределах пространственно-временных границ влияния отдельных гидрофизических явлений и процессов.

УДК 528.815

## СОЗДАНИЕ РЕГИОНАЛЬНОГО ЦЕНТРА ПРИЕМА И ОБРАБОТКИ ДАННЫХ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ ПО ТЕРРИТОРИИ КРАСНОЯРСКОГО КРАЯ

*И. В. Ковалев<sup>1</sup>, Ю. Ю. Логинов<sup>1</sup>, Г. М. Цибульский<sup>2</sup>*

<sup>1</sup>Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: loginov@sibsau.ru

<sup>2</sup>Сибирский федеральный университет  
Россия, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79. E-mail: GTsybulsky@sfu-kras.ru

*Обсуждаются вопросы создания Регионального центра космических услуг в рамках технологической платформы «Информационно-телекоммуникационные и космические технологии для инновационного развития Сибири» при активном участии Сибирского государственного аэрокосмического университета имени академика М. Ф. Решетнева.*

*Ключевые слова: Региональный центр космических услуг, информационно-телекоммуникационные и космические технологии.*

## CREATION OF A REGIONAL CENTER FOR RECEIVING AND PROCESSING OF THE EARTH REMOTE SENSING DATA ON KRASNOYARSK TERRITORY

*I. V. Kovalev<sup>1</sup>, Yu. Yu. Loginov<sup>1</sup>, G. M. Tsibulskii<sup>2</sup>*

<sup>1</sup>Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: loginov@sibsau.ru

<sup>2</sup>Siberian Federal University  
79, Svobodnyi prosp., Krasnoyarsk, 660041, Russia. E-mail: GTsybulsky@sfu-kras.ru

*The problems of establishing the Regional Centre for Space services within the technological platform “Information-telecommunication and space technologies for innovative development of Siberia” with the active participation of Siberian State Aerospace University named after academician Reshetnev are considered.*

*Keywords: Regional Centre for Space services, information-telecommunication and space technologies.*

Для объединения деятельности организаций в сфере предоставления космических услуг в Красноярском крае осуществляются организационные мероприятия по созданию Регионального центра космических услуг (РЦКУ). В этой связи создается региональная инфраструктура пространственных данных Красноярского края, ресурс которой позволит оценить уровень загрязнения почвы, объемы задействованных посевных площадей, состояние дорог в любой точке региона и другие сферы жизнедеятельности региона. Предприятия и различные организации края, заинтересованные в использовании результатов космической деятельности (РКД), смогут получать актуальную информацию для работы и оперативного принятия управленческих решений. На информационном портале «Банк пространственных данных Красноярского края» ([www.24bpd.ru](http://www.24bpd.ru)) интересующие сведения будут доступны и жителям края. Министерством информатизации и связи Красноярского края проводятся организационные мероприятия по сбору информации о потребностях и способах применения РКД в работе органов государственной власти. Рассматривается взаимодействие с МЧС и службой ГО и ЧС по Красноярскому краю о применении в режиме реального времени актуальных космоснимков при возникновении чрезвычайных ситуаций и для предотвращения

техногенных и природных катастроф на территории края.

В рамках региональной технологической платформы «Информационно-телекоммуникационные и космические технологии для инновационного развития Сибири» проделана следующая работа.

Установлены и функционируют на базе Сибирского государственного аэрокосмического университета имени академика М. Ф. Решетнева и Сибирского федерального университета приемные комплексы данных дистанционного зондирования Земли из космоса. Данные комплексы созданы на базе антенных комплексов Алиса-СКТМ, Унискан-36ТМ производства ИТЦ «СканЭкс». Прием данных может вестись с широкого списка космических аппаратов: Terra, Aqua, Suomi NPP, SPOT 5, SPOT 6, UK-DMC2, FORMOSAT-2, ПЕСУРС-ДК1, EROS A, EROS B, RADARSAT-1, RADARSAT-2, ENVISAT-1, TerraSAR-X, TanDEM-X, LANDSAT-5, LANDSAT-7, METEOP-M. Базовый функционал системы позволяет осуществлять предобработку, накопление и индексацию данных ДЗЗ, принимаемых со спутников SPOT-4, Landsat-5, QuickBird, Aqua, Terra, NOAA в базе данных, и поиск сцен на основе web-интерфейса.

Одновременно в СФУ создан комплекс эффективного приема, хранения и стандартной обработки кос-

мических снимков. Данный комплекс работает в распределенном режиме под управлением различных операционных систем. В состав программных компонентов комплекса входит высокопроизводительная система управления базами данных, технология Microsoft Silverlight, позволяющая запускать приложения, содержащие анимацию, векторную графику и аудио-видео ролики, и технология создания сценариев РНР, кроме того, в обработке входного потока спутниковых данных задействованы мощности суперкомпьютера СФУ. Каталог космоснимков расширяется за счет добавления свободно распространяемых данных сторонних репозиторий: снимки Landsat-5, Landsat-7. Объем накопленных данных за период с 2008 года составляет порядка 20 Тб и непрерывно увеличивается за счет оперативной съемки.

В целях реализации соглашения от 17.02.2012 г. № 16-Р/12 о социально-экономическом сотрудничестве между Правительством Красноярского края и открытым акционерным обществом «Научно-производственная корпорация „Рекод“» в 2013 году создан центр популяризации космических услуг (далее – ЦПКУ).

Целью создания ЦПКУ является популяризация существующих космических технологий и результатов космической деятельности в целях более эффективного социально-экономического развития края. Первоочередная задача для популяризации космической информации – обучение государственных служащих, включение курса в программу обучения студентов, в школьную программу. Привлечение к изучению современных информационных и космических технологий студентов, государственных

и муниципальных служащих, а через сеть Интернет – и населения, позволит ускорить продвижение указанных технологий в экономику и управление края.

Подготовлено Техническое задание на разработку научно-исследовательской работы (НИР) «Формирование системы поддержки управленческих решений территорий региона на основе использования ресурсов геоинформационных систем» (заказчик – министерство экономики и регионального развития края). Сформированы предложения по участию в развитии для Сухобузимского района «Экономическое обоснование необходимости использования спутникового мониторинга с/х земельных ресурсов».

Для дальнейшего развития технологического оснащения и повышения функциональности РЦКУ предполагается:

- обеспечить передачу полноценного технологического программного обеспечения, разработанного при участии Федерального космического агентства «Роскосмос» и НПК «РЕКОД», для оснащения Регионального центра космических услуг;

- обеспечить доступ в базу данных актуальных космоснимков высокого разрешения территории Красноярского края и приграничных к нему территорий при участии Федерального космического агентства «Роскосмос»;

- обеспечить передачу в электронном виде унифицированной картографической основы территории Красноярского края (Роскартография).

© Ковалев И. В., Логинов Ю. Ю.,  
Цибульский Г. М., 2013

УДК 537.86

## ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ДАННЫЕ РАДИОМОНИТОРИНГА СОСТОЯНИЯ ПОСЕВОВ ЗЛАКОВЫХ КУЛЬТУР И ПОЧВЫ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СИГНАЛОВ НАВИГАЦИОННЫХ СПУТНИКОВ

В. Л. Миронов<sup>1,2</sup>, М. И. Михайлов<sup>2</sup>, А. В. Сорокин<sup>1,2</sup>, В. К. Пурлаур<sup>3</sup>

<sup>1</sup> Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: sorav@iph.krasn.ru

<sup>2</sup> Институт физики имени Л. В. Киренского СО РАН  
Россия, 660036, г. Красноярск, Академгородок, 50. E-mail: fractal0ff@mail.ru

<sup>3</sup> Красноярский научно-исследовательский институт сельского хозяйства  
Россия, 660041, г. Красноярск, пр. Свободный, 66. E-mail: pvalenti@yandex.ru

*Представлена оценка возможностей радиомониторинга с применением сигналов навигационных спутников ГЛОНАСС и GPS в натуральных условиях селекционной работы и зернового производства.*

*Ключевые слова: интерференция, рефлектограмма, сигналы навигационных спутников, влажность, почва, посевы злаковых культур.*

## EXPERIMENTAL DATA OF RADIO MONITORING OF THE STATE OF CEREAL CROPS AND SOIL USING NAVIGATION SATELLITE SIGNALS

V. L. Mironov<sup>1,2</sup>, M. I. Mikhailov<sup>2</sup>, A. V. Sorokin<sup>1,2</sup>, V. K. Purlaur<sup>3</sup>

<sup>1</sup>Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: sorav@iph.krasn.ru

<sup>2</sup>Kirenskii Institute of Physics Siberian Branch of the Russian Academy of Science  
50, Academgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russia. E-mail: fractal0ff@mail.ru

<sup>3</sup>Krasnoyarsk Research Institute for agriculture  
66, Svobodnyi prosp., Krasnoyarsk, 660041, Russia. E-mail: pvalenti@yandex.ru

*In this article the evaluation of radio monitoring scope using signals of navigating satellites GLONASS and GPS in practice of cereals growing and selection is presented.*

*Keywords: interference, reflectogramm, signals of navigating satellites, humidity, soil, cereal crops.*

Методы интерференционной рефлектометрии с использованием сигналов группировок навигационных космических аппаратов (НКА) ГЛОНАСС и GPS активно используются в мониторинге почв и растительных покровов [1–3]. Исследования в данном направлении определяют реальную перспективу создания эффективных методик непрерывного локального мониторинга массово-объемных характеристик злаковых культур полного вегетативного цикла и агротехнических характеристик почвы.

В данной работе представлены результаты измерений интерференционных рефлектограмм в натуральных условиях с использованием сигналов навигационных спутников ГЛОНАСС и GPS для посевов озимой ржи, яровой пшеницы, ячменя, рапса и почвы в летне-осенний период.

В августе–сентябре 2013 года проведены тестовые записи интерференционных рефлектограмм на опытных полях ФГУП «Минино» Россельхозакадемии. Выбраны опытные площадки с посевами озимой ржи, яровой пшеницы ячменя и рапса.

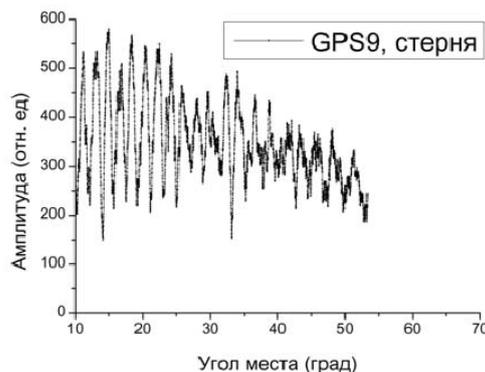
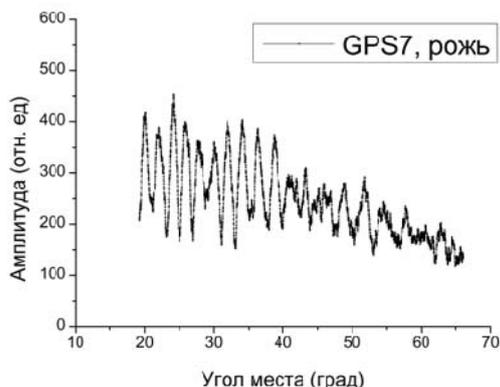
В измерениях прямое и отраженное посевами и почвой когерентное радиоизлучение НКА регистрировалось мобильным радиоприемным комплексом МРК-32 с антенной, принимающей излучение правокруговой поляризации. Сеансы измерений проводились в дни без осадков. Для озимой ржи проведены два сеанса измерений: перед уборкой и после, с освобождением экспериментальной площадки от соломы.

Виды растительности на опытных площадках, географические координаты антенны и даты проведения измерений представлены в таблице.

Интерференционная рефлектограмма, сформированная в результате сложения прямого и отраженного от посевов сигнала НКА, представляет собой развернутую по времени типичную интерференционную картину с переменным контрастом и периодом интерференционных полос. Примеры реальных рефлектограмм для зрелой озимой ржи и её стерни представлены на рисунке.

**Виды растительности, координаты расположения антенны, даты измерений**

№ п/п	Вид растительности	Координаты расположения антенны	Дата проведения сеанса регистрации
1	Рожь озимая	Ш. 56° 04,720', Д. 092° 40,446'	20.08.2013
2	Стерня ржи озимой	Ш. 56° 04,720', Д. 092° 40,446'	30.08.2013
3	Пшеница яровая	Ш. 56° 05,048', Д. 092° 40,592'	26.08.2013
4	Ячмень	Ш. 56° 04,638', Д. 092° 40,709'	27.08.2013
5	Рапс	Ш. 56° 04,909', Д. 092° 40,476'	28.08.2013



Интерференционные рефлектограммы посева и стерни ржи

Восстановление влажности поверхностного слоя отражающей поверхности возможно при использовании модельного расчета амплитуды электрической компоненты  $E$  интерференционного сигнала [2]:

$$E = K \cdot F \cdot [1 + S^2 + R^2 + 2 S \cdot R \cdot \cos \Phi]^{0.5}, \quad (1)$$

где  $K$  – нормировочный множитель;  $F$  – функция диаграммы направленности приемной антенны;  $S$  – параметр шероховатости;  $R_r = (r_s + r_p) / 2$  – френелевский коэффициент отражения правоциркулярной поляризации;  $\Phi = \delta_r + (4\pi h_{\text{пр}} / \lambda) \cdot \sin \varphi$  – набег фазы за счет разности хода прямой и отраженной волн;  $h_{\text{пр}}$  – высота приемника;  $\lambda$  – длина волны;  $\varphi$  – угол места спутника над горизонтом.

В ситуации с посевами злаков влияние на коэффициент отражения оказывают несколько границ раздела: воздух – верхняя граница посева, нижняя граница посева – почва, приповерхностный рыхлый (сельскохозяйственный) слой почвы с границей на глубине вспашки, порядка 20 см. Высота посевов колеблется от 0,7 до 1,5 м, в зависимости от культуры и условий роста. Таким образом, объективный модельный расчет интерференционной рефлектограммы предполагает учет влияния трех границ раздела и поглощения в каждом из слоев. Ослабление сигнала в слоях посевов злаков и почвы возможно учесть на основе моделей однородных слоев [3] на пути прохождения пучка с длиной, пропорциональной  $1/\sin \varphi$ . Величина ослабленного сигнала на выходе из слоя определится:

$$E(\varphi) = A \cdot \exp(-2 \cdot \pi \cdot k(d)/(\lambda \cdot \sin \varphi^i)). \quad (2)$$

Здесь  $A$  – величина сигнала на входе в слой;  $d$  – эффективная толщина слоя;  $\lambda$  – длина радиоволны;  $k$  – мнимая часть показателя преломления слоя;  $\varphi_i$  – угол волнового вектора сигнала в слое относительно поверхности.

Количественные оценки степени зрелости, влажности растений и готовности к уборке возможны при разработке многослойной модели, содержащей особенности растительности в разные периоды созревания. Объективные экспериментальные данные по влажности для конкретного состояния требуют учета влияния аппаратного искажения сигнала приемной

антенной и изменений рельефа зондируемой площадки. Статистическое усреднение в условиях регистрации большого количества элементарных отсчетов (до 100 000) дает возможность с хорошей точностью получить значения влажности посевов и почвы.

#### Библиографические ссылки

1. Kristine M. Larson et al. GPS Multipath and Its Relation to Near-Surface Soil Moisture Content //IEEE Journal of Selected Topics in Applied Earth Observations and Remote Sensing. 2010. Vol. 3. No 4. Part 2. P. 91–99.
2. Миронов В. Л., Фомин С. В., Сорокин А. В., Музалевский К. В., Михайлов М. И. Восстановление диэлектрической проницаемости почв и лесных покровов при использовании сигналов навигационных спутников ГЛОНАСС и GPS // Известия вузов. Физика. 2012. Т. 55. № 9/2. С. 99–101.
3. Миронов В. Л., Сорокин А. В., Михайлов М. И., Фомин С. В., Музалевский К. В. «Диагностика влажности почвы с использованием поляризационных рефлектограмм сигналов ГЛОНАСС и GPS» // Вестник СибГАУ. 2013. Вып 5 (51). С. 107–109.

#### References

1. Kristine M. Larson et al. GPS Multipath and Its Relation to Near-Surface Soil Moisture Content //IEEE Journal of Selected Topics in Applied Earth Observations and Remote Sensing, vol. 3, no 4, part 2, 2010, pp. 91–99.
2. Mironov V. L., Fomin S. V., Sorokin A. V., Muzalevskij K. V., Mihajlov M. I. Vosstanovlenie dijelektricheskoj pronicaemosti pochv i lesnyh pokrovov pri ispol'zovanii signalov navigacionnyh sputnikov GLONASS i GPS // Izvestija vuzov. Fizika, t. 55, № 9/2, s. 99–101, 2012.
3. Mironov V. L., Sorokin A. V., Mihajlov M. I., Fomin S. V., Muzalevskij K. V. «Diagnostika vlazhnosti pochvy s ispol'zovaniem poljarizacionnyh reflektogramm signalov GLONASS i GPS» // Vestnik SibGAU, 2013, № 5 (51), s. 107–109.

© Миронов В. Л., Михайлов М. И., Сорокин А. В., Пуллаур В. К., 2013

УДК 551.2; 551.24; 550.34; 550.338.2

### ПОДГОТОВКА GPS-ДАННЫХ С ГЛОБАЛЬНЫХ И ЛОКАЛЬНЫХ СЕТЕЙ ЦЕНТРАЛЬНОЙ АЗИИ ДЛЯ ГЕОДИНАМИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ

К. А. Садыков, Б. К. Курманов, А. Ж. Бибосынов, А. В. Виляев

ДТО «Институт ионосферы»

Республика Казахстан, 050020, г. Алматы, Каменское плато. E-mail: sadykovka@gmail.com

Обработаны данные с глобальных и локальных GPS-сетей для исследования геодинамического состояния земной коры территории Центральной Азии.

Построены пространственно-временные распределения скорости движения земной поверхности территории Центральной Азии за 2003–2012 гг.

Ключевые слова: GPS-данные, GAMIT/GLOBK.

**THE PREPARATION OF GPS-DATA FROM GLOBAL AND LOCAL NETWORKS OF CENTRAL ASIA FOR GEODYNAMIC STUDIES**

*K. A. Sadykov, B. K. Kurmanov, A. Zh. Bibosynov, A. V. Viliaev*

Institute of Ionosphere

Kamenskoe plato, Almaty, 050020, Republic of Kazakhstan. E-mail: sadykovka@gmail.com

*For the geodynamic study of the Earth's crust in the Central Asia data from the global and local networks were processed.*

*Spatially-time distribution of the velocity of the Earth's surface movements in Central Asia was built for 2003 to 2012 years.*

*Keywords: GPS-measurement, GAMIT/GLOBK.*

Цель настоящей работы: подготовка и обработка данных с глобальных и локальных GPS-сетей для изучения современных движений земной поверхности территории Центральной Азии за 2003–2012 гг. Построение карт *распределения скорости современных движений земной поверхности территории Центральной Азии* [1].

Основные задачи:

- обработка данных локальной и региональной сетей GPS-измерений на программном комплексе GAMIT/GLOBK;

- создание базы геолого-геофизических, картографических данных территории Центральной Азии;

- построение карт распределения скорости современных движений земной поверхности территории *Центральной Азии* за 2003–2012 гг.

Методы исследований: разработка элементов системы интерпретационной обработки данных GPS и оценка элементов прогностических возможностей технологии GPS на основе расчетов и анализа данных по скорости деформационных процессов земной коры Центральной Азии [2].

Объектом исследований являются современные движения земной поверхности, геологические, геофизические и геодинамические особенности строения

земной коры и литосферы сейсмоопасных регионов Центральной Азии за 2003–2012 гг.

Новизна определяется тем, что для сейсмоопасного региона Казахстана была создана система постоянно действующего геодинамического и геофизического мониторинга. Комплексные экспериментальные данные, полученные системой мониторинга в реальном времени, будут дополнены числовым моделированием, также обработаны на программном комплексе GAMIT/GLOBK.

Полный цикл основного алгоритма подготовки и обработки GPS-данных на программном комплексе GAMIT/GLOBK проиллюстрирован рис. 1.

Результаты и анализ исследований :

- *обработаны спутниковые GPS-данные международного центра SOPAC и сформирован каталог первичных данных за 2003–2012 гг. глобальных GPS-сетей для Центральной Азии по 29 станциям стандарта IGNSS;*

- *создана база геолого-геофизических, картографических данных для Центральной Азии.*

- получены ежегодные распределения скорости движения земной поверхности Центральной Азии за 2003–2012 гг. (рис. 2).

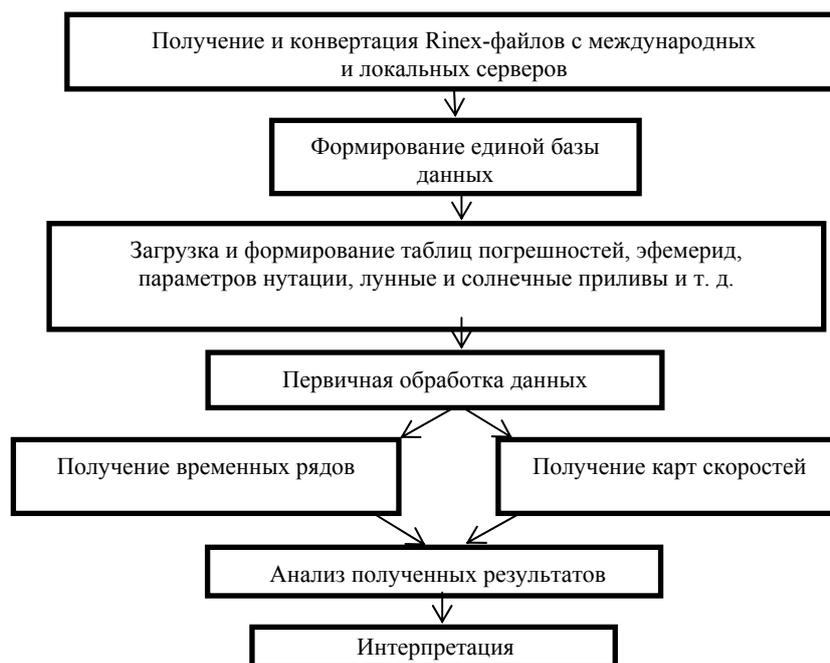


Рис. 1. Блок-схема алгоритма обработки программного комплекса GAMIT/GLOBK

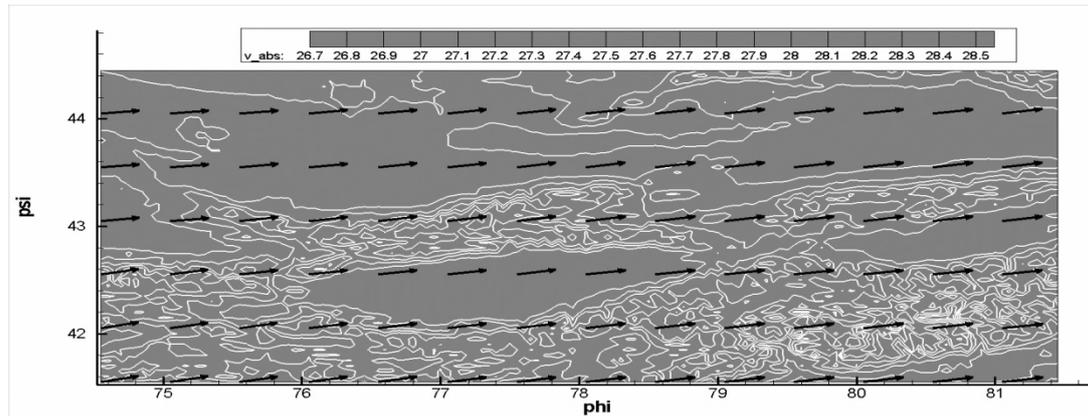


Рис. 2. Движение земной поверхности за 2003–2012 гг. (мм/год) относительно центра Земли

Результаты показывают общую тенденцию направления движения земной поверхности в регионе, что хорошо совпадает с общими выделенными структурными неоднородностями земной коры (разломно-блоковое строение, тектоника, сейсмичность).

#### Библиографические ссылки

1. Zubovich A. V., Trapeznikov Yu. A., Bragin V. D., Mosienko O. I., Shchelochkov G. G., Rybin A. K., Batal'ov V. Yu. Поле деформации, глубинное строение земной коры и пространственное распределение сейсмичности Тянь-Шаня // Геология и геофизика. 2001. Т. 42. № 10. С. 1634–1640.
2. Zubovich A. V., Wang X.-q., Scherba Y. G., Schelochkov G. G., Reilinger R., Reigber C., Mosienko O. I., Molnar P., Michajljow W., Makarov V. I., Li J., Kuzikov S. I., Herring T. A., Hamburger M. W., Hager B. H., Dang Y.-m., Bragin V. D. and Beisenbaev R. T. GPS velocity field for the Tien Shan and surrounding regions.

Tectonics, 2010, Vol. 29, TC6014, doi:10.1029/2010TC002772.

#### References

1. Zubovich A. V., Trapeznikov Ju. A., Bragin V. D., Mosienko O. I., Shhelochkov G. G., Rybin A. K., Batal'ov V. Ju. Pole deformacii, glubinnoe stroenie zemnoj kory i prostranstvennoe raspredelenie seismichnosti Tjan'-Shanja. Geologija i geofizika. 2001. T. 42. № 10. S. 1634--1640.
2. Zubovich A. V., Wang X.-q., Scherba Y. G., Schelochkov G. G., Reilinger R., Reigber C., Mosienko O. I., Molnar P., Michajljow W., Makarov V. I., Li J., Kuzikov S. I., Herring T. A., Hamburger M. W., Hager B. H., Dang Y.-m., Bragin V. D. and Beisenbaev R. T.. GPS velocity field for the Tien Shan and surrounding regions. Tectonics, 2010, Vol. 29, TC6014, doi:10.1029/2010TC002772.

© Садыков К. А., Курманов Б. К., Бибосинов А. Ж., Виляев А. В., 2013

УДК 537.86

### АНАЛИТИЧЕСКИЕ ВОЗМОЖНОСТИ СИГНАЛОВ НАВИГАЦИОННЫХ СПУТНИКОВ В МОНИТОРИНГЕ ЗЕМНЫХ ПОКРОВОВ

Д. А. Ятманов, М. И. Михайлов, В. А. Фельк

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: yda@prom-it.ru

*Представлен анализ расположения спутников навигационной системы GPS на небесной сфере в заданной точке земной поверхности. Сформулированы рекомендации по использованию сигналов навигационных спутников для радиомониторинга земных покровов.*

*Ключевые слова: навигационные спутники, временная карта позиций, радиомониторинг.*

### ANALITICAL POSSIBILITIES OF NAVIGATIONAL SATELLITES SIGNALS IN MONITORING OF THE EARTH'S COVERS

D. A. Yatmanov, M. I. Mikhailov, V. A. Fel'k

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: yda@prom-it.ru

*Mass-volume characteristics of grain crops and agronomic data for typical soils are presented. Adequate physical models allowing to raise humidity of crops and soils are considered. The estimation of effectiveness of radio monitoring use in the practice of selective work and grain production was carried out.*

*Keywords: interference, reflectogram, signals of navigation satellites, humidity, soil, grain crops.*

Методы интерференционной рефлектометрии с использованием сигналов группировок навигационных космических аппаратов (НКА) GPS активно используются в мониторинге земных покровов [1-3]. Исследования в данном направлении определяют реальную перспективу создания эффективных методик непрерывного локального мониторинга массово-объемных характеристик разных видов земных покровов.

В данной работе представлены экспериментальные данные по анализу работы полупрофессиональных GPS приемников для применения в мониторинге земных покровов.

В сентябре 2013 года проведен прием сигналов навигационных спутников GPS с целью определения положения спутников на небесной сфере и уровня сигнала на станции Бадаложный (Козульский район Красноярского края). Выбраны две площадки для эксперимента. Первая – с неоднородным земным покровом (поле, лес, строения), вторая – поле после покоса. В экспериментах были использованы: когерентное радиоизлучение НКА, группировки GPS. В качестве измерительной аппаратуры, использовался GPS-приемник GlobalSat BU-353.

Globalsat BU-353 позволяет в реальном времени круглосуточно принимать сигналы навигационной системы GPS. Элементарные отсчеты амплитуды принимаемого сигнала регистрировались с частотой 0.2 Гц.



Временные зависимости угловых координат спутников GPS.

На рисунке представлены временные зависимости угловых координат спутников за три сеанса наблюдений с общей длительностью 17 часов 44 минуты.

Видно, что в северной зоне есть место непрохождения спутников. Это обстоятельство позволяет оптимально спланировать расположение приемника относительно объекта мониторинга с использованием сигналов НКА. В условиях стационарного расположения приемника для пассивного мониторинга земных покровов возможна реализация измерений с использованием сигналов различных спутников в одних и тех же условиях.

Разработана и апробирована методика обработки данных с полупрофессиональных GPS-приемников в формате NMEA. Получены временные зависимости угловых координат НКА группировки GPS. В северной части небесной сферы выявлена граница зоны без траекторий спутников GPS.

#### Библиографические ссылки

1. Kristine M. Larson et al. GPS Multipath and Its Relation to Near-Surface Soil Moisture Content // IEEE Journal of Selected Topics in Applied Earth Observations and Remote Sensing. 2010. Vol. 3. No 4. Part 2. P. 91–99.
2. Mironov V. L., Kosolapova L. G., and Fomin S. V., Physically and mineralogically based spectroscopic dielectric model for moist soils // IEEE Trans. Geosci. Remote Sens. 2009. Vol. 47. No. 7. Jul. P. 2059–2070.
3. Миронов В. Л., Фомин С. В., Сорокин А. В., Музалевский К. В., Михайлов М. И. Восстановление диэлектрической проницаемости почв и лесных покровов при использовании сигналов навигационных спутников ГЛОНАСС и GPS // Известия вузов. Физика. 2012. Т. 55. № 9/2. С. 99–101.

#### References

1. Kristine M. Larson et al., IEEE Journal of Selected Topics in Applied Earth Observations and Remote Sensing, Vol. 3, no 4, part 2. 2010, pp. 91–99.
2. Mironov V. L., Kosolapova L. G., and Fomin S. V. // IEEE Trans. Geosci. Remote Sens., Vol. 47, no. 7, pp. 2059–2070, Jul. 2009.
3. Mironov V. L., Fomin S. V., Sorokin A.V., Muzalevskiy K. V, Mikhaylov M. I., Izvestiya VUZov. Fizika. Vol. 55, no 9/2, pp. 99–101, 2012.

© Ятманов Д. А., Михайлов М. И.,  
Фельк В. А., 2013

*Секция*

**«МЕХАНИКА СПЕЦИАЛЬНЫХ СИСТЕМ»**



## ЦЕПНАЯ ПЕРЕДАЧА ОБРАБАТЫВАЮЩИХ МАШИН

А. В. Добрава, А. Г. Ермолович

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: nastiakras@list.ru

Приведена конструкция цепной передачи, которая может быть использована в приводах для обеспечения надежности и плавности работы передачи, а также приведенная конструкция может обеспечить повышение ее износостойкости на прямолинейных участках.

Ключевые слова: поступательный привод, цепная передача, режущий инструмент, кинематические параметры.

## CHAIN DRIVE OF PROCESSING MACHINES

A. V. Dobrova, A. G. Ermolovich

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochoy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: nastiakras@list.ru

The modified construction of the chain drive is presented. This modified chain drive can be used in the cases when the ruggedness and smoothness are needed. Moreover this structure provides the increase in wear-resistance on the linear distances.

Keywords: linear actuator, chain reciprocating drive, cutting tool, kinematic characteristics.

Применяемые в настоящее время цепные передачи имеют ряд существенных недостатков. Так, зубчатые цепи (ГОСТ 13552–81) имеют высокую металлоемкость. У роликовых и втулочных цепей (ГОСТ 13568–75 и 21834–76) вход шарниров в зацепление с зубьями звездочек сопровождается значительными ударами, снижающими прочность соединений, сопротивление усталости и износостойкость элементов передачи и являющимися основной причиной шума при работе цепного привода [1]. Другим существенным недостатком роликовых и втулочных цепей с прямыми пластинами является неравномерность движения цепи и ведомой системы, обусловленная полигональным эффектом.

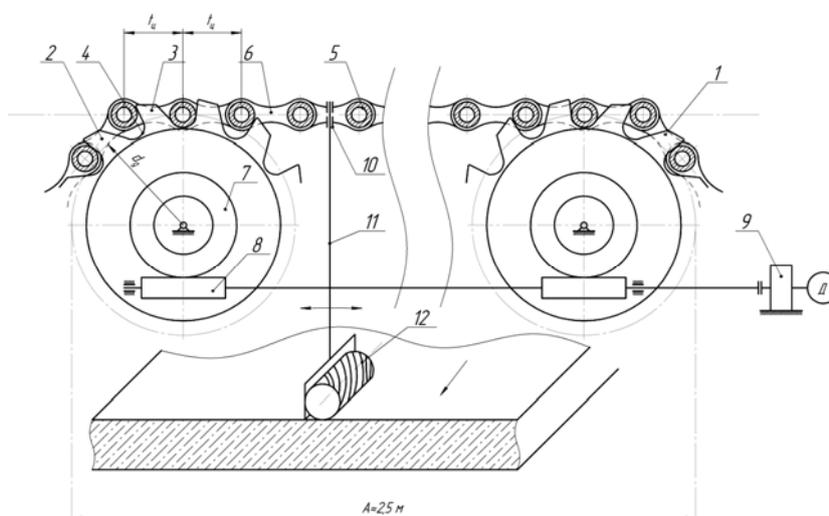
Так, для улучшения эксплуатационных качеств передачи предлагается увеличить поверхность контакта обеих звездочек с роликами цепи. Для достижения данной

цели в цепной передаче ведущими являются обе звездочки, вращающиеся с равными угловыми скоростями.

Известные цепные передачи не обеспечивают плавности работы и износостойчивость на прямолинейном участке, так как в зацепление входит только один зуб. Для обеспечения надежности и плавности работы передачи, а также повышения ее износостойчивости на прямолинейном участке шаг звездочки выполнен в зависимости от шага по следующему соотношению [2]:

$$t_{зв} \leq 2 - \frac{t_{ц}}{360^\circ} \cdot \sin \frac{180^\circ}{z}, \quad (1)$$

где  $t_{зв}$  – шаг звездочки;  $t_{ц}$  – шаг цепи;  $z$  – число зубьев звездочки.



Цепная передача обрабатывающего станка

На рисунке изображен общий вид звездочек во взаимодействии с прямолинейным участком цепи. Звездочки 1, 2 с диаметром делительной окружности  $d_g$  выполнены с зубьями, имеющими односторонние вогнутости 4, которые контактируют с роликами 5 прямолинейной цепи 6 с шагом  $t_c$ . На звездочках неподвижно закреплены червячные колеса 8, приводящиеся в движение электроприводом 9. Данную цепную передачу можно использовать в приводах для обеспечения надежности и плавности работы передачи, а также повышения ее износостойкости на прямолинейных участках при длине обработки до 2,5 м. Для этого на звено цепи закреплен вращающийся двигатель 10, обеспечивающий горизонтальное положение его со штангой 11, которая перемещает инструмент 12 на прямолинейном участке АВ.

По рисунку видно, что зубья 3 контактируют с роликами цепи 6 при работе не менее чем с шестью роликами прямолинейной цепи, обеспечивая плавность, равномерность хода инструмента 12 и надежность работы.

### Библиографические ссылки

1. Воробьев Н. В. Цепные передачи. Изд. 4-е. М. : Машиностроение, 1968. 252 с.
2. А. с. 369315 СССР, МКИЗ F16h 7/06. Цепная передача / А. А. Готовцев, И. П. Котенок, С. А. Филатов, М. Н. Мальцева, З. Л. Гуревич ; Завод «Гомсельмаш». № 1336437/25-27. Заявл. 31.5.1969. Оpubл. 08.11.73. Бюл. № 10.

### References

1. Vorob'ev N. V. Tseпnye peredachi. 4-e izd.. M. : Mashinostroenie, 1968. 252 s.
2. A. s. 369315 SSSR, MKIZ F16h 7/06. Tseпnaya peredacha / A. A. Gotovcev, I. P. Kotenok, S. A. Filatov, M. N. Mal'tceva, Z. K. Gurevich ; Zavod "Gomcel'mash". № 1336437/25-27. Zayavleno 31.05.1969. Opubl. 08.11.73. Bul. № 10.

© Доброва А. В., Ермолович А. Г., 2013

УДК 62-752

## МЕХАНИЗМЫ МЕЖПАРЦИАЛЬНЫХ СВЯЗЕЙ В МЕХАНИЧЕСКИХ КОЛЕБАТЕЛЬНЫХ СИСТЕМАХ С ТВЕРДЫМ ТЕЛОМ

С. В. Елисеев, А. И. Артюнин, Е. В. Каимов

<sup>1</sup>Иркутский государственный университет путей сообщения  
Россия, 664074, г. Иркутск, ул. Чернышевского, 15

E-mail: eliseev\_s@inbox.ru, artyunin\_ai@irgups.ru, Eugen-Kaimov@yandex.ru

*Обсуждаются возможности нетрадиционных подходов в построении систем подвески транспортных средств или виброзащиты оборудования. Предлагается метод построения математических моделей для оценки динамических свойств системы с учетом введения дополнительных связей в виде механизмов для преобразования движения.*

*Ключевые слова: устройства для преобразования движения, механические колебательные системы, передаточные функции виброзащитных систем, структурные схемы.*

## MECHANISMS OF AMONGPARTIAL COMMUNICATIONS IN MECHANICAL OSCILLATION SYSTEMS WITH A RIGID BODY

S. V. Eliseev<sup>1</sup>, A. I. Artiunin<sup>2</sup>, E. V. Kaimov<sup>3</sup>

<sup>1</sup>Irkutsk State Transport University  
15, Chernyishevskogo str., Irkutsk, 664074, Russia

E-mail: eliseev\_s@inbox.ru, artyunin\_ai@irgups.ru, Eugen-Kaimov@yandex.ru

*Possibilities of nontraditional approaches in creation of suspender systems of vehicles or protection of equipment against vibration are discussed. The method of creation of mathematical models for assessment of dynamic properties of a system taking into account the introduction of additional communications in the form of gears for movement transformation is offered.*

*Keywords: arrangements for transformation of movement, mechanical oscillation systems, transfer functions of systems against vibrations, structural schemes.*

Защита транспортных средств и технологического оборудования от действия вибрационных возмущений основана на применении широкого спектра специальных упруго-диссипативных элементов в виде аморти-

заторов, демпферов, виброизоляторов различного назначения [1–3]. Вместе с тем ряд вопросов, связанных с изучением возможностей введения в структуры механических колебательных систем специальных уст-

ройств для преобразования движения, еще не получил должной детализации рассмотрения, что предопределяет интерес к поискам нетрадиционных средств повышения эффективности виброзащитных систем. В предлагаемом докладе рассматриваются возможности изменения динамических свойств механических колебательных систем при введении в их структуру специальных механизмов, использующих рычажные связи и возникающие при этом эффекты.

**I. Общие положения. Постановка задачи исследования.** Рассматривается расчетная схема виброзащитной системы с двумя степенями свободы (рис. 1).

Особенности рассматриваемой схемы заключаются во введении нового типа связей в виде шарнирно-рычажных механизмов и устройств для преобразования движения. Такие связи реализуют несвойственные обычным системам динамические взаимодействия [1; 3]. Используются следующие обозначения:  $l_1, l_2$  – расстояния до центра тяжести т.  $O$ ;  $y_1, y_2, y$  и  $\varphi$  – системы обобщенных координат относительно неподвижного базиса;  $z_1, z_2$  – кинематические возмущения;  $M, I$  – масса и момент инерции объекта защиты (твердого тела);  $k_1, k_2, k'_3$  – коэффициенты упругих элементов;  $l_3 \div l_6$  – длины звеньев рычажных механизмов. Полагается, что система совершает малые колебания относительно положения статического равновесия; в положении статического равновесия углы наклона звеньев рычажного механизма, согласно рис. 1, определяются:  $\varphi_1, \varphi_{10}$  и  $\varphi_2, \varphi_{20}$ . При этом твердое тело совершает только вертикальные движения. Точки  $A_1$  и  $B_1$  соединены устройством для преобразования движения, в котором наклон линии  $A_1B_1$  не оказывает существенного влияния. Полагается, что  $l_3 = l_4 = l_5 = l_6 = l, \varphi_{10} = \varphi_1, \varphi_{20} = \varphi_2$ ; стержни шарнирно-рычажных механизмов считаются невесомыми.

На рис. 2 представлена принципиальная схема взаимного расположения стержней шарнирно-рычажного механизма.

Опуская геометрические детали, отметим, что в соответствии с рис. 2 смещение точки  $A_1$  при изменении координаты  $y_1$  составляет  $\Delta A_1 = b_1 \times y_1$ , где  $b_1$  – геометрический параметр. При движении по координате  $y_2$  выполняется  $\Delta B_2 = b_2 \times y_2$ , где  $b_2$  – также геометрический параметр.

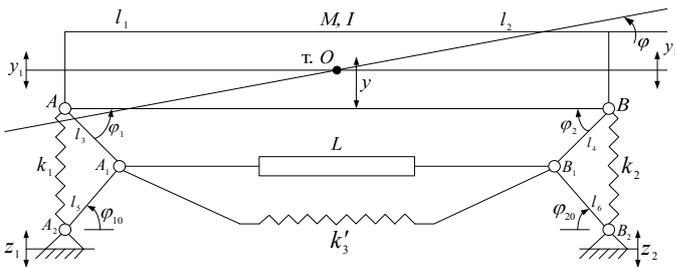


Рис. 1. Расчетная схема виброзащитной системы с двумя степенями свободы с рычажными взаимодействующими механизмами

Если принять, что  $\varphi_1 = \varphi_2$ , то  $b_1 = b_2$ ; устройство для преобразования может работать в зависимости от способа расположения шарнирно-рычажных механизмов (симметрично или однонаправлено), тогда изменение длины  $A_1B_1$  определяется:

$$\Delta(A_1B_1) = b_1 (y_1 \mp y_2).$$

Что касается  $b_1$  и  $b_2$ , то при  $z_1 = 0, z_2 = 0$  и  $l = l_i (i = \overline{3, 6}), b_1 = b_2 = \text{tg}\varphi_1$ .

**II. Построение математических моделей.** Найдем выражения для кинетической и потенциальной энергий системы:

$$T = \frac{1}{2} M \left( a \dot{y}_1 + b \dot{y}_2 \right)^2 + \frac{1}{2} J c^2 \left( \dot{y}_2 - \dot{y}_1 \right)^2 + \frac{1}{2} L b_1^2 \left( \dot{y}_1 + z_1 - \dot{y}_2 \right)^2, \quad (1)$$

$$P = \frac{1}{2} k_1 \cdot (y_1 - z_1)^2 + \frac{1}{2} k_2 \cdot y_2^2 + \frac{1}{2} k_3 \cdot (y_1 + z_1 - y_2)^2. \quad (2)$$

Система дифференциальных уравнений движения в координатах  $y_1$  и  $y_2$  примет вид:

$$\begin{aligned} \bar{y}_1 \left[ (M a^2 + J c^2 + L_1) p^2 + k_1 + k_3 \right] + \\ + \bar{y}_2 \left[ (M a b - J c^2 - L_1) p^2 - k_3 \right] = \\ = k_1 \bar{z}_1 - k_3 \bar{z}_1 - L_1 \bar{z}_1 p^2, \end{aligned} \quad (3)$$

$$\begin{aligned} \bar{y}_2 \left[ (M b^2 + J c^2 + L_1) p^2 + k_2 + k_3 \right] + \\ + \bar{y}_1 \left[ (M a b - J c^2 - L_1) p^2 - k_3 \right] = k_3 \bar{z}_1 - L_1 \bar{z}_1. \end{aligned} \quad (4)$$

**III. Анализ динамических свойств.** Межпарциальные связи имеют упруго-инерционный характер. Это предполагает возможность появления эффекта «развязки» парциальных систем на частоте внешнего воздействия:

$$\omega^2 = \frac{k_3}{J c^2 + L_1 - M a b}. \quad (5)$$

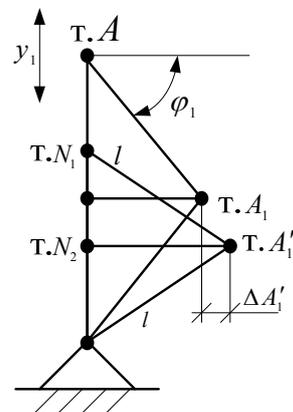


Рис. 2. Схема расположения стержней при малых изменениях угла  $\varphi_1$

Отметим также, что приведенная масса инерции  $L_1$  устройства для преобразования движения может рассматриваться как настроечный параметр. В частности, параметр  $L_1$  входит в выражения для определения парциальных частот колебаний:

$$\omega_1^2 = \frac{k_1 + k_3}{Jc^2 + L_1 + Ma^2}, \quad (6)$$

$$\omega_2^2 = \frac{k_2 + k_3}{Jc^2 + L_1 + Mb^2}. \quad (7)$$

Так как внешнее возмущение действует одновременно на входы по координатам  $\bar{y}_1$  и  $\bar{y}_2$ , то передаточные функции определяются на основе принципа суперпозиции:

$$W_1(p) = \frac{\bar{y}_1}{z_1} = \frac{1}{A_0} \times \left\{ \begin{aligned} & \left[ (k_1 - k_3 - L_1 p^2) \cdot \left[ (Mb^2 + Jc^2 + L_1) p^2 + k_2 + k_3 \right] + \right. \\ & \left. + (L_1 p^2 + k_3) \cdot \left[ (Jc^2 - Mab + L_1) p^2 + k_3 \right] \right] \end{aligned} \right\}, \quad (8)$$

$$W_2(p) = \frac{\bar{y}_2}{z_1} = \frac{1}{A_0} \times \left\{ \begin{aligned} & \left[ (k_1 - k_3 - L_1 p^2) \cdot \left[ (Jc^2 - Mab - L_1) p^2 + k_3 \right] + \right. \\ & \left. + (L_1 p^2 + k_3) \cdot \left[ (Jc^2 + Ma^2 + L_1) p^2 + k_1 + k_3 \right] \right] \end{aligned} \right\}, \quad (9)$$

где

$$A_0 = \left[ (Ma^2 + Jc^2 + L_1) p^2 + k_1 + k_3 \right] \times \left[ (Mb^2 + Jc^2 + L_1) p^2 + k_2 + k_3 \right] - \left[ (Jc^2 - Mab + L_1) p^2 + k_3 \right]^2. \quad (10)$$

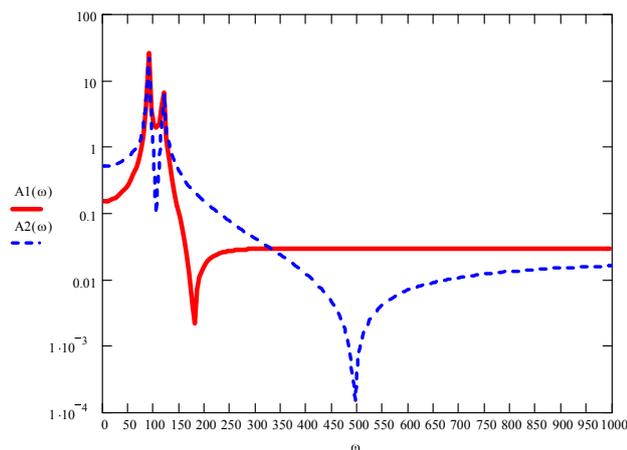


Рис. 3. Амплитудно-частотная характеристика виброзащитной системы

При движении по координатам  $y_1$  и  $y_2$ , из (8) и (9) следует, что возможны в общем случае по два режима динамического гашения колебаний по каждой из координат  $y_1$  и  $y_2$ . График амплитудно-частотной характеристики, показанный на рис. 3, подтверждает справедливость проведенных исследований.

**Заключение.** 1. Предложен способ изменения динамических свойств, основанный на введении в колебательную систему механических стержневых структур, соединяемых механизмом для преобразования движения. Такой прием позволяет изменять характер межпарциальных связей и тем самым настраивать системы на определенные задачи виброзащиты.

2. В качестве настроечных параметров системы могут использоваться значения приведенного момента инерции  $L$ , жесткости пружины дополнительной связи  $k_3$  и параметров геометрической природы  $b$ , зависящих от конфигурации системы, которая может изменяться независимо.

### Библиографические ссылки

1. Елисеев С. В., Артюнин А. И., Ермошенко Ю. В., Ковыршин С. В., Большаков Р. С., Елисеев А. В., Каимов Е. В., Паршута Е. А. Методологические подходы в системном анализе и математическом моделировании механических колебательных систем. Депонированная рукопись. № 37. 07.02.2013.
2. Белокобыльский С. В., Елисеев С. В. Обобщенные представления о задачах вибрационной защиты // Системы. Методы. Технологии. 2013. № 1. С. 7–15.
3. Елисеев С. В., Артюнин А. И., Каимов Е. В. Особенности динамических воздействий в схемах подвески транспортных средств с устройством для преобразования движения // Международный журнал прикладных и фундаментальных исследований. 2013. № 7. С. 11–20.

### References

1. Eliseev S. V., Artyunin A. I., Ermoshenko Yu. V., Kovyirshin S. V., Bol'shakov R. S., Eliseev A. V., Kaimov E. V., Parshuta E. A. *Metodologicheskie podkhodyi v sistemnom analize i matematicheskom modelirovanii mekhanicheskikh kolebatel'nykh sistem.* (Methodological approaches in the system analysis and mathematical modeling of mechanical oscillatory systems). *Deponirovannaya rukopis'* № 37. 07.02.1013.
2. Belokobilskij S. V., Eliseev S. V. *Sistemyi. Metodyi. Tekhnologii.* 2013. № 1, pp. 7–15.
3. Eliseev S. V., Artyunin A. I., Kaimov E. V. *Mezhdunarodnyi zhurnal prikladnykh i fundamental'nykh issledovaniy.* 2013. № 7, pp. 11–20.

© Елисеев С. В., Артюнин А. И., Каимов Е. В., 2013

**РЫЧАЖНЫЕ МЕХАНИЗМЫ С ПЕРЕМЕННЫМИ ПЕРЕДАТОЧНЫМИ ОТНОШЕНИЯМИ  
В ДИНАМИКЕ МЕХАНИЧЕСКИХ КОЛЕБАТЕЛЬНЫХ СИСТЕМ**

С. В. Елисеев<sup>1</sup>, В. Б. Кашуба<sup>2</sup>, Е. А. Паршута<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Иркутский государственный университет путей сообщения  
Россия, 664074, г. Иркутск, ул. Чернышевского, 15. E-mail: eliseev\_s@inbox.ru

<sup>2</sup>Братский государственный университет  
Россия, 665709, Иркутская область, г. Братск, ул. Макаренко, 40. E-mail: plemja@rambler.ru

*Рассматривается рычажный механизм с переменным передаточным отношением как устройство для реализации режимов динамического гашения колебаний в задачах вибрационной защиты объектов. Предлагаются метод построения математической модели системы и возможные приемы их упрощения на основе структурных интерпретаций.*

*Ключевые слова: рычажный механизм, передаточное отношение, вибрационная защита, динамическое гашение колебаний.*

**LEVER MECHANISMS WITH THE VARIABLE TRANSFER RELATIONS IN DYNAMICS  
OF MECHANICAL OSCILLATION SYSTEMS**

S. V. Eliseev<sup>1</sup>, V. B. Kashuba<sup>2</sup>, E. A. Parshuta<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Irkutsk State Transport University  
15, Chernyishevskogo str., Irkutsk, 664074, Russia. E-mail: eliseev\_s@inbox.ru

<sup>2</sup>Bratsk State University  
40, Makarenko str., Bratsk, 665709, Russia. E-mail: plemja@rambler.ru

*The lever mechanisms with a variable transfer relation as a device for realization of modes of dynamic damping of fluctuations in problems of vibration protection of objects is considered. The method of creation of a mathematical model of a system and possible ways of their simplification on the basis of structural interpretations is offered.*

*Keywords: lever mechanism, transfer relation, vibration protection, dynamic damping of fluctuations.*

**I. Введение.** В динамике механических колебательных систем рычажные связи оказывают существенное влияние на динамику взаимодействия составляющих массоинерционных и упругих элементов. Возможности таких систем рассмотрены в работах [1; 2], в которых были развиты подходы к решению задач динамического синтеза при разработке способов и средств реализации режимов динамического гашения объектов при действии периодических возмущений. В меньшей степени разработаны теоретические основы и вопросы реализации при построении виброзащитных систем с рычажными механизмами, имеющими переменные передаточные механизмы.

В докладе обсуждаются возможности динамических взаимодействий сочлененных твердых тел, одно из которых имеет криволинейную поверхность контакта. Предполагается, что связи носят двусторонний характер.

**II. Расчетная схема. Общие положения.** На рис. 1 приведена расчетная схема системы, состоящей из твердого тела с массоинерционными параметрами  $M, J$  (масса и момент инерции), перекатывающегося по горизонтальной поверхности, и твердого тела 2 с массой  $m$ , совершающего вертикальные движения (координата  $y$ ) при наличии двух упругих элементов  $k_1$  и  $k_2$ , обеспечивающих взаимодействие.

Для построения математической модели используются выражения для кинетической и потенциальной энергий системы:

$$T = \frac{1}{2} J \cdot (\dot{\varphi})^2 + \frac{1}{2} m (\dot{y})^2, \quad (1)$$

$$\Pi = \frac{1}{2} k \cdot (y - z) + \frac{1}{2} k_1 (y_A - y)^2 + \frac{1}{2} k_2 (y_B - y)^2, \quad (2)$$

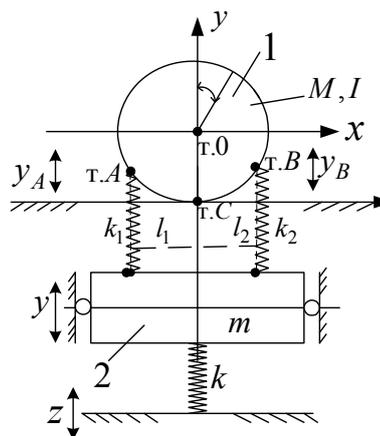


Рис. 1. Расчетная схема механической колебательной системы с рычажным механизмом переменного передаточного отношения

Для определения необходимых параметров и координат используется кинематическая схема, представленная на рис.2.

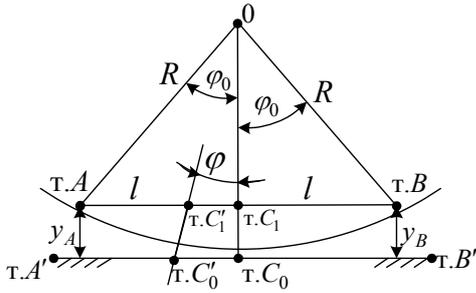


Рис. 2. Кинематическая схема для определения точек контакта при перекачивании

При  $l = R \sin \varphi_0$  получим, что:

$$i = \frac{l_2}{l_1} = \frac{\sin \varphi_0 + \sin \varphi}{\sin \varphi_0 - \sin \varphi}. \quad (3)$$

При малых  $\varphi$ :

$$i = \frac{a + \sin \varphi}{a - \sin \varphi}, \quad (4)$$

где  $a = \sin \varphi_0$ .

**III. Построение математической модели.** При разложении (4) в ряд по  $\varphi$  и соответствующих преобразованиях и упрощениях система уравнений движения принимает вид

$$m \ddot{y} + y \cdot (k_1 + k_2) + \varphi \cdot Ra \cdot (k_2 - k_1) + 2k_2 R^2 \varphi^2 = kz, \quad (5)$$

$$J_0 \ddot{\varphi} + \varphi \cdot k^2 \cdot a^2 \cdot (k_1 + k_2) + y \cdot Ra \cdot (k_2 - k_1) + 6k_2 R^2 a \varphi^2 + 2Rk_2 y \varphi = 0. \quad (6)$$

На рис. 3 приведена структурная схема линеаризованной системы.

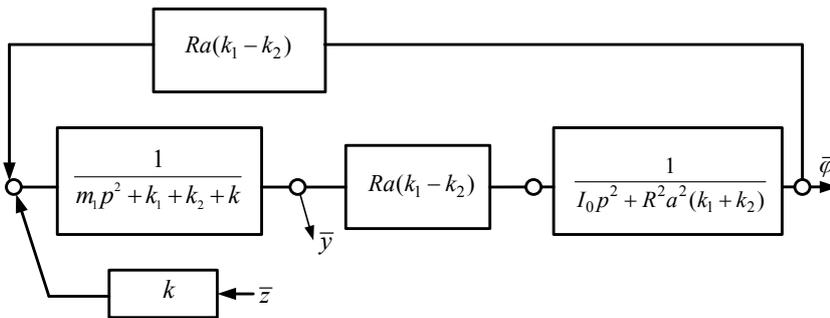


Рис. 3. Структурная модель системы по рис. 1

Получены выражения для определения частот собственных колебаний и динамического гашения:

$$\omega_{\text{соб}}^2 = \frac{4k_1 k_2 + k \cdot (k_1 + k_2)}{m \cdot (k_1 + k_2)}; \quad (7)$$

$$\omega_{\text{дин}}^2 = \frac{R^2 \cdot a^2 \cdot (k_1 + k_2)}{m \cdot (k_1 + k_2)}.$$

При приложении статического усилия непосредственно к объекту защиты приведенная жесткость определяется:

$$k_{\text{пр}} = \frac{4k_1 k_2}{(k_1 + k_2)} + k. \quad (8)$$

**Заключение.** Отметим также, что определенное значение имеет предварительная оценка отклонения от симметричной формы расположения точек крепления упругих элементов и, в том числе, расположение центра тяжести внешнего цилиндра (рис. 1).

Рассмотренное взаимодействие инерционных элементов производилось в предположении малости параметров движения по горизонтальной оси  $x$ . На самом деле параметры такого движения имеют существенное значение, поскольку точка контакта (т. С) или опора рычага может достигать границы, определенной параметрами крепления упругих элементов системы, что, в свою очередь, формирует неустойчивое динамическое состояние, по прохождении которого происходит трансформация типа рычага. Все названные эффекты вполне реализуемы при больших радиусах кривизны рычажной поверхности, поэтому проявление нелинейных эффектов может возникать уже при малых углах поворота рычага.

Рычажная связь, реализующая взаимодействие, характерные для кинематических пар IV класса, может быть использована для построения самонастраивающихся динамических гасителей колебаний, в различных конструктивно-технических вариантах положения рычага по отношению к объекту защиты. Однако динамические свойства, особенно виброзащитных систем, должны достаточно тщательно оцениваться в плане обеспечения устойчивости движения.

**Библиографические ссылки**

1. Елисеев С. В., Белокобыльский С. В., Упырь Р. Ю., Гозбенко В. Е. Рычажные связи в задачах динамики механических колебательных систем. Теоретические аспекты. Депонир. рукопись № 737. 2009. 27.11.2009.
2. Белокобыльский С. В., Елисеев С. В., Кашуба В. Б. Прикладные задачи структурной теории виброзащитных систем. СПб.: Политехника, 2013. 363 с.

**References**

1. Eliseev S. V., Belokobilskij S. V., Upry R. Yu., Gozbenko V. E. *Ryichazhnyie svyazi v zadachakh dinamiki mekhanicheskikh kolebatel'nyikh system. Teoreticheskie aspekty.* (Lever communications in problems of dynamics of mechanical oscillation systems. Theoretical aspects) *Deponirovannaya rukopis' № 737.* 2009. 27.11.2009.
2. Belokobilskij S. V., Eliseev S. V., Kashuba V. B. *Prikladnyie zadachi strukturnoi teorii vibrozashitnyikh sistem* (Applied tasks of the structural theory of vibroprotection systems). Saint-Petersburg.: Politekhnik, 2013, 363 p.

УДК 62.752

## МЕТОДОЛОГИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ КРИТИЧЕСКИХ РЕЖИМОВ ДВИЖЕНИЯ СОСТАВНЫХ ТВЕРДЫХ ТЕЛ ПРИ ВИБРАЦИОННЫХ НАГРУЗКАХ

А. В. Елисеев<sup>1</sup>, И. С. Ситов<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Иркутский государственный университет путей сообщения  
Россия, 664074, г. Иркутск, ул. Чернышевского, 15. E-mail: eavsh@ya.ru

<sup>2</sup>Братский государственный университет  
Россия, 665709, г. Братск, ул. Макаренко, 40. E-mail: sitov@yandex.ru

*Рассматривается задача по определению условий сохранения целостности составного твердого тела, находящегося под воздействием кинематического возбуждения. Предложен методологический подход определения критических амплитуд и частот гармонического возбуждения, при которых полная контактная реакция обеспечивает целостность составного твердого тела.*

*Ключевые слова: неударяющие связи, контакт, динамическая реакция, статическая реакция, составное твердое тело.*

## METHODOLOGICAL BASIS OF CRITICAL MOVEMENT CONDITIONS OF COMPOSITE RIGID OBJECTS UNDER VIBRATION

A. V. Eliseev, I. S. Sitov

Irkutsk State Transport University  
15, Chernyshevskogo str., Irkutsk, 664074, Russia. E-mail: eavsh@ya.ru

<sup>2</sup>Bratsk State University  
40, Makarenko str., Bratsk, 665709, Russia. E-mail: sitov@yandex.ru

*The problem of determining the conditions for maintaining the integrity of the composite rigid body under the influence of kinematic excitation is considered. Methodological approach of determining the critical amplitude and frequency of the harmonic excitation, in which the reaction is complete contact ensures the integrity of the composite solid, is proposed.*

*Keywords: unilateral constraints, contact, dynamic response, static reaction, composite solid.*

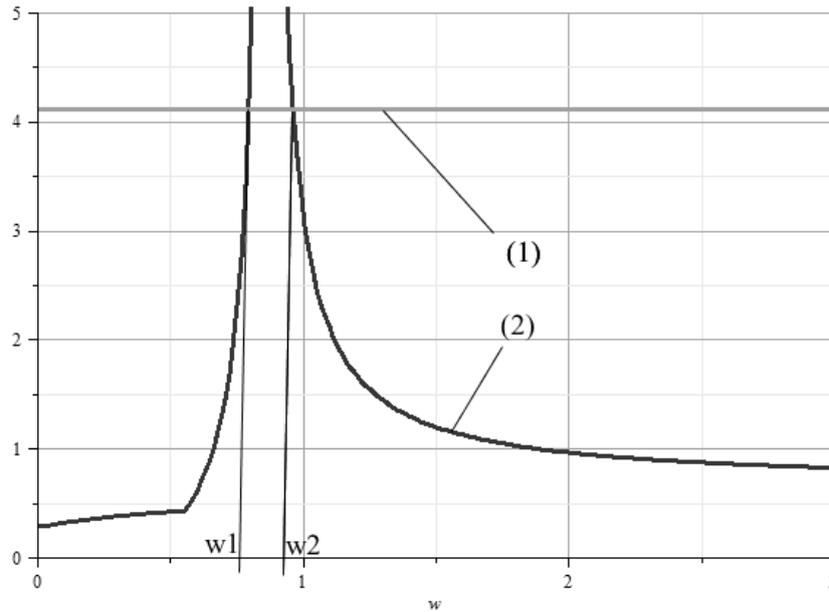
Создание надежных приборов, механизмов и машин требует предварительного теоретического исследования динамических свойств математической модели объекта. Внутренние реакции между частями составного тела определяют условие отсутствия в механической системе между составными элементами зазора, возникновение которого при вибрационных воздействиях может привести к разрушению. Определение и исследование полных контактных реакций в составном твердом теле является ключевым этапом исследования динамических характеристик механической колебательной системы, содержащей составное твердое тело.

Основные результаты исследования контактного взаимодействия при неударяющих связях отражены в работах по теоретической и аналитической механике, теории механизмов и машин, теории вибрационного переноса, теории виброударных процессов [1–5]. Специальные исследования контактного взаимодействия, динамики колебательного процесса с неударяющими связями, условий нарушения и существования контакта [6–8] частично позволяют решить задачу обеспечения надежности. Несмотря на ранее полученные результаты, вопросы условий, при которых составные элементы механической колебательной системы находятся в состоянии неударяюще-

го контакта, требуют разработки на уровне методологических основ.

В работе рассматривается механическая система с одной степенью свободы, представленная составным твердым телом, которое сформировано тремя твердыми телами некоторых масс и содержит две поверхности контакта. В статическом состоянии контакт между составными элементами обеспечивается начальными поджатиями упругих элементов. Система подвергается кинематическому возбуждению посредством соединения упругими элементами составных частей с поверхностями колебания, которые двигаются по гармоническому закону с определенными частотами и амплитудами. Задача состоит в определении области критических параметров кинематического возбуждения системы, для которой неударяющий контакт между тремя составными частями будет сохраняться в процессе колебания системы.

В основе решения данной задачи лежит метод представления полных контактных реакций между парами элементов, находящихся в контакте, на статическую и динамическую компоненты. В качестве достаточного условия обеспечения контакта выбрано условие знакопостоянства полной контактной реакции во всей временной области для фиксированных амплитуд и частоты внешнего возбуждения.



Частотный диапазон:  
1 – модуль статической реакции; 2 – максимальный модуль динамической реакции  
в зависимости от частоты внешнего воздействия

Построенное аналитическое выражение максимума модуля динамической реакции позволяет сравнить его с модулем статической компоненты и ответить на вопрос о существовании точки на траектории движения системы, для которой полная реакция равна нулю. В соответствии с рисунком представлены графики функций: 1 – модуль статической реакции в контакте при фиксированной амплитуде колебания; 2 – максимальный модуль динамической реакции. Частотные области  $\omega < \omega_1$  и  $\omega > \omega_2$  исключают возможность возникновения разрыва в сочленении для одной из пар контактирующих элементов. Для случая двух различных контактов необходимо рассмотреть взаимное размещение двух частотных областей безотрывного движения для каждого из контактов.

Предложенный подход служит методической основой для определения области частот, которые обеспечивают колебание составного твердого тела без нарушения неустойчивого контакта в зависимости от амплитуды внешнего гармонического воздействия.

#### Библиографические ссылки

1. Лойцянский Л. Г., Лурье А. И. Курс теоретической механики. В 2 т. Т. 2 Динамика. М.: Наука, 1968. 638 с.
2. Лурье А. И. Аналитическая механика. М.: Наука, 1986. 516 с.
3. Артоболевский И. И. Теория механизмов и машин. М.: Наука, 1978. 640 с.
4. Блехман И. И., Джаналидзе Г. Ю. Вибрационное перемещение. М.: Наука, 1968. 316 с.
5. Бабицкий В. И. Теория виброударных систем (приближенные методы). М.: Наука, 1978. 352 с.
6. Сельвинский В. В. Динамика контактного взаимодействия твердых тел. Благовещенск: Изд-во Амур. гос. ун-та, 2009. 164 с.

7. 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.

8. Елисеев С. В., Елисеев А. В. Режимы подбрасывания материальной частицы на вибрирующей поверхности в модельной задаче с неустойчивыми связями // Современные технологии. Системный анализ. Моделирование. ИргУПС. Иркутск, 2012. № 3(35).

#### References

1. Loitsyansky L. G., Lurie A. I. The course of theoretical mechanics : in 2. vol 2. Dynamics. Moscow: Nauka. 1968. 638 p.
2. Lurie A. I.. Analytical Mechanics. Moscow: Nauka. 1986. 516 p.
3. Artobolevsky I. I. Theory of mechanisms and machines. Moscow: Nauka. 1978. 640 p.
4. Blechman I. I., Dzhanalidze G. Y.. Vibratory movement. Moscow : Nauka. 1968. 316 p.
5. Babitskii V. I. Theory of vibro-impact systems (approximate methods) / V. I. Babitskii. Moscow: Nauka. 1978. 352 p.
6. Selvinsky V. V.. Dynamics of contact interaction of solids. Blagoveshchensk : Publishing House of the Amur State University. 2009. 164 p.
7. Sitov I. S., Eliseev A. V.. Theoretical basis of the processes of interaction of a particle with a vibrating surface with unilateral constraints. The system. Methods . Technology. BrSU. Number 4 (16). Bratsk, 2012. 17–28 p.
8. Eliseev S. V., Eliseev A. V.. Modes flip of a particle on a vibrating surface in the model problem with unilateral constraints. Modern technology. System analysis. Modeling. IrGUPS. Irkutsk. Number 3 (35), 2012.

УДК 662.822

## РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ ИСПЫТАНИЙ КОНТАКТНЫХ УПЛОТНЕНИЙ ГИДРОПНЕВМОСИСТЕМ

*A. В. Ереско, В. С. Ереско, С. П. Ереско, Т. Т. Ереско*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: ereskott@mail.ru

*Рассматриваются конструкции испытательных стендов, обеспечивающие регулирование нагрузочных режимов и условий эксплуатации уплотнительных устройств гидропневмовакуумных систем.*

*Ключевые слова: уплотнения, технология испытаний, вариация нагрузочного режима, герметичность.*

## DEVELOPMENT OF TEST TECHNOLOGY OF CONTACT CONSOLIDATIONS OF HYDROPNEUMATIC SYSTEMS

*A. V. Eresko, V. S. Eresko, S. P. Eresko, T. T. Eresko*

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: ereskott@mail.ru

*The designs of test benches providing regulation of load modes and service conditions of sealing devices of hydropneumovacuum systems are considered.*

*Keywords: consolidations, technology of tests, variation of a load mode, tightness.*

Как и любая испытательная технология, технология испытаний уплотнительных элементов включает и стендовое испытательное оборудование [1]. Известна конструкция стенд для испытания уплотнений, содержащий основной гидроцилиндр с испытуемыми уплотнениями, дополнительный гидроцилиндр с двусторонним штоком, связанный со штоком испытательного гидроцилиндра, привод обоих гидроцилиндров, блок обратных клапанов, образующих гидравлический мост, в одну диагональ которого встроены дополнительный гидроцилиндр, а ко второй через трехпозиционный распределитель и камеры тепла и холода подключен испытательный цилиндр, а также средство для поддержания заданного давления в системе. Стенд позволяет проводить ресурсные испытания уплотнений гидроцилиндров при постоянных давлениях рабочей жидкости, возвратно-поступательных движениях гидроцилиндра и при различных температурах (см. А. с. СССР № 723269, МПК F 16 J 13/00). Недостатком данного стенда является постоянство уровня давления жидкости в полости испытательного гидроцилиндра при работе, тогда как в реальных условиях эксплуатации гидроцилиндров уплотнений штоков и поршней уровни давления в штоковой и поршневой полостях исполнительных гидроцилиндров различны. Кроме того, к недостатку названного стенда можно отнести сложность его конструкции и значительные габаритные размеры. Известен стенд для испытания уплотнений (см. А. с. СССР № 1048210, МПК F 16 J 15/00), включающий основной с канавками для уплотнений и дополнительные гидроцилиндры, имеющие каждый поршень и двусторонний шток, гидропривод этих гидроцилиндров с гидрораспределителем, обратными клапанами и гидравлическими кранами и устройства для создания заданного давления в полостях гидроцилиндров в ви-

де двух нагрузочных гидроцилиндров, связанных также через последовательно соединенные между собой клапаны. К недостатку данного стенда можно отнести сложность конструкции, малую точность, низкую надежность из-за наличия большого количества узлов, значительные габаритные размеры и наличие специальной термокамеры больших габаритов со специальными патрубками и отверстиями в ее стенках.

Задачей модернизации технологии испытаний ставилось упрощение конструкции испытательного стенда, уменьшение его габаритных размеров при одновременном повышении надежности и точности испытаний.

Указанная задача достигается тем, что в известном стенде для испытания уплотнений, содержащем закрепленный на раме гидроцилиндр, имеющий поршень с двусторонним штоком и приводом перемещения, испытываемые уплотнения и устройство для создания заданного давления в полостях гидроцилиндра, согласно техническому решению, в двустороннем штоке выполнено коаксиальное отверстие, имеющее ходовую резьбу, входящую в зацепление с размещенным внутри отверстия ходовым винтом, установленным в опорах рамы и соединенным с реверсивным электродвигателем, при этом шток установлен с возможностью возвратно-поступательного перемещения по направляющим рамы до контакта упоров, неподвижно закрепленных на торцах штока, с переключателями, а устройство для создания давления выполнено отдельно для каждой полости гидроцилиндра в виде последовательно соединенных регулируемого дросселя и обратного клапана, размещенных в перепускных отверстиях поршня. Выполнение коаксиального отверстия в двустороннем штоке с внутренней ходовой резьбой, применение ходового винта, пере-

ключателей упоров и направляющих позволяет отказаться от гидропривода движения двустороннего штока, включающего значительное количество узлов, и обеспечивает возможность выполнения стенда на одной раме и целиком устанавливать его в термокамере для проведения испытаний при различных температурах. Выполнение нагружающего устройства в виде стержня, изменяющего свой диаметр по всей длине хода поршня, тем самым изменяя зазор в перепускном отверстии клапана, позволяет создавать циклично изменяющееся давление в полостях гидроцилиндра. Общий вид стенда показан на рисунке.

Стенд включает в себя закрепленный на раме 1 гидроцилиндр 2, содержащий поршень 3 и двусторонний шток 4, испытуемые уплотнения 5, нагружающее устройство, выполненное в виде стержня переменного диаметра 6 и перепускного отверстия 7 в поршне 3. В двустороннем штоке 4 выполнено коаксиальное отверстие с внутренней ходовой резьбой, в котором установлен ходовой винт 8, входящий в зацепление со штоком 4. Ходовой винт закреплен в подшипниковых узлах 9 и 10 рамы 1. Ходовой винт 8 приводится во вращение реверсивным электродвигателем 11, управляемым переключателями 12 и 13, контактирующими с упорами 14 и 15, неподвижно закрепленными на торцах штока 4. Шток имеет возможность осевого возвратно-поступательного перемещения по направляющим 16 и 17, установленным на раме 1.

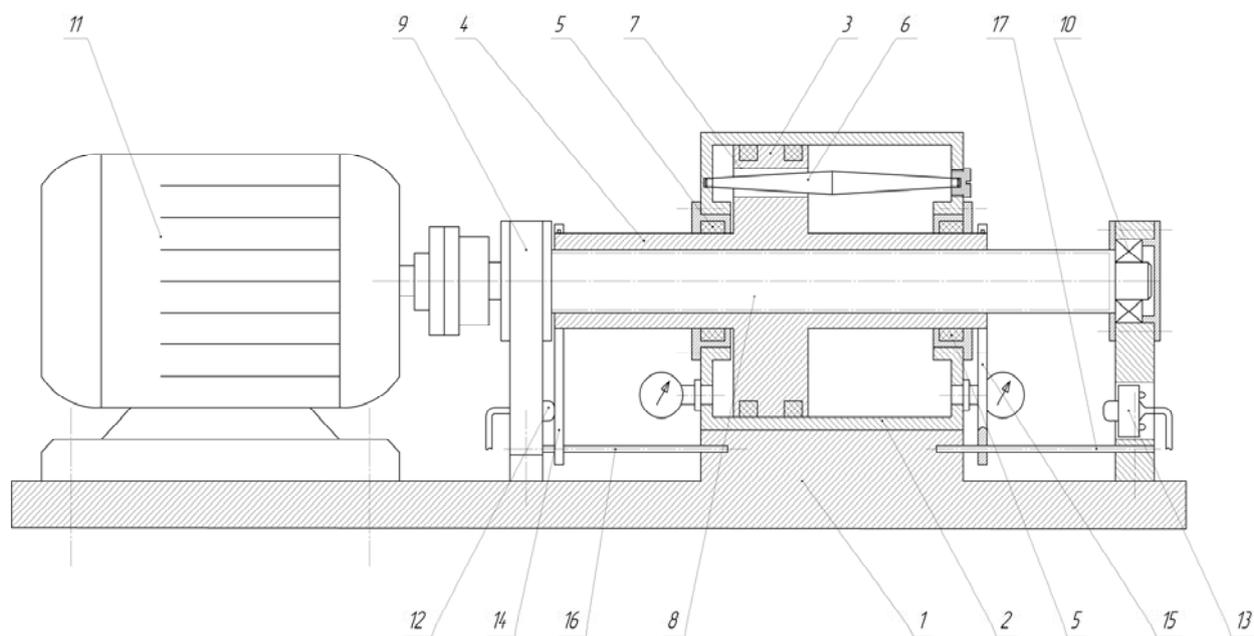
Стенд работает следующим образом. После установки испытуемых уплотнений 5 и заполнения полостей гидроцилиндра рабочей жидкостью включают электродвигатель 11, который начинает вращать ходовой винт 8, вызывающий перемещение двустороннего штока 4. При движении двустороннего штока вправо (как изображено на фиг. 1) рабочая жидкость в правой полости гидроцилиндра сжимается поршнем 3 и перетекает в левую полость через перепускное от-

верстие 7, которое с течением времени изменяет свою площадь за счет изменения сечения стержня 6, обеспечивая цикличное изменение уровня давления в правой по чертежу полости гидроцилиндра 2. При достижении поршнем 3 крайнего правого положения упор 15 входит в контакт с переключателем 13, и электродвигатель 11 начинает вращаться в противоположную сторону. При этом поршень 3 начинает двигаться влево, рабочая жидкость из левой полости перетекает в правую полость через перепускное отверстие 7, которое с течением времени изменяет свою площадь за счет переменного сечения стержня 6, обеспечивая цикличное изменение уровня давления в левой по чертежу полости гидроцилиндра 2. При достижении крайнего левого положения поршня 3 упор 14 входит в контакт с переключателем 12 стенда, и цикл работы стенда повторяется.

Уровень давления в противоположных полостях гидроцилиндра зависит от перепада диаметра по длине стержня 6, который изменяет площадь перепускного отверстия 7 в поршне 3. Направляющие 16 и 17 предохраняют двусторонний шток 4 и связанный с ним поршень 3 от проворачивания.

Предлагаемая конструкция стенда за счет изменения площади сечения стержня 6 по длине позволяет устанавливать различные уровни давления, изменяющиеся циклично в противоположных полостях гидроцилиндра, что обеспечивает расширение возможностей стенда при испытании уплотнений [2; 3].

Предлагаемый стенд и технология проведения испытаний позволяют значительно уменьшить количество деталей и узлов из конструкции стенда, что, кроме уменьшения габаритных размеров стенда, снижения затрат на его изготовление и эксплуатацию, позволит повысить надежность стенда, а также повысить точность испытаний за счет обеспечения приближения нагрузочного режима к реальным условиям эксплуатации.



Общий вид испытательного стенда в разрезе

**Библиографические ссылки**

**References**

1. Ереско С. П. Система управления надежностью уплотнений подвижных соединений гидроагрегатов строительных машин : дис. ... д-ра техн. наук. Красноярск : НИИ СУВПТ, 2003. 425 с.
2. Стенд для испытания уплотнений. Патент РФ на полезную модель № 114496 (РФ) / С. П. Ереско, В. С. Ереско, Т. Т. Ереско, В. А., Меновщиков, А. С. Янюшкин. Заявл. 29.06.2011. Оpubl. 27.03.2012. Бюл. № 9.
3. Стенд для испытания уплотнений. Патент РФ на полезную модель № 119833 (РФ) / С. П. Ереско, В. С. Ереско, Т. Т. Ереско, А. С. Ереско, А. Н. Антамошкин, В. И. Усаков. Заявл. 03.04.2012. Оpubl. 27.08.2012. Бюл. № 24.

1. Eresko S. P. Control system of reliability of consolidations of mobile connections of hydrounits of construction cars: yew. ... Dr. Sci. Tech. Krasnoyarsk. Scientific research institute SUVPT. 2003. 425 p.
2. The stand for test of consolidations the Patent Russian Federation for useful model No. 114496 (Russian Federation) / S. P. Eresko, V. S. Eresko, T. T. Eresko, V. A. Menovshchikov, A. S. Yanyushkin. Zayavl. 29.06.2011. Opubl. 27.03.2012. Bul. № 9.
3. The stand for test of consolidations the Patent Russian Federation for useful model No. 119833 (Russian Federation) / S. P. Eresko., V. S. Eresko, T. T. Eresko, A. S. Eresko, A. N. Antamoshkin, V. I. Usakov. Zayavl. 03.04.2012. Opubl. 27.08.2012. Bul. № 24.

© Ереско А. В., Ереско В. С.,  
Ереско С. П., Ереско Т. Т., 2013

УДК 629.114.2:629.11.013

**ОБОСНОВАНИЕ ВЫБОРА ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ЗАКОНА РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ДИНАМИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ПРИВОДА МОБИЛЬНЫХ АГРЕГАТОВ**

*С. П. Ереско, Т. Т. Ереско, А. А. Климов, А. В. Стручков*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: aaa@mail.sibsau.ru

*Рассмотрен вопрос определения и выбора законов распределения силовых и скоростных параметров мобильных агрегатов в процессе их экспериментальных исследований с учетом того, что в ряде случаев в процессе анализа требуется совмещение статистических характеристик со стендовыми или другими (тяговыми) характеристиками.*

*Ключевые слова: усеченный нормальный закон распределения случайных величин, мода экспериментальной кривой плотности распределения, функция распределения.*

**CHOOSING THE PILOT DISTRIBUTION LAW OF DYNAMIC DRIVE SETTINGS OF MOBILE UNITS**

*S. P. Eresko, T. T. Eresko, A. A. Klimov, A. V. Struchkov*

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: aaa@mail.sibsau.ru

*The definition and choice of laws of distribution of power and speed parameters of mobile units in the pilot studies is reviewed bearing in mind that in some cases the analysis process combines statistical characteristics with poster or other (traction) characteristics.*

*Keywords: the truncated normal distribution of random variables, experimental curve fashion of density probability distribution, distribution function.*

В процессе обработки экспериментальных данных с использованием математической статистики возникает вопрос определения законов распределения силовых и скоростных параметров агрегата. Большинство исследователей относят полученные статистические распределения к смещенному нормальному закону (используя критерии согласия Пирсона или Колмогорова), оценивая согласованность формы статистического распределения нормальному закону при помощи второго и третьего центральных моментов – асимметрии и эксцесса.

В целом с такой постановкой можно согласиться, но в ряде случаев в процессе анализа требуется совмещение статистических характеристик со стендовыми или другими (тяговыми) характеристиками и при этом требуется графическая интерпретация закона распределения, получить такую интерпретацию по характеристикам распределения не представляется возможным. Кроме того, многие силовые и скоростные параметры исследуемого агрегата имеют естественное ограничение плотности распределения как

с правой стороны, так и с левой стороны. Например, характер протекания входных параметров двигателя – числа оборотов и крутящих моментов – предполагает ограничение с правой стороны за счет действия регулятора ТНВД, а с левой стороны за счет ограничения по моменту сцепного веса (при достаточной мощности двигателя). Т. е. практическая зона изменения многих параметров несимметрична относительно центрального момента. А появление значений некоторых параметров за пределами зоны естественного ограничения вообще маловероятно. Следовательно, в большинстве случаев плотность распределения параметров соответствует в реальных условиях усеченному нормальному закону (см. рисунок).

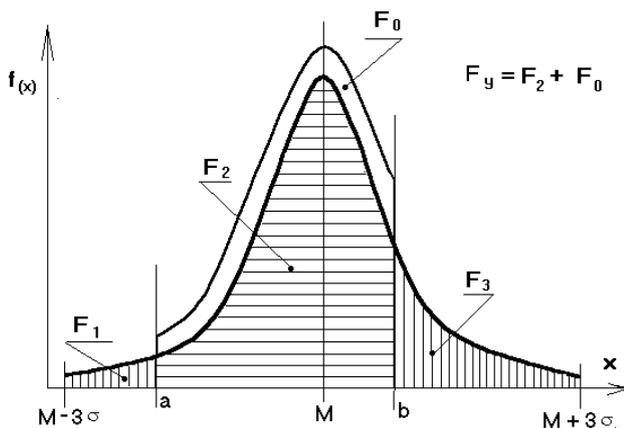


Схема перехода от нормального закона распределения к усеченному нормальному закону распределения параметра

Проведенные нами исследования [1–6] показывают, что при этом наибольшие вероятности параметров при теоретическом и экспериментальном законах не всегда равнозначны. Это устраняется применением вместо нормального закона распределения усеченного нормального закона. Но при этом совмещение экспериментального и теоретического законов должно производиться не по математическому ожиданию, а по величине наибольшей вероятности, т. е. по моде экспериментальной кривой плотности распределения.

При переходе от нормального закона распределения к усеченному нормальному необходимо исходить из того, что  $F_{\text{усеченного}} = F_{\text{нормального}} = 1$ .

Так как  $F_H = F_1 + F_2 + F_3$ , а  $F_y = F_2 + F_0 = K \cdot F_H$  при  $a < x < b$ , то можно записать:

$$K \int_a^b f(x) dx = \int_a^b f(x) dx + \int_{M-3\sigma}^a f(x) dx + \int_b^{M+3\sigma} f(x) dx \pm$$

Во многих справочных пособиях приводятся табличные значения нормальной функции распределения  $\Phi(x)$ , используя которые для определения коэффициента  $K$ , можно проще восстановить графическую картину экспериментального распределения. Функцию распределения  $f(x)$  с параметрами  $M$  и  $\sigma$  выразим через нормальную функцию распределения и, выполнив несколько преобразований, окончательно получим:

$$K = \frac{1,9974}{\Phi\left(\frac{b-M}{\sigma}\right) - \Phi\left(\frac{a-M}{\sigma}\right)}$$

И тогда плотность усеченного нормального распределения параметра определяется:

$$f(x) = \frac{K}{\sigma\sqrt{2\pi}} \cdot e^{-\frac{(x-M)^2}{2\sigma^2}}$$

Приведенную методику можно использовать для получения графической интерпретации плотности распределения параметра по характеристикам распределения или при необходимости создания картины случайного изменения любого параметра мобильного агрегата при теоретических исследованиях.

### Библиографические ссылки

1. Стручков А. В. Исследование и совершенствование элементов гидромеханической трансмиссии гусеничного бульдозера : дис. ... канд. техн. наук: 05.02.02 – Машиноведение, системы приводов, и детали машин; 05.05.04 – Дорожные, строительные и подъемно-транспортные машины: защищена 28.12.09 : утв. 21.05.10 / Сиб. федер. ун-т. Красноярск, 2009. 179 с.
2. Климов А. А., Стручков А. В. К вопросу определения податливости грунтов при построении динамических моделей тракторов, агрегатированных бульдозерами // Вестник Красноярского государственного аграрного университета. 2008. № 2. С. 204–209.
3. Стручков А. В., Климов А. А., Ереско Т. Т. Результаты экспериментальных исследований трансмиссии бульдозера на базе трактора ТП-4 // Системы. Методы. Технологии. 2009. № 4. С. 34–37.
4. Климов А. А., Стручков А. В. Регрессионный анализ вероятностно-статистических закономерностей изменения выходных показателей бульдозерного агрегата // Системы. Методы. Технологии. 2011. № 11. С. 14–18.
5. Ереско Т. Т., Климов А. А., Стручков А. В. Исследование отбора мощности на гидропривод бульдозерного оборудования трактора промышленного назначения // Системы. Методы. Технологии. 2013. № 2. С. 42–44.
6. Ереско Т. Т., Климов А. А., Стручков А. В. Оптимизация бульдозерного агрегата с учётом вероятностного характера условий эксплуатации // Строительные и дорожные машины: ежемесячный научно-технический и производственный журнал. М., 2013. № 9. С. 16–19.

### Reference

1. Struchkov A. V. Issledovanie i sovershenstvovanie jelementov gidromehaničeskoj transmissii gusenichnogo bul'dozera: diss. ... kand. tehn. nauk: 05.02.02 – Mashinovedenie, sistemy privodov, i detali mashin; 05.05.04. Dorozhnye, stroitel'nye i pod'emno-transportnye mashiny: zashhishhena 28.12.09 : utv. 21.05.10 / Struchkov Aleksej Valentinovich. Sibirskij federal'nyj universitet. Krasnojarsk, 2009. 179 s.

2. Klimov A. A., Struchkov A. V. К вопросу определения податливости грунтов при построении динамических моделей тракторов, агрегатированных бульдозерами // *Vestnik Krasnojarskogo gosudarstvennogo agrarnogo universiteta*. 2008. № 2. S. 204–209.

3. Struchkov A. V., Klimov A. A., Eresko T. T. Rezultaty jeksperimental'nyh issledovanij transmissii bul'dozera na baze traktora TP-4 // *Sistemy. Metody. Tehnologii*. 2009. № 4. S. 34–37.

4. Klimov A. A., Struchkov A. V. Regressionnyj analiz verojatnostno-statisticheskikh zakonomernostej izmenenija vyhodnyh pokazatelej bul'dozernogo agregata // *Sistemy. Metody. Tehnologii*. 2011. № 11. S. 14–18.

5. Eresko T. T., Klimov A. A., Struchkov A. V. Issledovanie otbora moshhnosti na gidroprivod bul'dozernogo oborudovanija traktora promyshlennogo naznachenija // *Sistemy. Metody. Tehnologii*. 2013. № 2. S. 42–44.

6. Eresko T. T., Klimov A. A., Struchkov A. V. Optimizacija bul'dozernogo agregata s uchjotom verojatnostnogo haraktera uslovij jekspluatcii // *Stroitel'nye i dorozhnye mashiny: ezhemesjachnyj nauchno-tehnicheskij i proizvodstvennyj zhurnal*. M. : 2013. № 9. S. 16–19.

© Ереско С. П., Ереско Т. Т., Климов А. А., Стручков А. В., 2013

УДК 629.78.05

## ПЛАНЕТАРНО-ВОЛНОВОЙ РЕДУКТОР С ШАРОВИДНОЙ ПЕРЕДАЧЕЙ

С. П. Ереско<sup>1</sup>, О. А. Павлова<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: nastiakras@list.ru

<sup>2</sup>ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева» Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52. E-mail: OAPavlova@iss-reshetnev.ru

*Приведен анализ конструкций приводов для точного наведения и ориентации приемно-передающей аппаратуры космических аппаратов. Рассмотрены недостатки и преимущества этих приводов, а также представлено конструктивное решение, сочетающее достоинства планетарных и волновых передач.*

*Ключевые слова: редуктор, промежуточные тела качения, линейный двигатель, модуль зацепления, передаточное отношение.*

## PLANETARY AND WAVE REDUCER WITH SPHERICAL TRANSFER

S. P. Eresko<sup>1</sup>, O. A. Pavlova<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev 31, Krasnoyarsky Rabochoy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: nastiakras@list.ru

<sup>2</sup>JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems” 52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia. E-mail: OAPavlova@iss-reshetnev.ru

*The analysis of drive design for exact targeting and orientation of the send-receive equipment of spacecrafts is provided. Shortcomings and advantages of these drives are considered, and also the constructive decision combining advantages of planetary and wave transfers is submitted.*

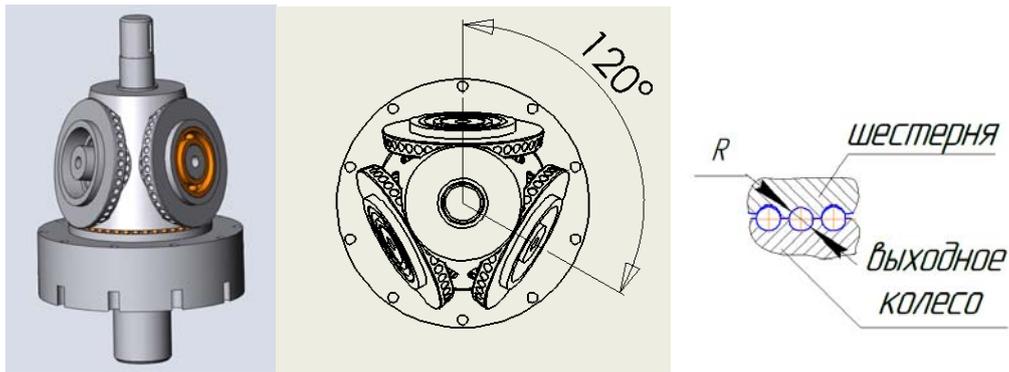
*Keywords: reducer, intermediate bodies of swing linear engine, gearing module, transfer relation.*

В последнее время важнейшим направлением развития современного машиностроительного производства является создание новых, более совершенных приводов машин. К механизмам таких приводов предъявляются требования повышенной производительности, качества, надежности, долговечности. Особым вниманием пользуются малогабаритные механизмы небольшой массы при больших передаточных отношениях в одной ступени, высоким КПД.

Активно исследуются и развиваются механизмы преобразования движения, в которых используется не зубчатое зацепление, а новый тип зацепления с промежуточными телами качения (ПТК): шариками. Передачи с промежуточными телами обеспечивают вы-

сокую нагрузочную способность, увеличение крутящего момента и передаточного числа при уменьшении габаритов, продолжительный срок службы, плавность и бесшумность работы.

Одна из конструкций редукторов с промежуточными телами представлена на рисунке. Планетарно-волновая передача с промежуточными звеньями состоит из входного вала (водило), вращающегося расположенные на нем под углом 120 градусов спаренные сателлиты, одна часть которых (внешняя) обкатывается по неподвижному колесу (основанию), а другая часть (внутренняя) – по выходному валу. Выходной вал имеет на одно гнездо меньше, чем у шестерни, следовательно, за один оборот входного вала выходной вал



Планетарно-волновой редуктор с промежуточными телами и вид зацепления

поворачивается на одно гнездо в обратном направлении. Передаточное отношение предлагаемой планетарно-волновой передачи с ПТК равно числу зубьев колес, деленному на разность зубьев колеса и шестерни, которая всегда должна быть равна единице.

$$i_{12} = \frac{z_2}{z_2 - z_1} = \frac{32}{32 - 31} = 32, \text{ где } Z_1 - \text{число впадин вы-}$$

ходного колеса,  $Z_1 = 31$ ,  $Z_2$  – число впадин шестерни,  $Z_2 = 32$ .

Модуль зацепления в передаче равен радиусу шара, отсюда: число впадин, умноженное на радиус выбранного шара, дает диаметр делительной окружности выходного колеса, а число впадин шестерни, умноженное на тот же радиус шара, дает делительный диаметр шестерни.  $R = m$ ,  $Z \cdot R = D$ .

Основные технические особенности и преимущества планетарно-волновой передачи с промежуточными телами качества:

- высокое передаточное число;
- высокие крутящие моменты на выходном звене, большие перегрузочные резервы и высокая жесткость кинематических звеньев, так как в данной конструкции редуктора одновременно в зацеплении участвуют 3 сателлита, соответственно, коэффициент перекрытия равен 3, что позволяет передавать большие крутящие моменты по сравнению с обычной зубчатой передачей при многократной кратковременной перегрузке и практически без упругих деформаций при равных массогабаритных показателях;

– компактность. По сравнению с зубчатой передачей при равных передаточных числах и крутящих моментах планетарно-волновая передача с ПТК меньше по габаритам в 2–6 раз в зависимости от типоразмера.

– малый момент инерции, высокий уровень динамичности. В данной конструкции с высокой скоростью вращаются только входной вал и шестерни. Вал имеет незначительную массу и диаметр, шестерни расположены под углом  $120^\circ$  относительно друг друга, следовательно, уравнивают друг друга и не создают момента инерции;

– малый угловой зазор за счет большой жесткости кинематических звеньев;

– малая вибрация. Конструкция редуктора обеспечивает абсолютное уравнивание масс и уменьшает влияние погрешностей изготовления и монтажа;

– особое достоинство – высокая износостойкость передачи из-за отсутствия в ней трения скольжения, поскольку фактически передача представляет собой подшипник с волнообразной беговой дорожкой.

Проведенный обзор и анализ прецизионной механической передачи с промежуточными телами качества показал перспективность их использования в приводах систем наведения оптических устройств нового поколения.

© Ереско С. П., Павлова О. А., 2013

УДК 621.865.8

## ОБОСНОВАНИЕ ВЫБОРА СТРУКТУРНОЙ СХЕМЫ РОБОТОВ КОСМИЧЕСКОГО ИСПОЛНЕНИЯ

И. Г. Жиденко<sup>1</sup>, И. М. Кутлубаев<sup>1</sup>, А. А. Богданов<sup>2</sup>, В. Б. Сычков<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Магнитогорский государственный технический университет имени Г. Н. Носова  
Россия, 455000, г. Магнитогорск, просп. Ленина, 38. E-mail: ptmr74@mail.ru

<sup>2</sup>ОАО «НПО Андронидная техника»  
Россия, 123317, г. Москва, ул. Тестовская, 10. E-mail: info@rusandroid.com

*Представлен анализ двух подходов к построению роботов для работы внутри и вне космической станции. Отражены особенности двух вариантов построения роботов. Обоснованы преимущества создания робота с антропоморфной структурой. Определены критерии для оценки возможных вариантов построения роботов космического исполнения.*

*Ключевые слова: робот космического исполнения, антропоморфная структура, захват, степень свободы, задающее устройство копирующего типа.*

## BASIS OF STRUCTURAL SCHEME SELECTION OF SPACE APPLICATION ROBOTS

I. G. Zhidenko<sup>1</sup>, I. M. Kutlubayev<sup>1</sup>, A. A. Bogdanov<sup>2</sup>, V. B. Sychkov<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Magnitogorsk State Technical University named after G. I. Nosova

38, Lenina prosp., Magnitogorsk, 455000, Russia. E-mail: ptmr74@mail.ru

<sup>2</sup>JSC «Scientific Development and Production Center «Android Technology»

10, Testovskaya str., Moscow, 123317, Russia. E-mail: info@rusandroid.com

*The analysis of two approaches towards robots' development for operating insight and oversight space station is presented. The features of two variants of development are reproduced. The advantages of application to create a robot with anthropomorphic structure are explained. The criteria to evaluate possible variants of robot development for space application are defined.*

*Keywords: space application robot, anthropomorphic structure, capture, degree of freedom, setting device of copying type.*

Неотъемлемой частью современных космических станций являются мобильные транспортные системы, обеспечивающие перемещение объектов в различные ее точки.

Возрастающий объем работ, выполняемых вне космической станции, определил необходимость создания роботов космического исполнения – дистанционно управляемых механических систем. Назначение робота: инспекция поверхностей, узлов и модулей, съём и установка оборудования, выполнение ремонтных работ. Робот является помощником, ассистентом космонавта, в конечной версии самостоятельным исполнителем работ.

Следует разделять функции транспортных манипуляторов и роботов, выполняющих ремонтные и монтажные работы. Это обеспечит более высокий уровень выполнения задач.

Функциональное назначение робота определяет требования к его структуре, компоновке, системе управления. Обязательными составляющими для робота второго типа являются манипуляторы, обладающие высокой маневренностью, захваты, способные оперировать всем набором штатных инструментов, системы контроля и визуализации внешней обстановки, связь и модуль психологической поддержки.

В настоящее время сложились две основные концепции построения: «паукообразная», антропоморфная.

Европейское космическое агентство с 2003 года создает Eurobot, реализующий первую концепцию. Робот представляет собой платформу, оснащенную тремя манипуляторами с семью степенями подвижности. Каждый манипулятор оснащен универсальным захватом и может выступать в качестве устройства фиксации на корпусе МКС или в качестве рабочей руки. Захваты обеспечивают устойчивую работу с основным набором штатных инструментов. Кроме того, они оснащены видеокамерами. Система дистанционного управления преимущественно программно-типа.

Робот отличается повышенной адаптивностью к внешней поверхности станции, мобильностью, устойчивостью в рабочей позиции. Рабочая зона превышает зону, обеспечиваемую человеком.

Космический центр Johnson Space Centre реализовал вторую концепцию, создав Robonaut. В настоящее время готовится к эксплуатации третья версия. Антропоморфная структура подразумевает построение кинематической схемы робота по полной аналогии со скелетом человека. Блок контроля выполнен по аналогии с головой человека с двумя возможными движениями. В двух представленных версиях аналог нижней части тела человека отсутствует. Перемещение и фиксацию Robonaut обеспечивается «ERA».

Принципиальным отличием второй концепции является использование системы управления копирующего типа, реализуемой одним человеком. Задающим устройством, программирующим все движения звеньев манипулятора (в том числе и захватов), является эргономичная рычажная система, надеваемая на оператора.

Антропоморфную компоновку робота отличает:

1. Зона обслуживания, кинематика, маневренность, аналогичные человеку. Это позволяет использовать всю существующую инфраструктуру, ориентированную на космонавта.

2. Возможность дистанционного управления одним человеком с точным повторением его движений. Исключается рассогласование действий при управлении манипуляторами [1].

3. Для управления роботом не требуется специальной подготовки, так как в основе лежит использование естественной физиологической моторики оператора. Создание библиотеки стандартных движений не требует программирования.

4. Обеспечение полного эффекта присутствия, за счет вынесенного и адаптированного положения видеокамер относительно манипуляторов.

5. Система управления может оснащаться комплексом обратной силовой связи. Оператор получает информацию о силовом взаимодействии звеньев и захвата с внешними объектами непосредственно на соответствующие суставы (мышцы) оператора [2]. Это позволяет повысить уровень безопасности использования робота.

Совокупность перечисленных возможностей определяет необходимость создания для работы вне

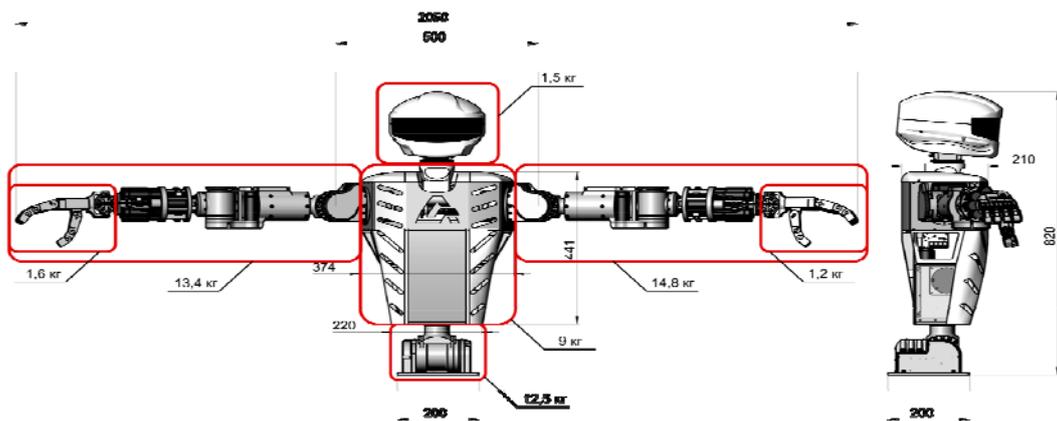


Рис. 1. Робот AR-400

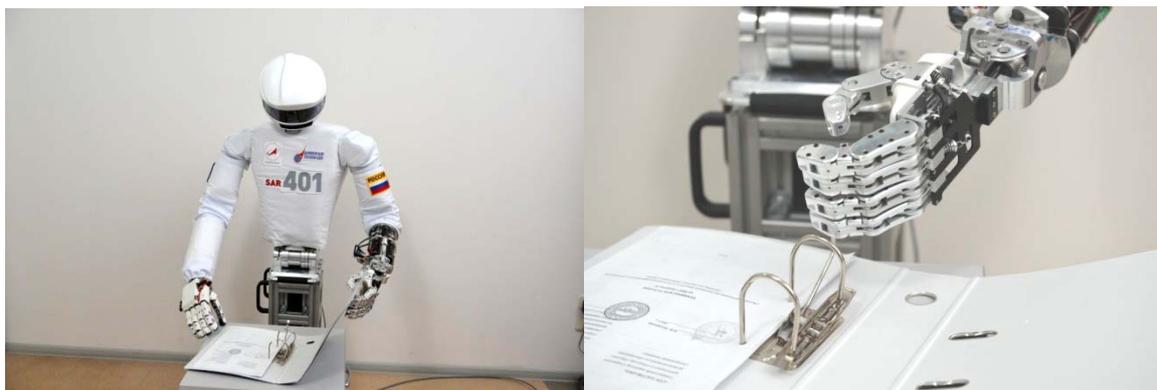


Рис. 2. Фрагмент выполнения полетных заданий

космической станции роботов антропоморфного типа. Кроме технических аспектов, важным является психологический аспект. Образ робота близок к виду человека, что не ведет к диссонансу его восприятия (рис. 1).

Для исследования возможности выполнения полетных заданий была реализована вторая концепция. На рис. 1 представлены общий вид и основные параметры робота. Результаты исследований показали (рис. 2), что робот в состоянии выполнять основную часть полетных заданий, реализуемых космонавтом в скафандре, в реальном масштабе времени с управлением от задающего устройства копирующего типа.

#### Библиографические ссылки

1. 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. (7–9 нояб. 2012, г. Красноярск): в 2 ч. / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2012. Ч. 1. С.230–231.

2. Богданов А. А., Пермяков А. Ф., Канаева Е. И., Кутлубаев И. М. Захват манипулятора для работы в экстремальных условиях // Решетневские чтения: материалы XV Междунар. науч. конф.: в 2 ч. / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2011. Ч. 1. С. 218.

#### References

1. 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, (November 7–9, 2012, Krasnoyarsk): at 14.00/edited by U. U. Loginov; Siberian State Aerospace University. Krasnoyarsk, 2012. Part 1. Pp. 230–231.

2. Bogdanov A. A., Permyakov A. F., Kanaeva E. I., Kutlubayev I. M. Capture manipulator for operation in extreme conditions // Reshetnev's readings: materials of XV International Scientific Conference: in 2 parts; ed. by U. U. Loginov; Siberian State University. Krasnoyarsk, 2011. Part 1. Pp. 218.

© Жиденко И. Г., Кутлубаев И. М., Богданов А. А., Сычков В. Б., 2013

УДК 681.5.073

## МОДУЛЬ РАСЧЕТА ЭКСЦЕНТРИСИТЕТА В ПОДШИПНИКАХ СКОЛЬЖЕНИЯ

А. А. Казанцев, С. П. Ереско

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

*Представлен модуль расчета эксцентриситета в подшипниках скольжения с жидкостным трением. Модуль предназначен для интеграции в программный комплекс для анализа плоских рычажных механизмов с учетом сил трения.*

*Ключевые слова: подшипники скольжения, сила трения, рычажный механизм.*

## MODULE OF CALCULATION OF ECCENTRICITY IN PLAIN BEARINGS

A. A. Kazancev, S. P. Eresko

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia

*Presented by module of calculation of eccentricity plain bearings with liquid friction. The module is designed for integration into a software complex for analysis of plane lever mechanisms considering the friction forces.*

*Keywords: bearings, the friction force, the lever mechanism.*

Подшипники скольжения применяются во многих отраслях машиностроения. Обладая высокой работоспособностью в широком температурном диапазоне, бесшумностью, способностью воспринимать ударные нагрузки, они являются незаменимыми для шлифовальных станков, прокатных станов, паровых турбин, двигателей внутреннего сгорания. При работе подшипника скольжения возникает эксцентриситет, влияющий на точность и плавность движения работы машины. Автоматизация расчета эксцентриситета позволяет использовать его для интеграции в системы автоматизированного расчета и проектирования механического оборудования, увеличения точности выполнения расчета.

Существует программный комплекс, позволяющий выполнять анализ плоских рычажных механизмов [1; 2]. Программа Mesh предназначена для синтеза и выполнения кинематического и динамического анализа плоских рычажных механизмов произвольной структуры. Исходными данными для расчета служат: кинематическая схема и основные размеры звеньев, закон движения начального звена, массы и моменты инерции звеньев, внешние силы, действующие на звенья. Приложение отображает анимационную модель движения плоского рычажного механизма. Для отображения численных значений параметров предусмотрено «Окно зависимостей», где можно увидеть графики зависимостей кинематических и динамических параметров плоского рычажного механизма.

Доработка программного комплекса для анализа плоских рычажных механизмов внедрением в него модуля расчета эксцентриситета в подшипниках скольжения [3], позволит выполнять кинематический и динамический расчеты плоских рычажных механизмов с учетом процессов, протекающих в узлах

трения. Основное влияние на точность и плавность движения выходного звена оказывает эксцентриситет подшипников скольжения. Добавление в узлы трения по дополнительному звену, длиной, равной эксцентриситету цапфы подшипника скольжения позволит увеличить точность расчета кинематических и динамических характеристик плоского рычажного механизма.

Входные данные в модуль:

**d** – диаметр цапфы вала;

**l** – длина цапфы вала;

**F** – радиальная нагрузка на подшипник;

**$\omega$**  – угловая скорость вращения вала;

**$\mu$**  – динамическая вязкость масла;

**$R_{z1}$**  – допуск размера вала;

**$R_{z2}$**  – допуск размера отверстия;

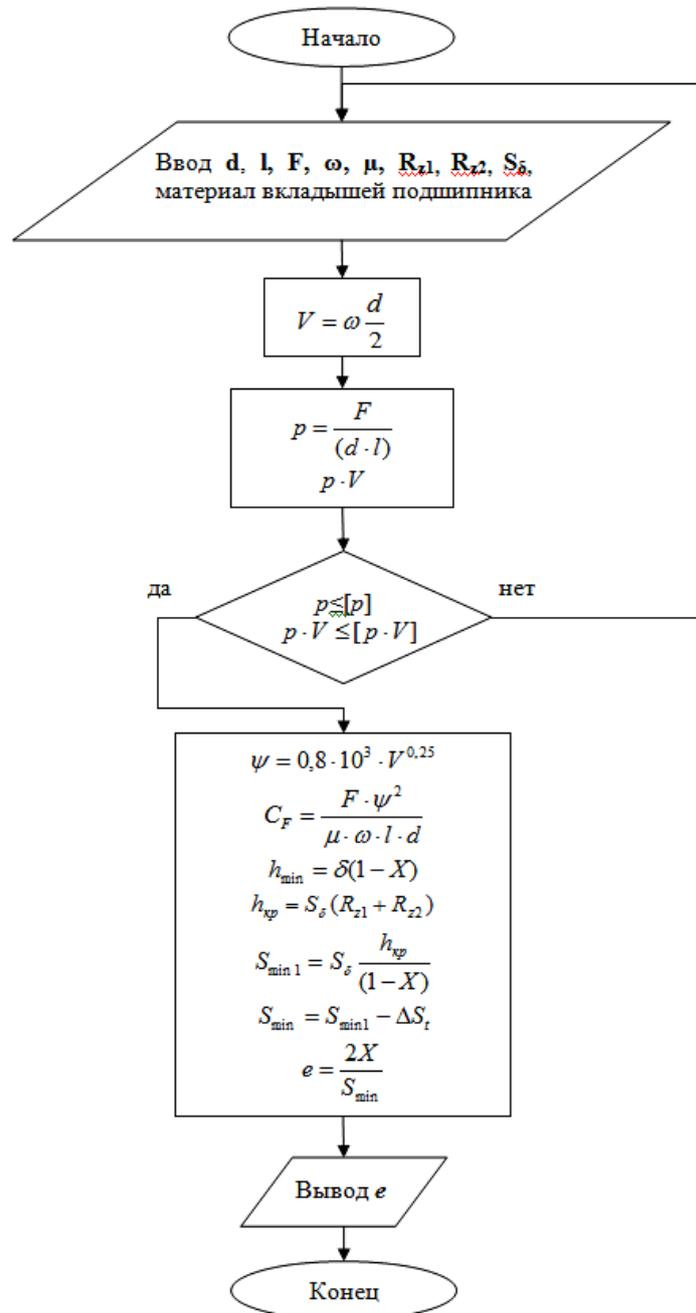
**$S_\delta$**  – условный коэффициент безопасности;

**[p]** – допускаемые контактные давления для материала вкладышей.

Алгоритм работы модуля представлен на рисунке.

Данный алгоритм позволяет рассчитать эксцентриситет подшипника скольжения. В модуле предусмотрены условия, проверяющие подшипник на допускаемые значения давления **[p]** и произведения давления на скорость **[pV]**. Хранение значений **[p]** и **[pV]** осуществляется в исходном коде модуля. Хранение решения функции  **$C_F$**  – число Зоммерфельда, также хранится в исходном коде модуля.

Данный модуль, помимо интеграции в программный комплекс для исследования плоских рычажных механизмов, может быть самостоятельно использован в качестве учебно-научного исследовательского инструмента для проведения лабораторных работ и научных исследований студентов и аспирантов машиностроительных специальностей.



Алгоритм модуля

## Библиографические ссылки

1. Обработка сигналов с датчиков стэнда для исследования плоских рычажных механизмов : А. с. 2011612308 Рос. Федерация / А. А. Казанцев, С. П. Ереско, Т. Т. Ереско, А. С. Ереско; заявитель и патентообладатель Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т им. акад. М. Ф. Решетнева. 2011610572 ; заявл. 01.02.11.
2. Исследование плоских рычажных механизмов специальных систем / А. А. Казанцев, С. П. Ереско, Т. Т. Ереско, С. М. Шевцов, А. С. Ереско // Вестник СибГАУ. 2011.
3. Казанцев А. А., Ереско С. П. Математическое моделирование работы подшипника скольжения с жидкостным трением // Механики XXI века : сб. докладов. Братск : Изд-во БрГУ, 2013. 266 с.

## References

1. Obrabotka signalov s datchikov stenda dlya issledovaniya ploskikh rychazhnykh mekhanizmov : a. s. 2011612308. Ros. Federatsiya / A. A. Kazantsev, S. P. Eresko, T. T. Eresko, A. S. Eresko; zayavitel i patentoobladatel Sib. gos. aerokosmicheskij un-t. 2011610572 ; zayavl. 01.02.11.
2. Issledovanie ploskikh rychazhnykh mekhanizmov spetsialnykh sistem / A. A. Kazantsev, S. P. Eresko, T. T. Eresko, S. M. Shevtsov, A. S. Eresko // Vestnik Sibgau. 2011.
3. Kazantsev A. A., Eresko S. P. matematicheskoe modelirovanie raboty podshipnika skolzheniya s zhidkostnym treniem // Mekhaniki XXI veka : sb. dokladov. bratsk : izd-vo brgu, 2013. 266 s.

© Казанцев А. А., Ереско С. П., 2013

## ОБ УПЛОТНЕНИИ ТОРЦЕВОГО ГЕНЕРАТОРА СВОБОДНОПОТОЧНОЙ МИКРОГЭС

*В. В. Карпенко*

Сибирский федеральный университет  
Россия, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79. E-mail: whill.nor@gmail.com

*Приводится обоснование выбора уплотнения вала с учетом предъявляемых к нему требований, его конструктивные особенности и испытания на лабораторном стенде, имитирующем нагрузку на дне реки от потока воды.*

*Ключевые слова: торцевое уплотнение, генератор, микроГЭС.*

## SEAL OF A GENERATOR OF A MICRO HYDRO POWER STATION

*V. V. Karpenko*

Siberian Federal University  
79, Svobodnyi prosp., Krasnoyarsk, 660041, Russia. E-mail: whill.nor@gmail.com

*The article provides the provision of the choice of a shaft seal taking into account its requirements, its design features and testing laboratory bench simulating the load on the bottom of a river from the flow of water.*

*Keywords: front seal, generator, micro hydro power station.*

При проектировании свободнопоточной микроГЭС необходимо учитывать, что все агрегаты работают под водой, это создает дополнительную задачу по уплотнению генератора. Применяемый генератор отличается от обычных электрических машин тем, что имеет малую скорость вращения вала (70–90 об/мин), не имеет щеток, имеет более жесткую конструкцию корпуса и обеспечивает герметичность под водой на глубине 7–10 метров.

Требования, предъявляемые к уплотнению, это срок службы, обеспечение легкой замены при очередном обслуживании, небольшая стоимость изделия. Одним из решений проблемы является установка торцевого уплотнения.

Торцевое уплотнение [1] – это узел, который образует вращающееся уплотнение между подвижной и неподвижной частями. Правильный выбор торцевого уплотнения может быть сделан, только когда имеется полная информация об условиях эксплуатации [2], а именно:

- среда, в которой работает это уплотнение;
- рабочее давление среды, оказываемое на уплотнение;
- рабочая температура среды;
- необходимый срок службы.

В нашем случае среда является неагрессивной, однако может вызывать коррозию, и в связи с этим необходимы сплавы металлов, не подверженные ей. Давление воды на расчетной глубине в 10 метров составляет примерно 2 атмосферы. Рабочая температура среды составляет от 1 до 3 градусов по Цельсию. Так как генератор вращается на малых оборотах, срок службы уплотнения должен составлять не менее 5 лет, т. е. 75 тыс. часов.

В связи с необходимостью обеспечения патентной чистоты микроГЭС на момент ее первых натурных испытаний была поставлена задача: разработать уплотнение для конкретных нужд, имеющее все преимущества существующих на тот момент конструкций.

Разработанное уплотнение соответствует всем перечисленным выше характеристикам. Несущим элементом конструкции уплотнения (рис. 1) является крышка стакана 1, которая имеет резиновое кольцо 7 для уплотнения наружной части закаленного контактного кольца уплотнения. Основной герметизирующий эффект достигается с помощью плоской полированной поверхности уплотнительной втулки 2, выполняемой из стали и с предварительно надетым резиновым кольцом 3, которое при сдавливании заполняет практически всю полость и тем самым предотвращает протечку. Крышка имеет паз для установки штифта 8, предотвращающего ее проворачивание.

Как и во всех уплотнениях, одна поверхность установлена неподвижно в корпусе, а другая зафиксирована и вращается вместе с валом. Упорное кольцо 4 с одной стороны имеет буртик, который упирается в подшипник. С внутренней стороны упорного кольца проделаны глухие отверстия для пружин 5, которые упираются во фторопластовое кольцо 6, плотно прижимая его в процессе эксплуатации. Материал для кольца выбран исходя из условий длительного процесса самосмазывания. Кольцо также имеет резиновое уплотнение 9, которое обеспечивает герметичность по валу.

Разработанное уплотнение было применено на четырех опытных образцах микроГЭС мощностью 1–10 кВт. Параллельно проходят испытания на стенде (рис. 2) в Политехническом институте СФУ, стенд представляет собой раму с закрепленным на ней электродвигателем, имитирующий турбину микроГЭС. Двигатель жестко соединен с валом, на котором посажено тестируемое уплотнение. В бачке с водой, который контактирует с уплотнением, с помощью компрессора создается и поддерживается необходимое давление в 2 атмосферы. Таким образом, создаются условия, максимально приближенные к реальным условиям эксплуатации.

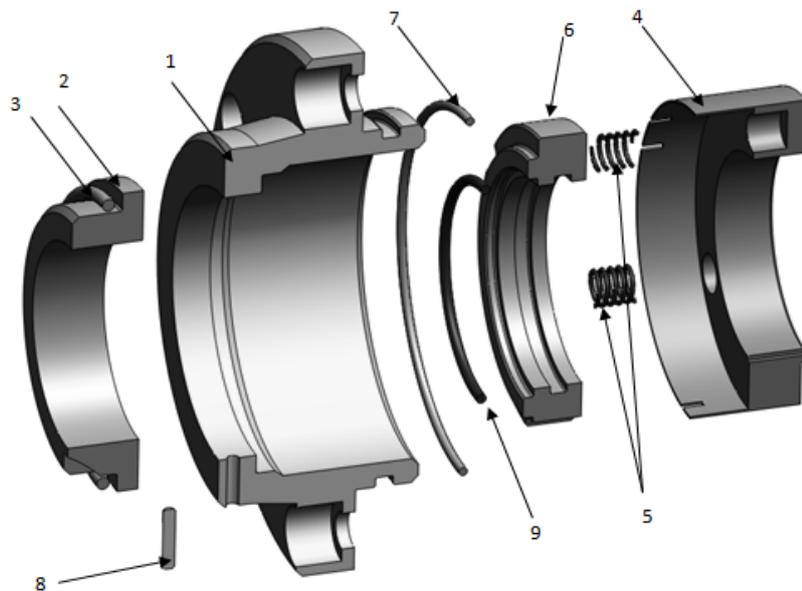


Рис. 1. Разнесенная схема уплотнения

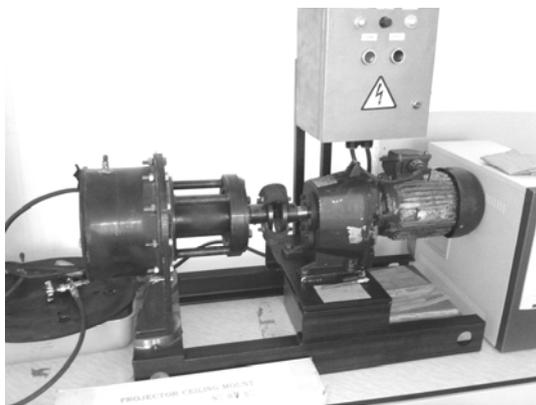


Рис. 2. Стенд для испытаний уплотнения

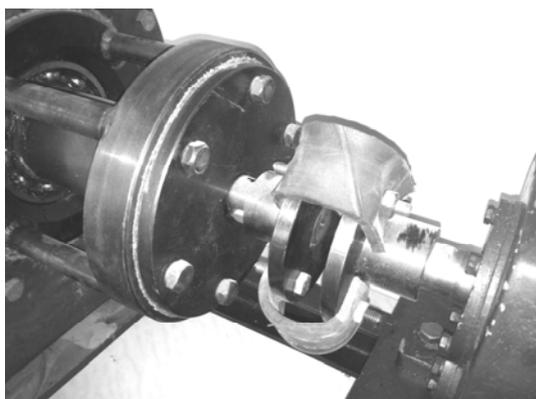


Рис. 3. Муфта и крышка стакана

Критерий проверки данного уплотнения на установке – отсутствие протечек. Интенсивность протечек измеряется при помощи мерного стакана. За 1 000 часов работы стенда пока не выявлено протечек.

Задачами экспериментальных исследований на стенде являются не только проверка работоспособности уплотнения, но и повышение эффективности конструктивных решений и материалов уплотнения, повышающих срок службы уплотнения.

#### Библиографические ссылки

1. Голубев А. И. Торцовые уплотнения вращающихся валов. 2-е изд., перераб. и доп. М. : Машиностроение, 1974. 212 с.
2. Мельник В. А. Торцовые уплотнения валов: справочник. М. : Машиностроение, 2008. 320 с.

#### References

1. Golubev A. I. Torcovye uplotnenija vrashhajushhihsja valov. 2-e, izd. pererab. i dop. M. : Mashinostroenie, 1974. 212 s.
2. Mel'nik V. A. Torcovye uplotnenija valov: spravochnik. M. : Mashinostroenie, 2008. 320 s.

© Карпенко В. В., 2013

УДК 62.192

## ПРОБЛЕМА ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПОСТОЯНСТВА ВОЗДУШНОГО ЗАЗОРА В ТОРЦЕВЫХ СИНХРОННЫХ ГЕНЕРАТОРАХ

*Е. В. Карпенко, Д. И. Морозов, Н. А. Колбасина*

Сибирский федеральный университет  
Россия, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79. e-mail: cat.kras@gmail.com

*Неуравновешенная сила магнитного притяжения между статором и ротором торцевого синхронного генератора предъявляет высокие требования к точности обработки поверхностей. В данной статье делается попытка оценить зависимость между погрешностями обработки деталей и величиной перекаса ротора под действием силы магнитного притяжения в генераторе с одним ротором и двумя статорами. Влияние других факторов возможного перекаса ротора, таких как деформации, перемещения и др., в данной статье не рассматривается.*

*Ключевые слова:* торцевая электрическая машина, воздушный зазор.

## THE PROBLEM OF PROVIDING THE UNIFORMITY OF THE SYNCHRONOUS GENERATOR'S AIR GAP WITH AXIAL FLUX

*E. V. Karpenko, D. I. Morozov, N. A. Kolbasina*

Siberian Federal University  
79, Svobodnyi prosp., Krasnoyarsk, 660041, Russia. e-mail: cat.kras@gmail.com

*Unbalanced magnetic attraction force between the stator and the rotor of synchronous generator with axial flux leads to high requirements for precision surface treatment. In this paper an attempt is made to assess the relationship between the machining errors and the magnitude of the rotor imbalance under the force of magnetic attraction in a generator with a rotor and two stators. The influence of other factors of a possible rotor imbalance are not considered in the article.*

*Keywords:* generator with axial flux, air gap.

Торцевые генераторы получили широкое распространение в ветро- и гидроустановках, и поэтому актуально обеспечение их непрерывной и надежной работы. В известной конструкции торцевой электрической машины [1] между двумя роторами и статором возникает неуравновешенная сила магнитного притяжения, что ведет к изменению величины воздушного зазора в таком генераторе и его неравномерности по диаметру машины, что является причиной колебания величины выходного напряжения, а в конечном счете – выхода из строя электрической машины.

Как посадка подшипников, так и биение отверстия под подшипник влияют на точность позиционирования подшипника в радиальном направлении, следствием этого является перепад воздушного зазора между ротором и статором [2]. Оценить влияние этих факторов можно следующими способами: вывести аналитически взаимосвязь геометрических размеров либо решить данную задачу с помощью инструментальных средств SolidWorks. Аналитическое решение данной задачи весьма трудоемко, причем нет возможности оценить все факторы, влияющие на результат, поэтому был проведен расчет в САД-среде, кроме того, он обладает хорошей наглядностью. Важно, что полученные аналитически зависимости будут верны только для схемы ротора с разнесенными дисками.

Решение поставленной задачи разбивается на этапы:

– создание эскиза, используя отрезки для прорисовки геометрии ротора и осевые линии, отображающие положение системы при нулевой погрешности;

– проставление размеров, которые можно варьировать в зависимости от величины заданных погрешностей;

– проставление так называемых «управляемых размеров», значение которых покажет величину влияния каждого из факторов на изменение воздушного зазора, размеры проставляются на линии, соответствующей средней окружности магнитов.

По чертежу вала была построена расчетная схема (рис. 1) позиционирования вала в зависимости от величины отклонения размера вала под подшипник.

Приняты обозначения:  $L$  – длина вала;  $L_1$ ,  $L_2$  – размеры позиционирования диска ротора на валу;  $R$  – радиус диска ротора;  $dy_1$ ,  $dy_2$  – отклонение размеров в зависимости от выбранной посадки;  $dx_1$ ,  $dx_2$  – отклонение положения диска ротора;  $\alpha_1$ ,  $\alpha_2$  – углы отклонения положения вала;  $\beta_1$ ,  $\beta_2$  – углы отклонения диска ротора.

При известных величинах  $dy_1$ ,  $dy_2$ ,  $L_1$ ,  $L_2$  углы наклона вала определяются по формулам

$$\angle\alpha_1 = \arcsin\left(\frac{dy_1}{L_1}\right), \quad \angle\alpha_2 = \arcsin\left(\frac{dy_2}{L_2}\right).$$

Если пренебречь смещением диска ротора относительно оси вала и считать эту систему жесткой, то угол отклонения горизонтальной оси вала будет равен углу отклонения вертикальной оси диска ротора, т. е.

$$\angle\alpha_1 = \angle\beta_1, \quad \angle\alpha_2 = \angle\beta_2.$$

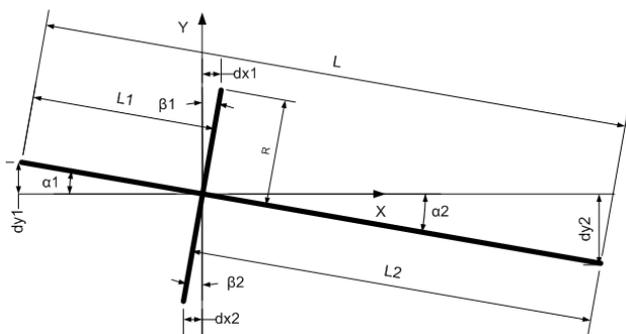


Рис. 1. Схема оценки влияния на перепад зазора погрешности позиционирования подшипников

Поскольку радиус диска ротора  $R$  известен, то смещение диска ротора по горизонтальной оси можно найти по формулам:

$$dx1 = R \cdot \arctg(\angle\beta1),$$

$$dx2 = R \cdot \arctg(\angle\beta2).$$

В случае если на валу установлено два диска ротора, расчетная схема позиционирования вала при перекосе будет другой (рис. 2).

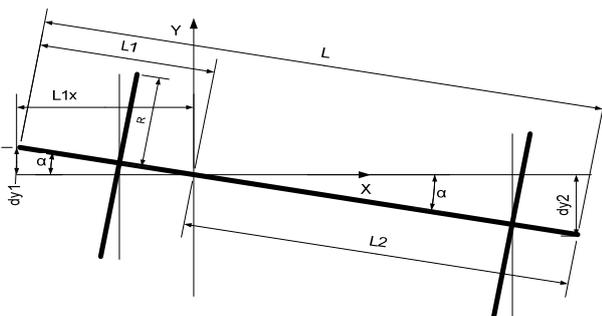


Рис. 2. Расчетная схема позиционирования вала для двух роторов

Для схемы с двумя роторами точка пересечения вала с горизонтальной осью будет плавающей. Расстояние  $L1$  является искомым.

Общая длина вала равна

$$L = L1 + L2.$$

С одной стороны угол  $\alpha$  равен

$$\sin \alpha = \frac{dy1}{L1},$$

а с другой стороны –

$$\sin \alpha = \frac{dy2}{L2}.$$

Тогда учитывая, что левые стороны уравнений равны  $\sin \alpha$  и длина  $L2$  выражена через  $L1$ , получим:

$$\frac{dy1}{L1} = \frac{dy2}{L - L1}.$$

Теперь можно выразить неизвестную  $L1$ :

$$dy2 \cdot L1 + dy1 \cdot L1 = dy1 \cdot L,$$

$$L1 = \frac{dy1 \cdot L}{dy1 + dy2}.$$

Таким образом, зная предельные отклонения вала в местах посадки подшипника и общую длину вала, можно определить координату перекоса вала и угол перекоса:

$$\sin \alpha = \frac{dy1}{L1}, \quad \cos \alpha = \frac{L1x}{L1}.$$

Разработанная модель позволяет рассчитать начальное отклонение диска ротора с учетом допусков и технологических погрешностей. Таким образом, учет технологических погрешностей позволяет на начальном этапе определить перекося воздушного зазора и дать рекомендации по усовершенствованию конструкции. Также особенно важно соблюдать точность изготовления и позиционирования деталей, входящих в конструкцию.

#### Библиографические ссылки

1. Пат. 2313888 РФ. Торцевая электрическая машина / А. Л. Встовский, М. П. Головин, Н. Е. Полошков, Л. Н. Головина, С. А. Коков ; опубли. 27.12.2007. Бюл. № 36. 6 с.
2. Мягков В. Д., Палей М. А., Романов А. Б., Брагинский В. А. Допуски и посадки : справочник. Ч. 1, 2. Л. : Машиностроение. Ленингр. отд-ние. 1982. Ч. 1. 543 с.

#### References

1. Pat. 2313888 RF. *Tortsevaya elektricheskaya mashina* / A. L. Vstovskiy, M. P. Golovin, N. E. Poloshkov, L. N. Golovina, S. A. Kokov ; publ. 27.12.2007. Byul. № 36. 6 s.
2. Myagkov V. D., Paley M. A., Romanov A. B., Braginskiy V. A. *Dopuski i posadki: Spravochnik*. Ch. 1, 2. L. : Mashinostroenie. Leningr. otd-e. 1982. Ch. 1. 543 s.

© Карпенко Е. В., Морозов Д. И., Колбасина Н. А., 2013

УДК 662.822

## АНАЛИЗ СОВРЕМЕННЫХ ПРЕДСТАВЛЕНИЙ И ПОДХОДОВ ПРИ ИССЛЕДОВАНИИ УСТАЛОСТНЫХ РАЗРУШЕНИЙ ИГОЛЬЧАТЫХ ПОДШИПНИКОВ

Е. В. Кукушкин<sup>1</sup>, В. А. Меновицков<sup>2</sup>, Т. Т. Ереско<sup>3</sup>

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: ironjeck@mail.ru<sup>1</sup>, vladimirm@g-service.ru<sup>2</sup>, erescott@mail.ru<sup>3</sup>

*Рассматриваются современные достижения в исследованиях усталостных разрушений и малоцикловая усталость игольчатых подшипников. Приведен основной обзор выполненных работ в данном направлении. Дан анализ современных представлений об усталостных процессах игольчатых подшипников.*

*Ключевые слова: усталостные разрушения, игольчатые подшипники, современные представления исследований.*

## THE ANALYSIS OF MODERN REPRESENTATIONS AND APPROACHES AT THE RESEARCH OF FATIGUE FAILURES OF NEEDLE BEARINGS

E. V. Kukushkin<sup>1</sup>, V. A. Menovshchikov<sup>2</sup>, T. T. Eresko<sup>3</sup>

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia  
E-mail: ironjeck@mail.ru<sup>1</sup>, vladimirm@g-service.ru<sup>2</sup>, erescott@mail.ru<sup>3</sup>

*Modern achievements in researches of fatigue failures and low-cyclic fatigue of needle bearings are considered. The main review of the works executed in this direction is provided. The analysis of modern ideas of fatigue processes of needle bearings is given.*

*Keywords: fatigue failure, needle bearings, modern concepts of research.*

Современное состояние науки об износе дает понять, что без понимания самого процесса износа невозможно создание эффективных методов борьбы с этим явлением. Анализ работ показал, что не всегда в основу гипотезы или точки зрения было положено экспериментальное исследование.

Аспекты прочности и гипотезы разрушения материалов при контактом и циклическом нагружении были описаны Гриффитсоном, 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.

Екобори предложил способ определения прочности и причин разрушения твердого тела, в котором одновременно учитывается макроконцентрация напряжений от дефектов типа скопления дислокаций. При повторно-переменном нагружении трещины возникают в наиболее пластически деформированных микрообъемах 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.

Концентраторы напряжений, являющиеся источниками развития контактно-усталостных микротрещин, бывают двух видов. К первому относятся локализованные дефекты типа царапин, шлифовальных рисок, вмя-

тин, участки измененной микроструктуры в виде ожогов. Ко второму отнесем локальные нарушения сплошности и однородности металла в виде неметаллических включений, включений карбидов, поры, раковины и другие металлургические дефекты. Влияние различных концентраторов напряжений на контактную усталость рассмотрено в работах. При качении под нагрузкой, в зависимости от расположения наиболее сильно влияющих в конкретных условиях концентраторов напряжений и свойств материала, первичная трещина может возникнуть на поверхности детали или под ней. При этом поверхностная трещина приведет к отшелушиванию частицы металла, и образовавшаяся ямка будет являться новым концентратором напряжений, что вызовет зарождение новых микротрещин, которые приводят к отделению частиц металла и увеличению площади выкрошившегося участка. Процесс выкрашивания поверхностного слоя материала называется питтингом.

В случае развития усталостной трещины от подповерхностного дефекта она может соединяться с соседними микротрещинами. Траектория и скорость ее развития зависят от ориентировки лежащих вблизи микротрещин, а также от механических свойств соседних участков металла. Одновременно под поверхностью может развиваться несколько микротрещин. При циклическом нагружении та трещина, которая оказалась в условиях, наиболее способствующих ее росту, достигает поверхности детали, и затем происходит выкрашивание металла. Причем глубина выкрашивания от поверхностных концентраторов напряжений в несколько раз больше, чем от поверхностных дефектов.

В случае так называемого «пульсирующего контакта» первичные усталостные трещины появляются на поверхности контура пятна контакта и распространяются вглубь материала. В работе приведен обширный экспериментальный материал о расположении возможных центров разрушения при контактном циклическом нагружении.

В своих работах П. Тарди и Я. Стикловари считают, что все микротрещины в подшипниках из стали ШХ15 развиваются от неметаллических включений в зоне действия герцевских максимальных касательных напряжений. Н. Н. Качанов, также опираясь на экспериментальный материал, полагает, что усталостные трещины могут зарождаться не только на глубине действия максимальных касательных напряжений, но и несколько выше и ниже ее. Эти соображения Н. Н. Качанов основывает на том, что появление пластических сдвигов, приводящих к усталостным трещинам, зависит не только от теоретического уровня касательных напряжений, но и от силы воздействия концентраторов напряжений, основными из которых являются неметаллические включения.

Современное представление о реальном строении твердых тел хорошо раскрывается теорией дислокаций. Свойства металлов и сплавов связаны с возникновением, движением и взаимодействием дислокаций. В основе всех представлений о прочности и пластичности металлических материалов лежат данные об их дислокационном строении. Наличие дислокаций объясняет резкое различие между прочностью реального и эталонного металла. Дислокационная структура в объеме реального кристаллического тела реализуется на поверхности тела в виде тонкой системы ступенек, впадин и выступов.

Внешние механические воздействия определяют условия для развития тех или иных ведущих процессов в поверхностных слоях металла игольчатых подшипников. Под действием текущих изменений формируется рабочее состояние поверхностного слоя, когда материал имеет фазовый состав, структуру и свойства, отличные от исходного состояния. В поверхностном слое, находящемся в рабочем состоянии, возникают процессы, возможности развития которых обусловлены исходным состоянием поверхностного слоя и условиями эксплуатации игольчатых подшипников.

В зависимости от характера процессов, происходящих во время работы узла трения, после прекращения его работы в поверхностном слое происходят следующие остаточные изменения: механическое упрочнение либо разупрочнение; фазовое упрочнение либо разупрочнение без изменения или с изменением химического состава; изменение микрорельефа поверхностей трения игольчатых подшипников и напряженного состояния поверхностного слоя.

В современном представлении структура поверхностных слоев металлических материалов является многослойной. После воздействия ударного импульса на поверхность материала центральная зона места удара будет отражать акты микроструйного течения материала после прохождения волны деформации. После многократного воздействия ударных импульсов эта зона будет выглядеть наподобие затвердевшей жидкости с беспорядочной структурой. Взаимодейст-

вие центральной ударно-деформированной зоны с соседними объектами материала может происходить за счёт ротационных механизмов с возможной аналогией процессам течения вязкой жидкости в притесненном слое. Но при этом взаимодействие центрального потока с ламинарным подслоем может сопровождаться возникновением вихрей. Вихревая прослойка в металлах может состоять из нескольких пар вихревых шнуров со встречным вращением шнуров в каждой паре. С внешней стороны ротационные образования будут как бы скользить по ламинарному подслою, представляющему собой структуру с неравноосными ячейками. Полосовая и шашечная структуры также являются ротационными. Шашечная структура имеет статическую деформацию около 50...60 % и представляет собой совокупность прямоугольных образований различной ориентации. Полосовая структура состоит из ротационных полос, расположенных последовательно и способных к движению вглубь материала под действием поля напряжений. Ротационные структуры способны сменять друг друга по механизму кинетических фазовых превращений.

На сегодняшний день данные структуры можно отнести к любому механическому воздействию, в том числе и к поверхностному трению, но при этом тончайший наружный слой будет представлять собой так называемые вторичные структуры, т. е. сильно деформированные и содержащие кислород, серу и другие прочие элементы [1-3].

Проведенный анализ показал, что проблема малоциклового усталости игольчатых подшипников изучена недостаточно.

На основе анализа были поставлена задача исследовать механизмы усталостного разрушения игольчатых подшипников.

### Библиографические ссылки

1. Трошенко В. Т. Прочность металлов при переменных нагрузках. Киев : Наукова думка, 1978. 173 с.
2. Литмен Уиднер. Распространение контактной усталости от источников поверхностного и подповерхностного происхождения // Теоретические основы инженерных расчётов. 1966. № 3. С. 94.
3. Меновщиков В. А., Ереско С. П. Исследование и совершенствование игольчатых подшипников карданных передач транспортно-технологических машин : монография / А. В. Меновщиков, Красноярск : Изд-во КрасГАУ, 2006. 283 с.

### References

1. Troshchenko V. T. The strength of metals under varying loads. Naukova Dumka. 1978. 173 s.
2. Litmen, Uidner. Dissemination of contact fatigue from sources of surface and subsurface origin. Theoretical Foundations of engineering calculations. 1966. № 3. p. 94.
3. Menovchikov V. A., Eresko S. P. Research and improvement of needle bearings driveline transport and technological machines : monograph. Atlanta : Publishing House of the KrasGAU 2006. 286 p.

© Кукушкин Е. В., Меновщиков В. А., Ереско Т. Т., 2013

УДК 621.372.8

## ИЗГОТОВЛЕНИЕ ОБЛЕГЧЕННЫХ СЛОЖНОПРОФИЛЬНЫХ ВОЛНОВОДОВ ПРЯМОУГОЛЬНОГО СЕЧЕНИЯ С ТРЕХМЕРНЫМ РАСПОЛОЖЕНИЕМ ФЛАНЦЕВ

*А. В. Ладыгина*

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»  
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52. E-mail: ladyginaalbina@rambler.ru

*Описаны этапы изготовления волноводов. Рассмотрены проблемы, возникающие при изготовлении волноводов с трехмерным расположением фланцев. Представлены пути решения данной проблемы. Рассмотрены недостатки предлагаемого приспособления.*

*Ключевые слова: изготовление волноводов, волноводная труба, фланцы, муфты.*

## PRODUSING A LIGHT-WEIGHT PROFILE COMPOSITE RECTANGULAR WAVEGUIDE WITH THREE-DIMENSIONAL ARRAGEMENT FLANGE

*A. V. Ladygina*

JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”  
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia. E-mail: ladyginaalbina@rambler.ru

*The stages of waveguide production are described. The problems which may occur in the production of three-dimensional arrangement of waveguides flanges are considered. The ways to solve this problem are outlined. The shortcomings of the proposed device are pointed.*

*Keywords: production of waveguide, waveguide tube, flanges, clutches.*

Волноводы представляют собой простейшие сборочные единицы устройств СВЧ (сверхвысокой частоты), которые служат для передачи электромагнитных волн сантиметрового, миллиметрового и дециметрового диапазонов. Волноводы состоят из труб прямоугольного или круглого сечения, муфт и соединительных фланцев. Все волноводные звенья должны иметь хорошо проводящие внутренние поверхности.

В зависимости от конструктивных требований и назначения волноводные трубы бывают прямолинейными, гнутыми, скрученными и могут иметь переменное сечение. В качестве материала для производства волноводных труб применяются алюминий, латунь, бронза.

Процесс изготовления волноводов складывается из следующих этапов: нарезка заготовок; отжиг; дорнирование (калибровка); гибка и скрутка труб; контроль размеров трубы; изготовление муфт и фланцев; пайка муфт (по мере необходимости); разметка трубы под установку фланцев; пайка фланцев к трубам; механическая обработка волновода в соответствии с требованиями КД (конструкторской документации); нанесение гальванического покрытия; консервация, упаковка.

**1. Нарезка заготовок.** Куски труб нарезают дисковой фрезой с припуском на обработку на горизонтальном фрезерном станке, после чего торцы их зачищают от заусенцев. Затем выполняют промывку труб перед термообработкой.

**2. Отжиг** волноводных труб осуществляется в специальных печах с целью повышения пластичности материала перед гибкой.

**3. Дорнирование (калибровку) труб** выполняют на специальной вытяжной установке дорнами соот-

ветствующих сечений. Выполняют эту операцию для придания прямолинейности внутреннего канала, поддержания размеров и требуемой шероховатости согласно КД.

**4. Гибка и скрутка волноводных труб.** Гибка труб должна осуществляться способами, при которых не изменяется форма и внутренние размеры сечения труб и не ухудшается чистота обработки внутренних поверхностей. Для этого используют пакет лент, который устанавливают в трубу универсальным способом.

Существует несколько способов гибки волноводных труб: в штампах на прессе с применением стальных пластин; в штампах на прессе с применением пластических наполнителей (смесь канифоли с воском; кварцевый песок; легкоплавкие сплавы); в приспособлении с ручным приводом с применением жестких оправок; методом насечки; на специальных станках с применением специальных шарнирных оправок. После гибки пакет лент из трубы удаляют с помощью вытяжной установки. Для скрутки волноводных труб применяется специальное приспособление. Приспособление состоит из основания, на котором располагаются две опоры, одна из которых является неподвижной. На неподвижной опоре имеется маховичок ручного управления с градуированной шкалой. Во внутреннюю полость волноводной трубы, предназначенной для скрутки, универсальным способом устанавливают специальную оправку. После чего волноводную трубу закрепляют в опорах через обоймы, соответствующие сечению скручиваемой трубы. С помощью поворота ручного маховичка на определенный угол, заданный по КД, происходит скрутка трубы. Удаление специальной оправки из трубы после скрутки выполняют на вытяжной установке.

**5. Контроль размеров трубы** осуществляется с помощью универсальных мерительных инструментов. Точность размеров поперечного сечения волноводной трубы в области изгиба обеспечивается ленточным наполнителем.

**6. Изготовление муфт и фланцев.** Фланцы и муфты изготавливают на металлорежущих станках. Фланцы, закрепляемые на концах труб, по форме торцевой поверхности могут быть прямоугольными или круглыми. Муфта является соединительным элементом волноводной трубы, которая имеет больше двух гибов и скруток и внутреннее сечение, соответствующее сечению волноводной трубы.

**7. Пайка муфт.** В качестве оборудования для пайки используется генератор средней частоты (до 66 кГц), набор индукторов, выполненных в виде плоских рам с рабочими отверстиями прямоугольного сечения, а также блок автоматической системы управления АСУ (автоматизированной системы управления), состоящий из ПК (персонального компьютера) с соответствующим программным обеспечением, стенда управления постом пайки волноводов и согласующего устройства.

**8. Разметка трубы под установку фланцев.** Данная операция заключается в разметке концов трубы рисками для установки фланцев с помощью универсальных мерительных инструментов. Выполняют эту операцию с целью подготовки трубы и фланцев к пайке.

**9. Пайка фланцев к трубам.** Соединение труб с фланцами производят посредством пайки. В качестве оборудования для пайки используются генератор средней частоты (до 66 кГц), набор индукторов, выполненных в виде плоских рам с рабочими отверстиями прямоугольного сечения, а также блок автоматической системы управления АСУ, состоящий из ПК с соответствующим программным обеспечением, стенда управления постом пайки волноводов и согласующего устройства.

**10. Механическая обработка волновода в соответствии с требованиями КД.** Перед механической обработкой волновода осуществляется калибровка канала на специальном приспособлении для восстановления конфигурации канала после пайки фланцев. Затем выполняют фрезерование волновода по торцу фланца с целью зачистки паяного шва и удаления выступающей части волновода. В зависимости от конфигурации волновода выполняют сверление, зенкование отверстий, а также фрезерование обнижений и фасок на фланцах. В слесарной операции выполняют притирку торца фланцев «как чисто» с обеспечением шероховатости рабочей поверхности фланцев и допуска плоскостности согласно КД.

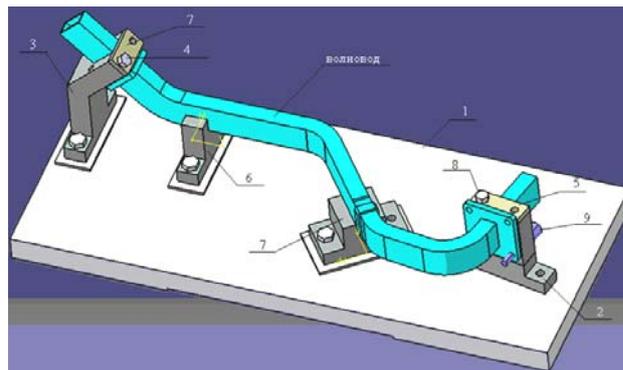
**11. Нанесение гальванического покрытия.** Для увеличения проводимости материала волновода и, как следствие, снижения искажений картины электрических полей, а также улучшения радиотехнических характеристик применяется серебрение внутреннего канала волновода.

В последнее время все чаще стали применять волноводы с трехмерным расположением фланцев. Свя-зано это с тем, что оси антенн развернуты по трем

дробным углам по отношению к базовой системе координат космического аппарата.

С технологической точки зрения проконтролировать конфигурацию волновода и выставить фланцы до пайки с помощью универсальных измерительных инструментов невозможно, так как фланцы относительно друг друга расположены по осям  $x, y, z$ .

Для решения данной технологической задачи предлагается изготовить приспособление для выставки фланцев волновода до пайки, которое может быть также применимо для контроля и рихтовки волновода (см. рисунок).



Приспособление для контроля геометрии волновода и выставки фланцев до пайки

Приспособление состоит из основания 1, на котором устанавливаются два кронштейна 2, 3, две планки 4, 5 и опоры 6, 7. Количество опор определяется количеством гибов волновода. В каждом кронштейне выполнен паз, сечение которого соответствует сечению волноводных труб. В этот паз устанавливается волноводная труба вместе с фланцами, концы трубы фиксируются с помощью планок 6, 7 и болтов 10. Фланцы к кронштейнам фиксируются с помощью штырей 9. Тем самым выполняют разметку трубы под установку фланцев и производят контроль геометрии волновода, а при необходимости выполняют рихтовку. Затем трубу с каждой стороны подрезают в размер, соответствующий разметке, и отправляют на пайку. После пайки по длине волновода остается припуск, который затем фрезеруют и вновь устанавливают в приспособление для контроля геометрии и рихтовки, которую выполняют по мере необходимости.

Описанная технология позволяет повысить качество изготовления волноводов.

#### Библиографическая ссылка

1. Бушминский И. П. Изготовление элементов конструкции СВЧ. Волноводы и волноводные устройства. М. : Высшая школа, 1974. 304 с.

#### Reference

1. Bushminskii I. P. Izgotovlenie elementov konstruktсии SVCh. Volnovody i volnovodnye ustroistva. M. : Vysshaya shkola, 1974. 304 p.

УДК 60:62:167.7

## СОВМЕСТИМОСТЬ И СИНТЕЗ КАК ОПРЕДЕЛЯЮЩИЙ ФАКТОР ЭФФЕКТИВНОСТИ ИЗДЕЛИЙ МАШИНОСТРОЕНИЯ

*В. И. Медведев*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

*Представлен процесс проектно-конструкторской разработки изделий машиностроения, рассматривающий основные этапы их жизненного цикла как алгоритмическую последовательность обеспечения совместимости в связи с их синтезом и эффективностью.*

*Ключевые слова: техническая совместимость, изделия машиностроения, этапы жизненного цикла, физические принципы действия, физико-технический эффект.*

## COMPATIBILITY AND SYNTHESIS AS A DETERMINING FACTOR OF THE EFFECTIVENESS OF MACHINE-BUILDING PRODUCTS

*V. I. Medvedev*

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia

*Process of design development of products of the mechanical engineering is presented, the main stages of their life cycle as algorithmic sequence of ensuring compatibility in connection with their synthesis and efficiency are considered.*

*Keywords: technical interoperability, products of engineering industry, stages of the life cycle, physical principles of operation, physical-technical effect.*

Хорошо известно, что в ходе проектно-конструкторской деятельности приоритетной является проработка вопросов обеспечения совместимости создаваемого изделия (механической, тепловой и т. д.) [1; 2]. Если при этом допущена серьезная ошибка, то о качестве изделия говорить не приходится.

При разработке любого изделия (процесса) на уровне изобретения необходимо прежде всего, по выражению Г. С. Альтшуллера [3], совместить несовместимое. Только после решения этой задачи выполняются все остальные проектно-конструкторские задачи и в результате появляется принципиально новое изделие (процесс), обладающее ранее недостижимым качеством.

Установленная в [4] закономерность технической совместимости (ТС), формулирующая совместимость техники как исходного момента формирования её качества в процессе разработки  $W(A)$ , в символическом виде представляется как

$$W(A) = D(C_1) \overrightarrow{A} D(S) \overleftarrow{A} [D(C_2) A D(Q)], \quad (1)$$

где  $D(C_1)$  – обеспечение совместимости приоритетного характера;  $D(S)$  – выполнение синтеза изделия;  $D(C_2)$  – обеспечение совместимости неприоритетного характера;  $D(Q)$  – обеспечение качества изделия;  $\overrightarrow{A}, \overleftarrow{A}$  – знаки направленной и ненаправленной конъюнкции соответственно.

Ретроспективный обзор выявил только одну, к сожалению, работу [5], где рассмотрены вопросы совместимости при морфологическом синтезе техники. Суть работы сводится к следующим основным моментам.

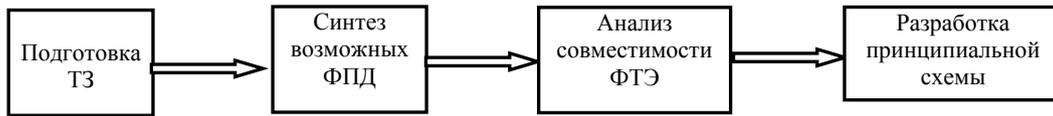
Большинство физических принципов действия (ФПД) техники имеют сложную структуру с одновременным использованием нескольких физико-технических эффектов (ФТЭ). Для полноценного синтеза таких ФПД должны соблюдаться определённые правила совместимости ФТЭ. Например, необходимо объединить (синтезировать) два последовательных ФТЭ:

$$(A_i, B_i, C_i), (A_{i+1}, B_{i+1}, C_{i+1}), \quad (2)$$

где  $A_i, A_{i+1}$  – входные воздействия (продукт, сырье, информация и т. п.) первого и второго ФТЭ соответственно;  $C_i, C_{i+1}$  – выходная продукция первого и второго ФТЭ соответственно;  $B_i, B_{i+1}$  – объекты, осуществляющие преобразование  $A_i$  в  $C_i$  и  $A_{i+1}$  в  $C_{i+1}$ , будут совместимы, если результат воздействия  $C_i$  эквивалентен входному воздействию  $A_{i+1}$ , т. е. если  $C_i$  и  $A_{i+1}$  имеют одни и те же физические величины и совпадающие значения этих величин. В результате объединения двух совместимых ФТЭ получается преобразование

$$A_i \rightarrow B_i \rightarrow (C_i \leftrightarrow A_{i+1}) \rightarrow B_{i+1} \rightarrow C_{i+1}. \quad (3)$$

Такой подход позволяет даже автоматизировать синтез ФПД. Для относительно простых технических объектов алгоритм автоматизированного синтеза состоит из четырёх блоков (этапов) (см. рисунок).



Укрупненная схема алгоритма автоматизированного синтеза ФПД

Поставленная задача структурного синтеза носит комбинаторный характер и является моделью дискретного программирования. Следовательно, необходимо принимать меры по исключению явного перебора всех допустимых решений, т. е. применять известные методы отсечения, комбинаторные или приближенные методы.

Однако многие специалисты считают, что для изделий техники важно её качество, а эффективность – вещь сама собой разумеющаяся. Учитывая, что потребителей интересует всё-таки потенциальная (в момент потребления) и реальная (в процессе эксплуатации) эффективность техники, можно соответствующим образом дополнить выражение (1) ещё одной закономерностью ТС, выражающей в первичности совместимости и вторичности качества техники в процессе разработки, введением отрасли обеспечения её эффективности  $D(E)$ :

$$W(A) = D(C_1) \bar{A} D(S) \bar{A} [D(C_2) \wedge D(Q)] \bar{A} D(E). \quad (4)$$

Заключительная роль эффективности, а не качества техники в выражении (4) может быть обоснована тем фактом, что нередко случаи, когда изделия с более низким качеством эксплуатируются более эффективно, чем изделия такого же назначения, но с более высокими показателями качества. И причиной здесь может быть не качество процесса эксплуатации, а например, более высокие расходы на этот процесс, требуемые заложенным в изделие физическим принципом его действия.

С другой стороны, принижать роль качества, конечно, нельзя. У каждого изделия есть своего рода низший порог качества, по достижении которого никакой даже самый опытный эксплуатационник не сможет обеспечить необходимую эффективность изделия.

Ввиду важности связи совместимости и синтеза ее краткий содержательный уровень на всех основных этапах жизненного цикла (ЭЖЦ) техники представляется в виде алгоритма поэтапного обеспечения эффективности техники на ее жизненном цикле. Решение задачи синтеза современной техники можно пояснить с помощью логического выражения:

$$\begin{aligned} \mathcal{E}_{ж1}(R_{31} \wedge C_{R1}) &\rightarrow \mathcal{E}_{ж2}(R_{32} \wedge C_{R2}) \rightarrow \dots \rightarrow \\ &\rightarrow \mathcal{E}_{жи}(R_{3i} \wedge C_{Ri}) \rightarrow \dots \rightarrow \mathcal{E}_{ж8}(R_{38} \wedge C_{R8}), \end{aligned} \quad (5)$$

где  $\mathcal{E}_{ж1}$  – идея совокупности взаимосогласованных всех составляющих элементов  $R_{31}$ , технического решения элементов совместимости  $C_{R1}$ ;  $\mathcal{E}_{ж2}$  – проблема синтеза установленных элементов  $R_{32}$  с их внутренней совместимостью  $C_{R2}$ ;  $\mathcal{E}_{ж3}$  – подготовка исходных данных для технического задания исходных данных  $R_{33}$ , имеющих согласованность (совместимость)  $C_{R2}$  со всеми юридическими лицами;  $\mathcal{E}_{ж4}$  – этап проектиро-

вания, синтез которого осуществляется путём выполнения операций объединения отдельных подсистем и приборов  $R_{ж4}$  в проект будущей системы, который невозможен без обеспечения повидовой совместимости  $C_{R4}$  этих элементов;  $\mathcal{E}_{ж5}$  – этап конструирования, синтез элементов  $R_{ж5}$ , когда их совместимость  $C_{R5}$  не только приобретает конкретное содержание, но и экспериментально проверяются на опытных образцах;  $\mathcal{E}_{ж6}$  – этап изготовления элементов  $R_{ж6}$  в создаваемое изделие, что, разумеется, невозможно без их совместимости  $C_{R6}$ ;  $\mathcal{E}_{ж7}$  – эксплуатация составных частей  $R_{ж7}$ , что без обеспечения их совместимости  $C_{R7}$  выполнить невозможно;  $\mathcal{E}_{ж8}$  – этап снятия с эксплуатации современной техники относящийся к элементам  $R_{ж8}$ , с поддержанием экологической совместимости  $C_{R8}$ , являющийся заключительным этапом проектно-конструкторской организацией производства ИМ.

Следует отметить, что меры по обеспечению совместимости ИМ принимаются до и после выполнения операций синтеза. Целью таких мер является реализация возможности (или необходимости) мероприятий по повышению качества выполненного синтеза.

#### Библиографические ссылки

1. Медведев В. И., Носенков А. А. Некоторые виды и проблемы технической совместимости // Вестник СибГАУ. Вып. 6. Красноярск, 2005. С. 239–245.
2. ГОСТ 30709–2002. Техническая совместимость. Термины и определения. Минск : Межгос. совет по стандартизации, метрологии и сертификации, 2002. 4 с.
3. Альтшуллер Г. С. Алгоритм изобретения. М. : Моск. рабочий, 1973. 296 с.
4. Носенков А. А. О закономерностях технической совместимости // Вестник СибГАУ. Вып. 6. Красноярск, 2005. С. 234–238.
5. Половинкин А. И. Основы инженерного творчества. М. : Машиностроение, 1988. 368 с.

#### References

1. Medvedev V. I., Nosenkov A. A. Some types of problems and technical compatibility // Vestnik SibGAU. Vyp. 6. Krasnoyarsk, 2005. С. 239–245.
2. GOST 30709–2002. Technical interoperability. Terms and definitions. Minsk : Mejsosud. Council for standardization, Metrology and certification, 2002. 4 с.
3. Altshuller G. S. innovation Algorithm. M. : Mosk. rabochy, 1973. 296 с.
4. Nosenkov A. A. About the patterns of technical compatibility // Vestnik SibGAU. Vyp. 6. Krasnoyarsk, 2005. С. 234–238.
5. Polovinkin A. I. Basics of engineering creativity. M. : Mashinostroenie, 1988. 368 с.

УДК 621.791

## ФОРМИРОВАНИЕ БАЗЫ ДАННЫХ ДИФфуЗИОННОЙ СВАРКИ ДЕТАЛЕЙ АЭРОКОСМИЧЕСКОГО ПРОИЗВОДСТВА

С. И. Пономарев, С. П. Ереско

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: Serg\_ponom@mail.ru, E-mail: eresko07@mail.ru

*Предлагается описание построения атрибутивной базы данных для создания технологических процессов получения деталей аэрокосмического производства диффузионной сваркой.*

*Ключевая слова: диффузионная сварка, база данных, детали аэрокосмического производства.*

## DEVELOPMENT OF A DATABASE OF PART DIFFUSION WELDING IN AEROSPACE INDUSTRY

S. I. Ponomarev, S. P. Eresko

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia  
E-mail: Serg\_ponom@mail.ru, E-mail: eresko07@mail.ru

*A description of constructing the attribute database to create the technological processes for the production of aerospace components by diffusion welding is proposed.*

*Keywords: diffusion welding, database, aerospace part production.*

Разработка стратегических целей проведения перспективных научно-исследовательских работ в интересах развития национальной космической отрасли может быть осуществлена путем формирования соответствующей базы данных, на основании которой могут быть сформированы непосредственные задачи. Указанная база данных должна содержать информацию об отечественной космической промышленности, включая имеющийся научно-технический потенциал, а также предложения научно-исследовательских организаций отрасли (с учетом мирового опыта). Формирование необходимой базы данных может быть обеспечено в рамках разработки Федеральной космической программы России на 2006–2015 гг. [1].

В Сибирском государственном аэрокосмическом университете проводятся работы по исследованию возможности получения деталей, используемых в аэрокосмическом производстве, методом диффузионной сварки. При проведении научно-исследовательских работ по диффузионной сварке деталей

аэрокосмического производства были созданы атрибутивные базы данных, содержащие информацию по данному направлению. Атрибутивная база данных представлены в виде семантических таблиц, в которых указаны описательные характеристики объектов. В частности, созданы таблицы, содержащие информацию о материалах, применяемых для изготовления деталей аэрокосмического производства (рис. 1), керамических материалах, используемых в производстве деталей аэрокосмического производства (рис. 2), оборудования для диффузионной сварки для отработки технологии изготовления деталей аэрокосмического производства (рис. 3).

Применение созданной базы данных значительно упрощает разработку новых технологий получения деталей аэрокосмического производства диффузионной сваркой. Созданная база данных постоянно обновляется в соответствии с созданием новых материалов, требований к деталям аэрокосмического производства и разрабатываемого сварочного оборудования.

Материалы	
деталь АКП	материал
аккумуляторы	системы: Pb-H2SO4, Ni-Cd, Na-S, Li-FeS2
барьер для твердых продуктов деления	карбид кремния SiC
болты с перекосом до 8 град	ВНС-74
высоконагруженные детали ответственного назначения: литых корпусов	BT9Л, BT6Л, BT5Л, BT20Л
высокоресурсные двигатели	BT8M-1, BT8-1
высокотемпературные (до 1000 С) жидкометаллические теплоносители	тугоплавкие металлы Mo, Nb, Ta и сплавы
высокотемпературные материалы (ТЭЛП)	сплавы кремния с германием SiGe

Рис. 1. Фрагмент таблицы базы данных «Материалы, применяемые для изготовления деталей аэрокосмического производства»

Керамические материалы				
Параметр	SiC горячепрессованный	SiC реакционносвязанный	SiC спечённый	Si3N4 г
Плотность, г/см <sup>3</sup>	3,2	2,2-2,9	3,1	
Предел прочности, МПа при изгибе	686	196-294	490	
Предел прочности, МПа при растяжении	-	-	294	
Предел прочности, МПа при сжатии	-	-	2940	
Модуль упругости, ГПа	440	392	392	
Коэффициент	-	-	0,25	

Рис. 2. Фрагмент таблицы базы данных «Керамические материалы, используемые в производстве деталей аэрокосмического производства»

Установки Диффузионной сварки				
Тип установки	Способ нагрева	Максимальная температура, оС	Максимальная сила сжатия, кН	Размеры
A306-14	электроконтактный	1300	100	
A306-21	радиационный	1200		2
A308-13	радиационный	1300		2
BA 51-39 ЗАО "Контактор", г. У	индукционный	950		63
ДСВ-901	радиационный	1000		20
ДФ-101	радиационный	1200		60
МРТ-62	электроконтактный	1000		150

Рис. 3. Фрагмент таблицы базы данных «Оборудование для диффузионной сварки деталей аэрокосмического производства»

#### Библиографическая ссылка

1. Федеральная космическая программа России на 2006–2015 годы, утвержденная Постановлением Правительства Российской Федерации от 22.10.2005 г. № 635 с изменениями, утвержденными Постановлениями Правительства Российской Федерации от 15.09.2008 г. № 683 и от 31.03.2011 г. №. 235.

#### Reference

1. Russian Federal Space Program for 2006–2015, approved by the Government of the Russian Federation of 22.10.2005, the number 635 as amended by the regulations of the Government of the Russian Federation of 15.09.2008 № 683 and on March 31, 2011 №. 235.

© Пономарёв С. И., Ереско С. П., 2013

УДК 622.24:681.52

### ДИНАМИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ ГИДРАВЛИЧЕСКОГО ПРИВОДА ГУСЕНИЧНОГО ДВИЖИТЕЛЯ В ПЕРЕХОДНЫХ РЕЖИМАХ

*О. В. Сбытова, М. Н. Хахалин, В. Г. Жубрин*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

*Приведены результаты исследования на математической модели динамических характеристик гидропривода механизма хода мобильной машины с гусеничным двигателем в режимах разгона и торможения. Установлены вероятные причины отказов гидроэлементов.*

*Ключевые слова: математическая модель, гидропривод, кавитация, двигатель.*

### DYNAMIC ANALYSIS OF THE HYDRAULIC DRIVE OF CATERPILLAR PROPELLER IN TRANSITIONAL MODES

*O. V. Sbytova, M. N. Khakhalin, V. G. Zhubrin*

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia

Results of research are given in a mathematical model of hydraulic actuator dynamic characteristics of a mobile vehicle course mechanism with the caterpillar propeller in dispersal and braking modes. Probable causes of the hydroelement failures are established.

Keywords: mathematical model, hydraulic actuator, cavitation, propeller.

Задачи математического моделирования и динамического анализа приводов машин возникают постоянно. Это связано с тем, что в современных машинах привод представляет сложную систему, для которой непрерывное чередование процессов разгона и торможения является нормальным эксплуатационным режимом. Отметим, что гусеничный движитель широко используется в конструкциях мобильных машин различного назначения. В данной работе в качестве объекта исследования выбран гидравлический привод механизма движителя экскаватора.

При разработке математической модели привода принят структурный подход. Такой подход предполагает составление моделей элементов привода, из которых в дальнейшем синтезируется общая модель. Основными гидроэлементами привода являются: сдвоенный гидронасос, гидромотор, распределительная и предохранительная (обратные и предохранительные клапаны) аппаратура.

Основными принятыми допущениями математической модели являются: рабочая жидкость имеет постоянную вязкость, плотность и объёмный модуль упругости.

Главной задачей исследования являлось выявление эксплуатационных ситуаций, приводящих к преждевременным отказам гидрооборудования.

В контексте этой задачи режимы разгона и равномерного движения не представляют интереса: давление в напорной гидролинии достигает уровня 22,3 МПа ( $223 \text{ кг/см}^2$ ), что не превышает допустимых значений (25 МПа).

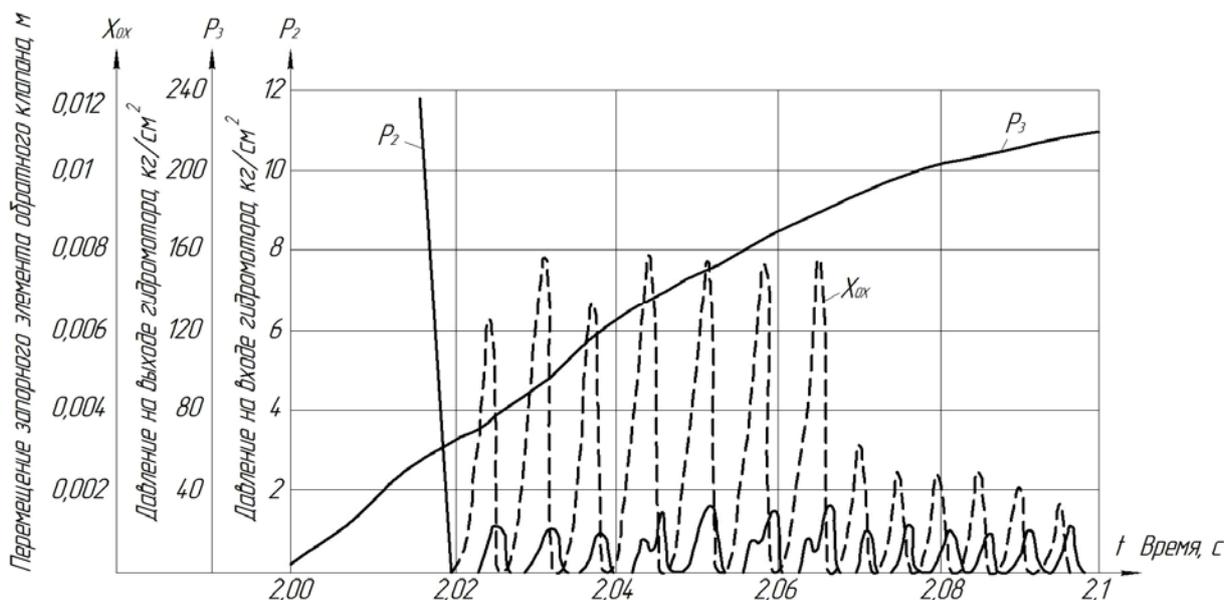
Результаты исследования режима торможения позволили установить существенные проблемы.

Режим торможения характеризуется резким падением давления ( $P_2$ ) на входе в гидромотор и столь же резким возрастанием давления на выходе гидромотора ( $P_3$ ). На гидромоторе возникает значительный крутящий момент обратного знака, который тормозит ход машины. В данном случае гидромотор начинает работать в режиме гидронасоса. При определенных условиях в трубопроводе высокого давления может возникнуть недостаток рабочей жидкости. Для восполнения этого недостатка в гидросистеме предусмотрены обратные клапаны, которые открываясь, соединяют всасывающую полость гидромотора с трубопроводом слива. Однако мгновенному открытию клапана препятствуют инерционные, упругие и гидродинамические силы.

Зависимость давления на входе и выходе гидромотора и перемещения запорного элемента обратного клапана от времени при торможении представлена на графике (см. рисунок).

Вследствие запаздывания открытия обратного клапана на входе гидромотора наблюдается разрыв рабочей жидкости, что в конечном счете приводит к появлению разрежения и условий для возникновения кавитации. Несмотря на локальный характер кавитации, действие ее приводит к разрушению поверхностей цилиндров и поршней аксиально-поршневого гидромотора, стенок жестких и гибких трубопроводов.

Суммарное время разрежения на входе гидромотора составляет 0,071 с, что по техническим условиям эксплуатации экскаватора является недопустимым и требует разработки специальных мероприятий по ликвидации этого явления.



Зависимость давления на входе и выходе гидромотора и перемещения запорного элемента обратного клапана от времени при торможении

Данные предприятий, эксплуатирующих технику с подобными системами приводов, подтверждают сделанные выводы.

С целью повышения надёжности привода в существующую гидравлическую схему предлагается ввести управляемый клапан типа У-46-20, предназначен-

ный для предотвращения разрыва струи рабочей жидкости во всасывающем трубопроводе гидромотора в экстренных ситуациях.

© Сбытова О. В., Хахалин М. Н., Жубрин В. Г., 2013

УДК 621.6.09:534.01

## АНАЛИЗ ТЕХНИЧЕСКОГО РЕГЛАМЕНТА НА ДИСКОВЫЕ ПИЛЫ ДЛЯ РАСКРОЯ АНИЗОТРОПНЫХ МАТЕРИАЛОВ

*И. Н. Спицын, К. Ю. Филиппов, А. А. Воробьев, А. Н. Юносов*

Сибирский государственный технологический университет  
Россия, 660049, г. Красноярск, просп. Мира, 82. E-mail: stanki@sibstu.kts.ru

*Изложены результаты исследования линейно-массовых параметров дисковых пил, рекомендованных к внедрению для раскроя слоистых пластиков, с целью обеспечения их безопасной эксплуатации при скоростях резания до 100 м/с; предложен твердый сплав с многослойным покрытием для оснащения зубьев пил.*

*Ключевые слова: пилы дисковые, твердый сплав, вибрация, удельный дисбаланс, износ, покрытия, твердость.*

## THE ANALYSIS OF TECHNICAL REGULATIONS ON PERIPHERAL SAWS FOR CUTTING ANISOTROPIC MATERIALS

*I. N. Spitsyn, K. Yu. Phillipov, A. A. Vorobjev, A. N. Yunosov*

Siberian state technological university  
82, Mira prosp., Krasnoyarsk, 660049, Russia. E-mail: stanki@sibstu.kts.ru

*Results of research of linearly-mass parameters of the peripheral saws recommended to introduction for materials cutting of stratified plastics for the purpose of their safe maintenance are stated at speeds of cutting to 100 m/s; the hard alloy with a multilayer coverage for saw teeth equipment is proposed.*

*Keywords: disk-type saws, a firm driving, vibration, specific unbalance, deterioration, coatings, hardness.*

В производстве товарной продукции все чаще используются зарубежные стандарты, так, с начала года стал действовать ГОСТ Р 54490–2011. Настоящий стандарт распространяется на дисковые пилы, оснащенные пластинами из сверхтвердых материалов, предназначенные для распиловки листовых древесных материалов, необлицованных и облицованных натуральным шпоном, меламиновой пленкой и слоистым пластиком, на позиционных станках и автоматических линиях с числовым программным управлением. Основу режущей части составляют двухслойные режущие пластины из поликристаллических синтетических алмазов и пластины из твердого сплава с твердостью по Кнупу более 50 ГПа. Дисбаланс пил по стандарту не должен превышать 200 г·мм для пил диаметром до 250 мм. Масса пилы при диаметре 200 мм составит не более 0,980 кг, следовательно, удельный дисбаланс составит не менее 204 г·мм/кг. При этом скорость резания может составить 80 м/с, а в отдельных случаях и 100 м/с. Для обеспечения таких скоростей станки должны обеспечивать частоты вращения дисковой пилы в диапазоне 7 650–9 550 мин<sup>-1</sup>. Таких характеристик не имеет ни один станок для раскроя анизотропных листовых материалов, следовательно, возникла потребность проектирования но-

вых станков с частотами вращения пильного вала до 12 000 мин<sup>-1</sup>. Кроме того, требуется корректировка нормативных значений дисбаланса с обеспечением требований ГОСТ ИСО 1940-1–2007 «Вибрация. Требования к качеству балансировки жестких роторов. Часть 1. Определение допустимого дисбаланса», согласно которому для класса точности балансировки G2,5 допустимый остаточный удельный дисбаланс для рабочей частоты вращения режущего инструмента 10 000 мин<sup>-1</sup> не должен превышать значения  $e_{\text{per}} = 2,6 \text{ г}\cdot\text{мм}/\text{кг}$ , следовательно, дисбаланс пилы не должен превышать 2,4 г·мм. Для класса точности балансировки G6,3 не более  $e_{\text{per}} = 6 \text{ г}\cdot\text{мм}/\text{кг}$ , дисбаланс не более 5,9 г·мм. Предложенный стандартом предельный дисбаланс превышает существующие нормативы в 83 раза в первом случае и в 34 раза при втором нормативе.

Для увеличения стойкости режущей части зубьев пил рекомендуется к использованию твердые сплавы марок IM6025 с многослойными покрытиями (рис. 1, 2).

Покрытие Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub> обеспечивает сопротивление к критическому износу и кратерному износу, уменьшая скалывание. TiCN – повышает сопротивление абразивному износу, TiN – улучшает сцепление с основой и твердым сплавом. Промежуточный слой увеличивает сопротивление к отслаиванию покрытия.

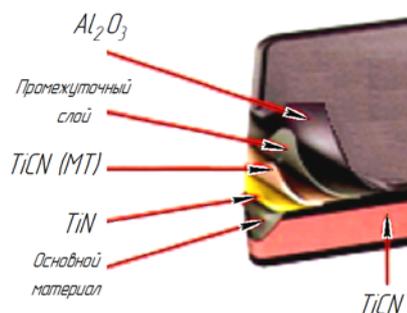


Рис. 1. Структура пластины с многослойным покрытием

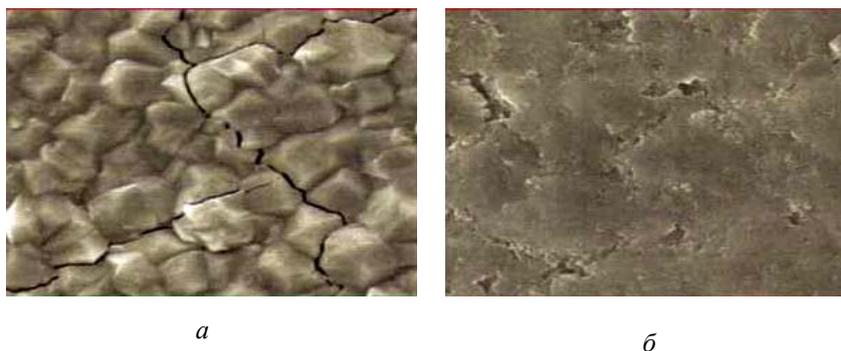


Рис. 2. Покрытие:

*a* – CVD с термическими трещинами и напряжениями растяжения; *б* – SUMO TEC MTCVD мелкозернистая структура с низким фактором концентрации напряжений

Новая технология покрытия на пластинки твердого сплава обеспечивает увеличение производительности раскроя листовых анизотропных материалов до 35 % за счет повышенной стойкости дисковых пил.

При освоении высоких скоростей резания регламентные нормы дисбаланса следует ужесточить не

менее чем в 34 раз в соответствии с требованиями ГОСТ ИСО 1940-1-2007.

© Спицын И. Н., Филиппов К. Ю., Воробьев А. А., Юносов А. Н., 2013

УДК 621.833.16

### ПРОФИЛЬ ЗУБА КАК ОБЪЕКТ ПОИСКА ПРОЕКТНОГО РЕШЕНИЯ ПРИ СИНТЕЗЕ ЗУБЧАТОЙ ПЕРЕДАЧИ С ЗАДАНЫМИ СВОЙСТВАМИ

*В. И. Усаков<sup>1</sup>, Д. В. Вавилов<sup>2</sup>*

<sup>1</sup>ОАО «ЦКБ «Геофизика».

Россия, 660041, г. Красноярск, ул. Киренского, 89. E-mail: adm@geockb.ru

<sup>2</sup>Сибирский федеральный университет

Россия, 660074, Красноярск, ул. Киренского, 26. E-mail: exceptme@yandex.ru

*Рассмотрена возможность расширения области определения и области существования зубчатой передачи применительно к заданным условиям эксплуатации, за счет повышения точности аппроксимации профиля кривыми типа «усоида первого порядка» и «усоида второго порядка» и их использования при проектировании исходного контура, соответственно.*

*Ключевые слова: зубчатая передача, исходный контур, профиль зуба, огибающая, область определения передачи, формообразование, область существования, точность обработки угла, работоспособность, условия эксплуатации.*

### TOOTH PROFILE AS SEARCH OBJECT OF THE PROJECT SOLUTIONS FOR THE SYNTHESIS OF GEAR TRANSMISSION WITH SPECIFIED PROPERTIES

*V. I. Usakov, D. V. Vavilov<sup>2</sup>*

<sup>1</sup>CDB “Geophysics”

89. Kirenskiy str., Krasnoyarsk, 660041, Russia. E-mail: adm@geockb.ru

<sup>2</sup>Siberian Federal University

26. Kirenskiy str., Krasnoyarsk, 660074, Russia. E-mail: exceptme@yandex.ru

*The possibility of expanding the domain and range of existence of the gear in relation to the specified operating conditions, by improving the accuracy of the approximation of the profile curves of the “usoida first orde” and “second-order usoida” and their use in the design of the initial contour, respectively.*

*Keywords: gear, the original path, tooth profile, envelope the domain of the transfer, forming, domain of existence, accuracy mining angle, performance, operating conditions.*

Полагая, что при любых вариантах создания зубчатого передаточного механизма формообразование зубьев колес методом «обкатки» предпочтительней метода «деления» при изготовлении как собственно зубчатых колес передачи, так и изготовлении инструмента, основной резерв повышения технического уровня зубчатой передачи – точность оценки её области определения и области существования. Здесь имеется в виду не только производительность изготовления, но и возможности снижения затрат при тиражировании. Это касается не только рядных зубчатых передач внешнего и внутреннего зацепления, но и передач с деформируемыми зубчатыми колесами, в частности, волновых.

Современные средства технологической реализации проектов передач с заданными эксплуатационными свойствами, а это, главным образом, обеспечение работоспособности в соответствии с требованиями технических условий (например, такими как плавность хода или постоянство передаточного отношения, точность отработки углового перемещения и т. п.), позволили существенно расширить области существования про-

ектных параметров. Вместе с тем экономические показатели при серийном изготовлении зубчатых колес и (или) инструмента остаются значимыми при выборе варианта технологической реализации проекта.

Здесь в части точности оценки области определения передачи основным резервом является точность аппроксимации профиля, получаемого при формообразовании различными способами методом обкатки, и на этой основе повышение адекватности моделей передач с заданными эксплуатационными свойствами и повышение точности определения их области существования. При формообразовании зубьев методом обкатки предлагается использовать следующие варианты описания профиля. Если производящий контур – прямая линия или окружность (линия первого порядка), профиль зуба – огибающая семейства обобщенных эвольвент («усоида первого порядка»). В случае когда производящий контур – «усоида первого порядка»; профиль зуба – огибающая семейства огибающих обобщенных эвольвент («усоида второго порядка»).

© Усаков В. И., Вавилов Д. В., 2013

УДК 621.833

## К ВЫБОРУ ПЕРЕДАЧ ДЛЯ МНОГОСТУПЕНЧАТОГО РЕДУКТОРА

*В. И. Усаков, Б. С. Каменецкий, Н. А. Колбасина*

Сибирский федеральный университет

Россия, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79

E-mail: usakovvl@mail.ru, bkamenetskiy@gmail.com, natalya-kolbasina@yandex.ru

*Рассматривается подход к проектированию механизмов приводов космических аппаратов с использованием «функциональных сит».*

*Ключевые слова: оптимизация, функциональные сита, волновая зубчатая передача.*

## TO THE CHOICE OF TRANSFERS FOR THE MULTISTAGE REDUCER

*V. I. Usakov, B. S. Kamenetsky, N. A. Kolbasina*

Siberian Federal University

79, Svobodny prosp., Krasnoyarsk, 660041, Russia

E-mail: usakovvl@mail.ru, bkamenetskiy@gmail.com, natalya-kolbasina@yandex.ru

*An approach to design spacecraft drive mechanisms with use of “functional sieves” is considered.*

*Keywords: optimization, functional sieve, wave tooth gearing.*

Для механической системы, состоящей из разнородных механических преобразователей, представляется целесообразным формировать, развивая и адаптируя конкретные частные решения как элементы общего решения задачи оптимизационного синтеза. Задача оптимизации такой сложной системы, как, например, многоступенчатый редуктор привода КА, содержащий различные виды передач, разделяется на несколько этапов уже на стадии ее декомпозиции.

В работе [1] было предложено использовать следующий алгоритм решения данной задачи.

На первом уровне декомпозиции можно использовать «функциональные сита» (см. рисунок), где  $\Gamma_1, \Gamma_2, \dots, \Gamma_n$  – области существования выбранных типов передач в виде набора параметров (здесь возможно использование экспертных оценок, поскольку речь идет о выборе из известных типов передаточных механизмов);  $A_1, A_2, \dots, A_m$  – параллельные «функ-

циональные сита», каждое из которых представляет собой совокупность требований – ограничений по условиям работы;  $\Gamma_{A_1}, \Gamma_{A_2}, \dots, \Gamma_{A_m}$  – области возможных схемных решений для ранжирования типов передаточных устройств по аддитивному критерию совершенства механической системы, например, с использованием интегральных критериев типа «удельное действие».

Принятые обозначения:  $P$  – специальное сито по основному критерию качества, отражающего уровень критичности слабого звена, выявленного на данной итерации;  $\Gamma_{R_1}, \Gamma_{R_2}, \dots, \Gamma_{R_m}$  – области существования вариантов механических передач в выбранной для оптимизации кинематической схеме из областей возможных схемных решений  $\Gamma_{P_1}, \Gamma_{P_2}, \dots, \Gamma_{P_m}$ ;  $\Gamma_{R_1}^*, \Gamma_{R_2}^*, \dots, \Gamma_{R_m}^*$  – области существования конструктивных решений передач применительно к каждой из ступеней редуктора, отобранных с помощью «функциональных сит»  $K_1, K_2, \dots, K_m$ , основанных на использовании критериев, наиболее значимых для конкретного участка кинематической цепи.

На следующем уровне реализуются оптимизационные алгоритмы для выделенных локальных участков кинематической цепи.

На каждой итерации подключаются новые модели, уровень которых определяется информацией, полученной на предыдущих стадиях. Таким образом, структура расчетных модулей формируется для каждой итерации. Это относится и к фундаментальным моделям, используемым на последних ступенях итерационных процедур.

С развитием технологии состав отдельных элементов данной схемы может существенно меняться, одни параметры становятся более значимыми, переходя в разряд управляющих, другие – исключаются из рассмотрения.

Например, ужесточение требований по обработке перемещения до единиц десятков угловых секунд для высоконагруженных передач потребовало пересмотреть подход к обеспечению их крутильной жесткости, что с появлением возможности деления окружности с точностью до единиц микрометров позволяет включить в перечень альтернатив цевочные передачи, а также планетарные передачи с промежуточными телами качения.

Таким образом, оптимизационные алгоритмы должны рассматриваться как динамически изменяемые, учитывающие расширение области существования передач и требований к ним.

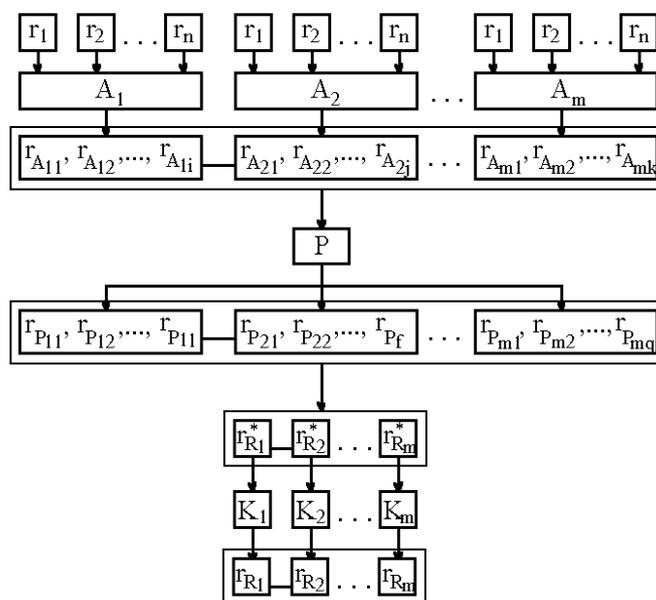


Схема отбора вариантов на первом уровне декомпозиции

**Библиографическая ссылка**

1. Усаков В. И. Полиструктурная технология проектирования механизмов приводов космических аппаратов : дис. ... д-ра техн. наук: 05.07.02: защищена 26.11.1996 г.: утв. 24. 10.1997 г. Красноярск. 345 с.

**Reference**

1. Usakov V. I. Polistrukturnaja tehnologija proektirovanija mehanizmov privodov kosmicheskikh apparatov : diss. ... d-ra tehn. nauk: 05.07.02: zashhishhena 26.11.1996 g.: utv. 24. 10.1997 g. Krasnojarsk. 345 s.

© Усаков В. И., Каменецкий Б. С., Колбасина Н. А., 2013

УДК 621.833.16

## ПРОФИЛЬ КУЛАЧКА ВОЛНООБРАЗОВАТЕЛЯ КАК УПРАВЛЯЮЩИЙ ПАРАМЕТР ПРИ МОДЕЛИРОВАНИИ ВОЛНОВОЙ ЗУБЧАТОЙ ПЕРЕДАЧИ

В. И. Усаков<sup>1</sup>, Р. С. Лукин<sup>2</sup>

<sup>1</sup> ФГУП ЦКБ «Геофизика»

Россия, 660041, г. Красноярск, ул. Киренского, 89. E-mail: adm@geockb.ru

<sup>2</sup> Сибирский федеральный университет

Россия, 660074, Красноярск, ул. Киренского, 26. E-mail: rluvin88@yandex.ru

*Рассмотрено влияние биения кулачка волнового генератора на точность отработки угла волновой зубчатой передачи. Дана оценка возможности применения профиля кулачка не в качестве инварианта модели волновой передачи, а в качестве управляющего параметра, основная задача которого сводится к обеспечению заданного характера деформации гибкого колеса и взаимодействия зубьев в процессе зацепления.*

*Ключевые слова: волновая зубчатая передача, волновой генератор, профиль кулачка, точность отработки угла.*

## PROFILE OF THE WAVE GENERATOR AS THE CONTROL PARAMETER IN MODELING WAVE GEAR

V. I. Usakov<sup>1</sup>, R. S. Lukin<sup>2</sup>

<sup>1</sup>CDB "Geophysics"

89, Kirenskiy str., Krasnoyarsk, 660041, Russia. E-mail: adm@geockb.ru

<sup>2</sup> Siberian Federal University

26, Kirenskiy str., Krasnoyarsk, 660074, Russia. E-mail: rluvin88@yandex.ru

*The effect of the wave generator cam beats on the accuracy working off the wave gear angle is researched. The potential of the cam profile is estimates as not invariant models of wave transmission, but as a control parameter, which main task is to ensure a given character deformation of the flexible wheel and of the teeth in the process of engagement.*

*Keywords: wave gear, the wave generator, the cam profile, the accuracy working off the angle of rotation.*

В известных работах по исследованию влияния профиля кулачка генератора волновой зубчатой передачи (ВЗП) [1] внимание, главным образом, уделялось технологичности изготовления кулачка (на ранней стадии исследований – 60–70-е гг. прошлого века), а затем минимизации градиента кривизны профиля с позиций обеспечения приемлемого уровня концентрации напряжений. С начала 80-х годов профиль кулачка стал рассматриваться и с позиций влияния на выходные характеристики ВЗП, в частности, точность отработки углового перемещения выходного вала. Для требуемого на тот момент предельного уровня погрешности отработки угла, задаваемого в пределах единиц угловых минут, наиболее распространенные варианты профиля [1] («деформирование кольца 4-мя силами» или «косинусоида», описываемая уравнением в полярных координатах  $r = r_0 + w_0 \cos(2\varphi)$ , где  $r_0$  – начальный радиус;  $w_0$  – величина деформации), в силу малой разницы значений радиусов кривизны (в пределах 10 мкм в рабочей зоне «лба» генератора на диаметре 100 мм), принимались как исходные данные при попытках моделирования ВЗП. Это позволяло ориентироваться на «косинусоиду», как на технологичную, с минимальными значениями градиентов радиусов кривизны, форму профиля кулачка. Для данных вариантов профиля основным управляющим параметром является величина деформации  $w_0$ ,

позволяющая смещать зону зацепления относительно «главной» оси генератора, а также управлять траекторией движения зубьев гибкого колеса относительно зубьев жесткого колеса. Ограничениями для данного параметра являются недопущение проскока зубьев при малых значениях и исключение высокой деформации гибкого колеса, приводящие к росту напряжений во впадине зуба гибкого колеса при больших значениях.

Ужесточение требований по отработке перемещения до 15 угловых секунд, связанное, прежде всего с улучшением качественных характеристик приводного оборудования (для кинематических передач), потребовало пересмотреть подход к конструированию ВЗП и, в частности, к профилированию кулачка волнообразователя, поскольку это значение погрешности отработки углового перемещения формируется приведенной окружной погрешностью на уровне 2 мкм при работе волновой передачи с диаметром гибкого колеса около 60 мм. Учитывая, что в данное значение погрешности перемещения также входит упругая составляющая закручивания основных элементов ВЗП, также встает задача по обеспечению минимального износа зубьев после этапа приработки при применении нерегулируемых генераторов.

Снятие ограничений по технологичности профиля кулачка позволило включить параметры профиля как

управляющие при моделировании ВЗП, что позволяет при заданном технологичном профиле зубьев обоих колес [1] найти такую форму равнораспределенной прямой, которая обеспечит требуемую многопарность зацепления и определенный уровень напряжений в гибком колесе. Учитывая, что требование минимального градиента кривизны профиля представляется инвариантом, целесообразно использовать «косинусно-синусный» профиль [2], важным свойством которого является расширение рабочей «лба» волнообразователя, соответственно расширению зоны взаимодействия зубьев ВЗП.

Таким образом, параметры кривизны профиля волнообразователя, включаемые в модель ВЗП наряду со значениями чисел зубьев колес, межосевого расстояния, коэффициентов высоты головок зубьев, глубины захода зубьев в зацепление, коэффициентами смещения исходного контура при формообразовании зубьев, становятся значимым управляющим параметром при синтезе ВЗП с заданными выходными характеристиками, расширяя область существования ВЗП и возможности поиска оптимального сочетания значе-

ний параметров в пределах этой области, в том числе по критерию обеспечения работоспособности в заданных условиях эксплуатации, например в вакууме.

#### Библиографические ссылки

1. Иванов М. Н. Волновые зубчатые передачи. М.: Высш. шк., 1981. 184 с.
2. Лукин Р. С., Усаков В. И., Вавилов Д. В., Иптышев А. А.. Моделирование взаимодействия звеньев волновых зубчатых передач // Вестник СибГАУ. 2013. 1(47). С. 118–122.

#### References

1. *Ivanov M. N. Volnovye zubchatye peredachi (Wave gears). Moscow, Vyssh. Shk., 1981. 184 p.*
2. *Lukin R. S., Usakov V. I., Vavilov D. V., Iptyshev A. A. Vestnik SibGAU. 2013, no. 1 (47), pp. 118–122.*

© Усаков В. И., Лукин Р. С., 2013

УДК 621.313.13.1

### УСОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ МЕТОДИКИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ЛИНЕЙНОГО ЭЛЕКТРОДИНАМИЧЕСКОГО ПРИВОДА В УДАРНО-ИМПУЛЬСНОМ РЕЖИМЕ

*А. А. Фадеев, Д. В. Еремин*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: fadeev.77@mail.ru

*Произведен пересмотр методики проектирования линейных электродинамических приводов ударного действия. Предложена схема расчета геометрических параметров привода в зависимости от динамических характеристик.*

*Ключевые слова: линейный двигатель, линейный электродинамический привод, ударно-импульсный режим.*

### METHODOLOGY IMPROVEMENT TO CALCULATE LINEAR ELECTRODYNAMIC DRIVE IN SHOCK-PULSE MODE

*A. A. Fadejev, D. V. Eremin*

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochny Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: fadeev.77@mail.ru

*Revision of the methodology to design linear electrodynamic actuators impact is performed. The scheme to calculate geometric actuator parameters based on dynamic characteristics is proposed.*

*Keywords: linear motor, linear electro-dynamic drive, shock-pulse mode.*

В машиностроении наиболее перспективными являются системы, имеющие в основе линейные двигатели и обеспечивающие наилучшие условия интеграции приводного двигателя и рабочего органа машины или инструмента. Наибольший интерес представляют линейные электрические машины ударного действия (например, [1]). Применение линейных машин позволяет непосредственно преобразовать электроэнергию в кинетическую энергию прямолинейного движения якоря, что позволяет значительно упростить привод

кузнечно-прессовых машин, повышает его надежность и экономичность.

Наибольший интерес среди линейных машин ударного действия вызывают линейные электродинамические приводы (ЛЭДП) благодаря следующим преимуществам: быстродействие, отсутствие в конструкции магнитных материалов, универсальность.

Основой оптимизации и совершенствования электрических ударных машин является увеличение энергии единичного удара, увеличение удельной мощно-

сти, режим работы и способ подсоединения механизма. На современном этапе развития техники накоплен значительный опыт проектирования и практической реализации линейных электрических машин.

Существующая методика расчета [2] позволяет проектировать линейные электродинамические приводы любого типоразмера и разных режимов работы (вибрационный, ударно-импульсный). Проектирование ЛЭДП ведется исходя из геометрических параметров основных элементов привода (якоря и индук-

тора), что не всегда удобно: для проектирования ЛЭДП под конкретный технологический процесс помимо габаритных параметров гораздо важнее знать дополнительно силовые и кинематические параметры (сила удара, скорость разгона, частота колебаний и т. д.).

На рис. 1 представлены основные геометрические параметры ЛЭДП, изменяя которые, можно влиять на динамические характеристики привода, главными из которых являются динамическая сила  $F_{дин}$  и скорость движения якоря  $V_{я}$ .

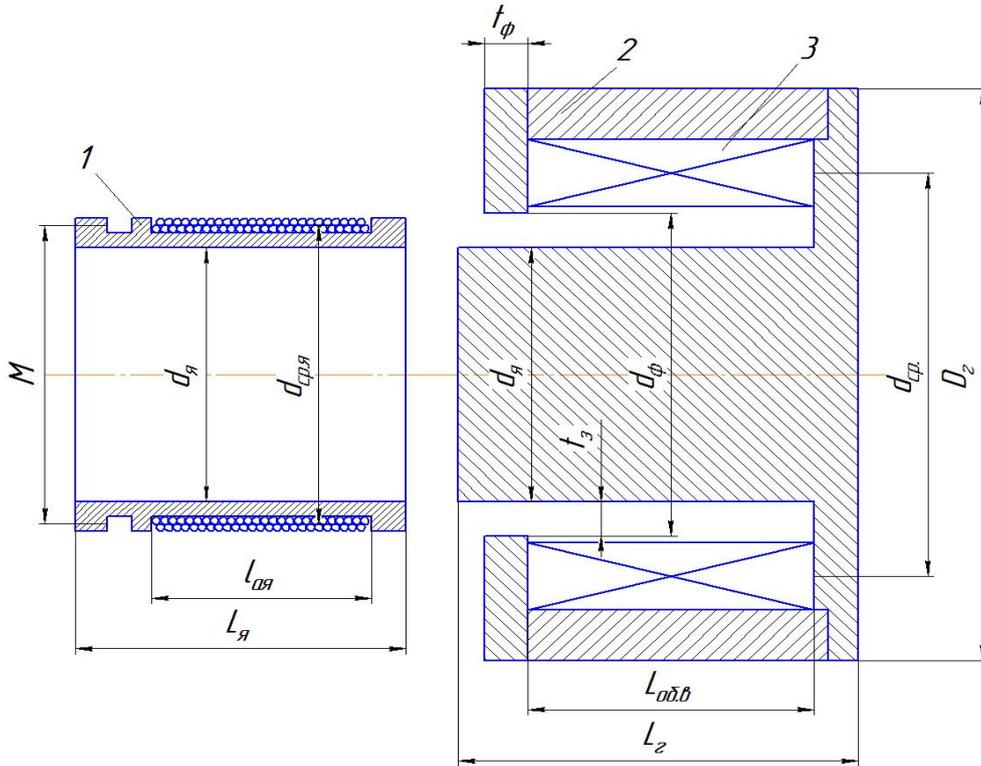


Рис. 1. Основные геометрические параметры линейного электродинамического привода:  
1 – якорь, 2 – индуктор, 3 – обмотка индуктора

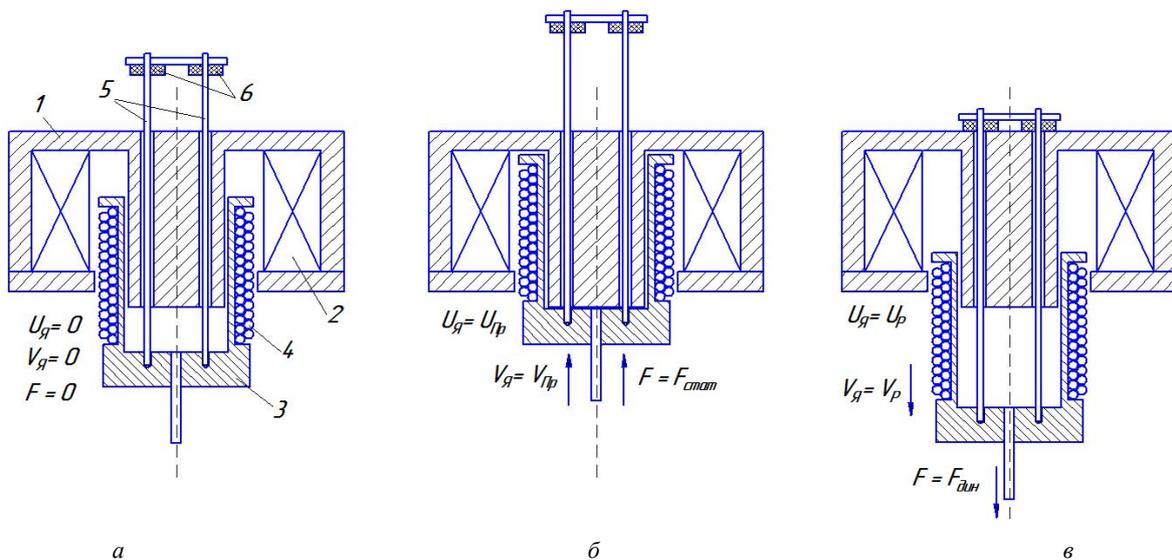


Рис. 2. Динамика работы линейного электродинамического привода:  
а – в начальный момент времени; б – прямой ход якоря; в – реверсивный ход якоря

В [2] получено выражение для определения динамической силы в начальный момент реверса (рис. 2):

$$F_{\text{дин}} = \frac{\pi \cdot d_{\text{ср.я}} \cdot N_{\text{я}} \cdot B_3 \cdot (U_{\text{я}} \cdot P_{\text{я}} + \pi \cdot V_p \cdot d_{\text{ср.я}} \cdot N_{\text{я}} \cdot B_3)}{R_{\text{я.А.}} \cdot P_{\text{я}}^2}, \quad (1)$$

где  $d_{\text{ср.я}}$  – средний диаметр якоря, мм;  $N_{\text{я}}$  – число витков якоря;  $B_3$  – магнитная индукция в зазоре, Тл;  $U_{\text{я}}$  – напряжение питания обмотки якоря, В;  $V_p$  – реверсивная скорость движения якоря, мм/мин;  $R_{\text{я.А.}}$  – активное сопротивление катушки якоря, Ом;  $P_{\text{я}}$  – коэффициент, принятый при расчете активной длины якоря, учитывающий отношение  $t_{\text{ф}}$  (толщина магнитного фланца) и  $l_{\text{ая}}$  (длина обмотки)

Выделим из выражения (1) параметр  $x$ , который характеризует конструкционные параметры якоря:

$$x = \frac{\pi \cdot d_{\text{ср.я}} \cdot N_{\text{я}} \cdot B_3}{P_{\text{я}}}. \quad (2)$$

Преобразовав выражение (1) относительно  $x$ , получим квадратное уравнение для определения основных геометрических и конструкционных параметров якоря исходя из заданных силовых параметров:

$$\frac{V_p}{R_{\text{я.А.}}} x^2 + \frac{U_{\text{я}}}{R_{\text{я.А.}}} x - F_{\text{дин}} = 0. \quad (3)$$

Анализ уравнения показывает, что первый член уравнения показывает увеличение динамической силы за счет реверсивного хода якоря, второй член характеризует статическую силу за счет взаимодействия магнитных полей обмоток якоря и индуктора.

Таким образом, используя выражение (3) и варьируя параметрами выражения (2) можно произвести расчет линейного электродинамического привода с заданными динамическими характеристиками и оптимальными конструкционными параметрами.

#### Библиографические ссылки

1. Абрамов А. Д. Создание размерного ряда ручных редкоударных электромагнитных машин для транспортного строительства : монография / отв. ред. В. А. Каргин. Новосибирск : Изд-во СГУПС, 2012. 153 с.
2. 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.

#### References

1. Abramov A. D. *Sozdanie razmernogo ryada redkoudarnih electromagnitnih machine dlya transportnogo stroitelstva* (Creating a size range of manual seldom striking electromagnetic vehicles for the transport of construction). SibTU, 2012, 153 p.
2. Chestakov I. Y., Struk A. I., Fadejev A. A. *Lineynye elektrodinamicheskie dvigately. Konstruirovaniye. Prakticheskoye ispolzovaniye* (Linear electrodynamic motors. Design. Practical use). SibGAU, 2011, 148 p.

© Фадеев А. А., Еремин Д. В., 2013

УДК 621.83.061.4

### ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОСНОВНЫХ КРИТЕРИЕВ РАБОТОСПОСОБНОСТИ ВОЛНОВЫХ РЕЕЧНЫХ ПЕРЕДАЧ

*М. В. Шевчугов, Р. С. Лукин*

Сибирский федеральный университет  
Россия, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79. E-mail: absolutes@mail.ru

*Показаны основные критерии для расчета работоспособности волновых реечных передач на основе клинового толкателя и ролика, работающих в составе приводов поступательного перемещения автоматизированного технологического оборудования.*

*Ключевые слова: волновая реечная передача, жесткость передачи, критерии работоспособности, прецизионный привод.*

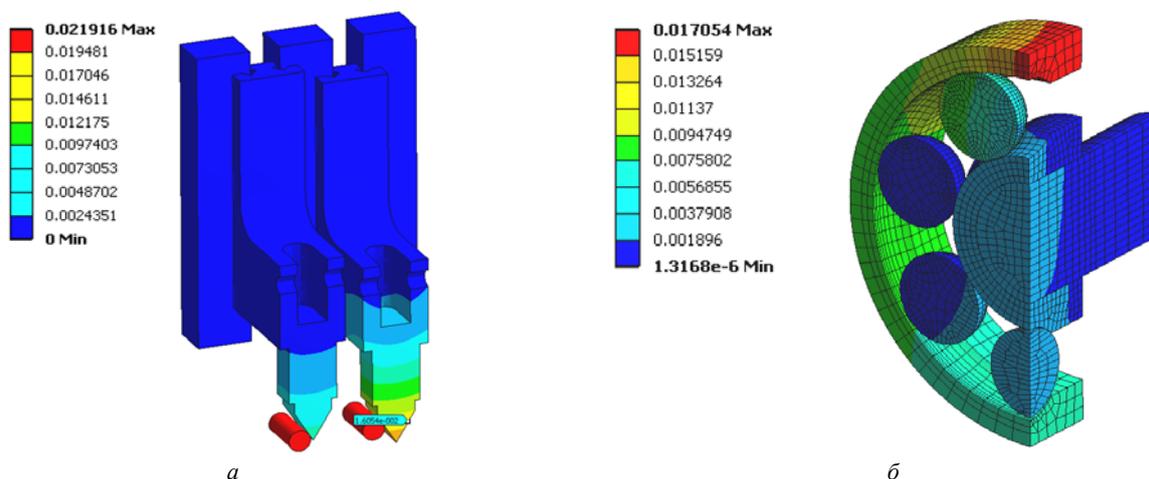
### DETERMINATION OF MAIN CRITERIA OF WORKABILITY OF WAVE AND RACK-AND-PINION DRIVES

*M. V. Shevchugov, R. S. Lukin*

Siberian Federal University  
79, Svobodnyi prosp., Krasnoyarsk, 660041, Russia. E-mail: absolutes@mail.ru

*The paper shows the basic criteria for calculating the workability of wave and rack-and-pinion drives on the basis of a wedge follower and a roller working as parts of drives of forward movement of automated processing equipment.*

*Keywords: wave rack-and-pinion drive, stiffness of drive, workability criteria, precision drive.*



Характер деформации основных элементов ВРП, мм:

*a* – деформация клиньев толкателей; *б* – деформация подшипника толкателя при взаимодействии с кулачком вала

Проектирование волновых реечных передач (ВРП) затруднено вследствие отсутствия проработанной методики для оценки работоспособности данной передачи, применимой на этапе проектирования. Основной проблемой современного машиностроения при обосновании выбора металла для изготовления деталей точных приводов линейного перемещения (реечные, шарико-винтовые), работающих в том числе и в составе прецизионного оборудования, является неизменность жесткостных параметров материала (модуль упругости) при широкой возможности выбора с точки зрения обеспечения прочности.

В ВРП предлагается решать проблему точности обработки линейного перемещения привода за счет обеспечения постоянного безззорного зацепления несколькими клиньями в процессе работы [1]. При этом, как и обычные реечные передачи, они не имеют ограничений по длине направляющих.

Для силовых передач (к которым относится ВРП) основными критериями являются: способность передачи рабочей нагрузки; высокая точность позиционирования, обеспечиваемая высокой жесткостью и безззорностью зацепления, исключая его влияние на качество выходной поверхности; высокий КПД, позволяющий снизить тепловую нагрузку на привод в процессе работы; высокая износостойкость рабочих поверхностей, находящихся в контакте; простота и ремонтпригодность.

В качестве инструмента для определения прочности и жесткости основных элементов конструкции был использован метод конечных элементов (МКЭ). Для определения жесткости толкателя, установленного в направляющих, была использована теория контактного взаимодействия твердого упруго-пластичного тела с учетом начальных зазоров. По результатам МКЭ расчета при разных значениях начального зазора в направляющих составлена регрессионная зависимость для оценки жесткости толкателя в зависимости от зазора в направляющих и фазы зацепления (см. рисунок *a*). Данная зависимость (с учетом того что в зацеплении находится не менее двух клиньев) позволяет на этапе проектирования оценить неравномерность распределения нагрузки между клиньями в процессе зацепления.

Оценка подшипника, входящего в состав толкателя, также производилась МКЭ вследствие сложного характера нагружения по внешнему кольцу. В процессе расчета учитывалась тугая посадка внутреннего кольца на ось, выбор зазоров между телами, расположение тел качения относительно нагрузки. Характер деформации наружного кольца под действием номинальной нагрузки на толкателе показан на рисунке *б*.

Оценку теплового состояния передачи целесообразно производить на основании анализа потерь в узлах трения. Используя зависимость (1) для определения КПД, полученную для данного типа ВРП с направляющими скольжения, можно получить потери на трение при заданных конструктивных размерах и параметрах трения:

$$\eta = 0,998 \frac{\tan(\alpha)}{\tan(\alpha + \arctg(f)) + f_B(1 + 2L_1 / L_2)}, \quad (1)$$

где  $\alpha$  – угол профиля толкателя;  $f$ ,  $f_B$  – коэффициенты трения пары сталь-сталь и сталь-бронза;  $L_1$  и  $L_2$  – длина направляющей и консольной части толкателя. Полученная зависимость позволяет на этапе проектирования оценить тепловой режим привода по стандартным зависимостям для расчета теплового режима.

Предложенный в работе подход позволяет на этапе проектирования оценить работоспособность ВРП по критерию прочности, жесткости с помощью МКЭ.

#### Библиографическая ссылка

1. Limarenko G. N., Shevchugov M. V., Avramenko V. E., Masalsky G. B. Mechatronical module development on the basis of wave rack gear for working members drive of automatized machines // Journal of Siberian Federal University. Engineering & Technologies. 2013. № 2. С. 229–237.

#### Reference

1. Limarenko G. N., Shevchugov M. V., Avramenko V. E., Masalsky G. B. Mechatronical module development on the basis of wave rack gear for working members drive of automatized machines // Journal of Siberian Federal University. Engineering & Technologies. 2013. № 2. С. 229–237.

*Секция*

**«КОНТРОЛЬ И ИСПЫТАНИЯ  
РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ»**



УДК 620.1.05

## МОДЕЛИРОВАНИЕ ДЕФОРМАЦИЙ ШАРОВОГО ИНДЕНТОРА ПРИ УПРУГОМ ВНЕДРЕНИИ В ОБРАЗЕЦ

Н. Н. Автономов

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

*Методом конечных элементов моделируются деформации шарового индентора при внедрении в плоский образец для возможности уменьшения вклада его деформаций в регистрируемую диаграмму «нагрузка–глубина внедрения». Обнаружена возможность некоторого уточнения результатов измерений за счет переноса точки измерения с верхней точки шара на боковую поверхность нижней полусферы.*

*Ключевые слова: неразрушающий метод, шаровой индентор, метод конечных элементов, диаграмма вдавливания.*

## SPHERICAL INDENTER DEFORMATION MODELLING AT ELASTIC PENETRATION IN A SAMPLE

N. N. Avtonomov

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia

*The finite element method models spherical indenter deformations at penetration into a flat sample for possibility to reduce a contribution to its deformations for the registered chart of "penetration loading depth" type. Possibility of some specification of measurement results, at the expense of transfer of a measurement point from the sphere top point of a lateral surface of the bottom hemisphere is found.*

*Keywords: nondestructive method, spherical indenter, finite element method, cave-in chart.*

Существующие схемы измерения перемещения шарового индентора относительно поверхности образца, как правило, не позволяют отследить момент начала пластического течения в малой зоне материала, поэтому был разработан и запатентован способ с базированием от верхней точки шара до поверхности образца [1]. Однако в размерную цепь все равно включен размер диаметра шара, который изменяется под нагрузкой в процессе испытания. Идеальным было бы измерение глубины внедрения точки шара, которая соприкасается с образцом, но это технически невозможно. Одним из способов повышения точности измерения может быть отсчет по боковой поверхности шара вблизи от точки касания.

Для исследования напряженно-деформированного состояния в зоне контакта шарового индентора и образца была использована прикладная программа MSC Nastran [2], реализующая численный метод конечных элементов. Материал шара – сталь ШХ15, образец – сталь 20К. Расчет выполнен для случая упругого поведения материалов. Контакт моделировали специальным элементом SLIDELINE. Расчетная схема показана на рис. 1, распределение интенсивности напряжений (по фон Мизесу) для одного из этапов нагружения – на рис. 2. На рис. 3 показаны зависимости перемещения точек шарового индентора в зависимости от уровня нагрузки.

Распределение напряжений на рис. 2 показывает, что область, в которой первоначально может наступать пластическое деформирование материала, находится под шаром и имеет малые размеры по сравнению с диаметром шара. Очевидно, что для регистрации

момента начала пластического течения в такой зоне необходима соответствующая точность измерительной системы.

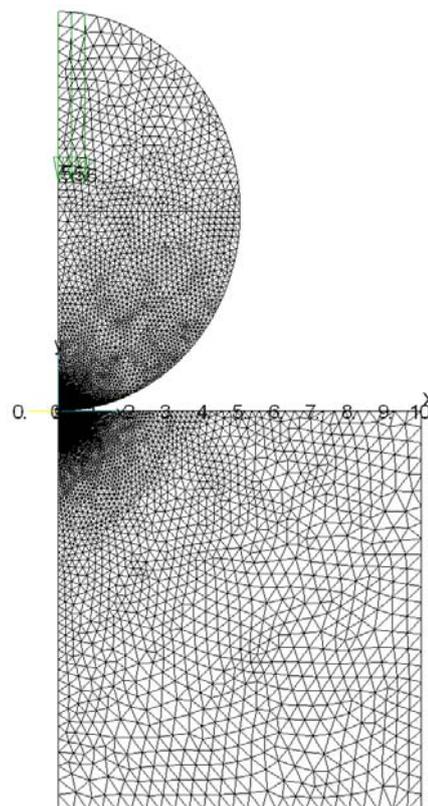


Рис. 1. Расчетная схема

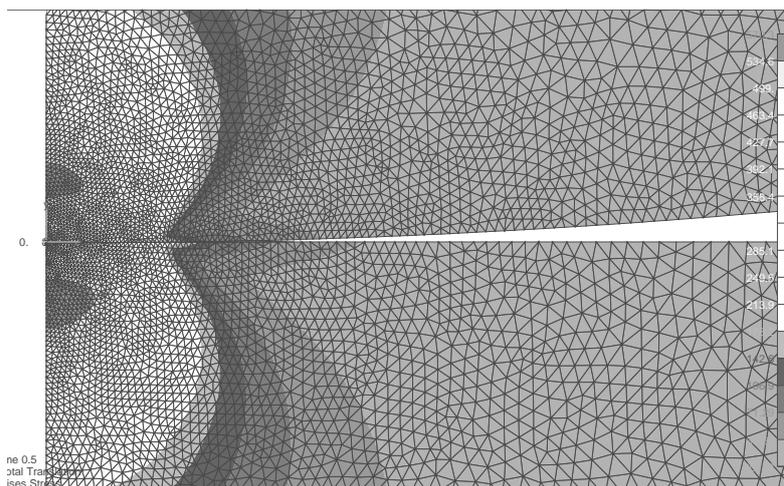


Рис. 2. Контакт шара и образца под действием нагрузки 50 % от номинальной

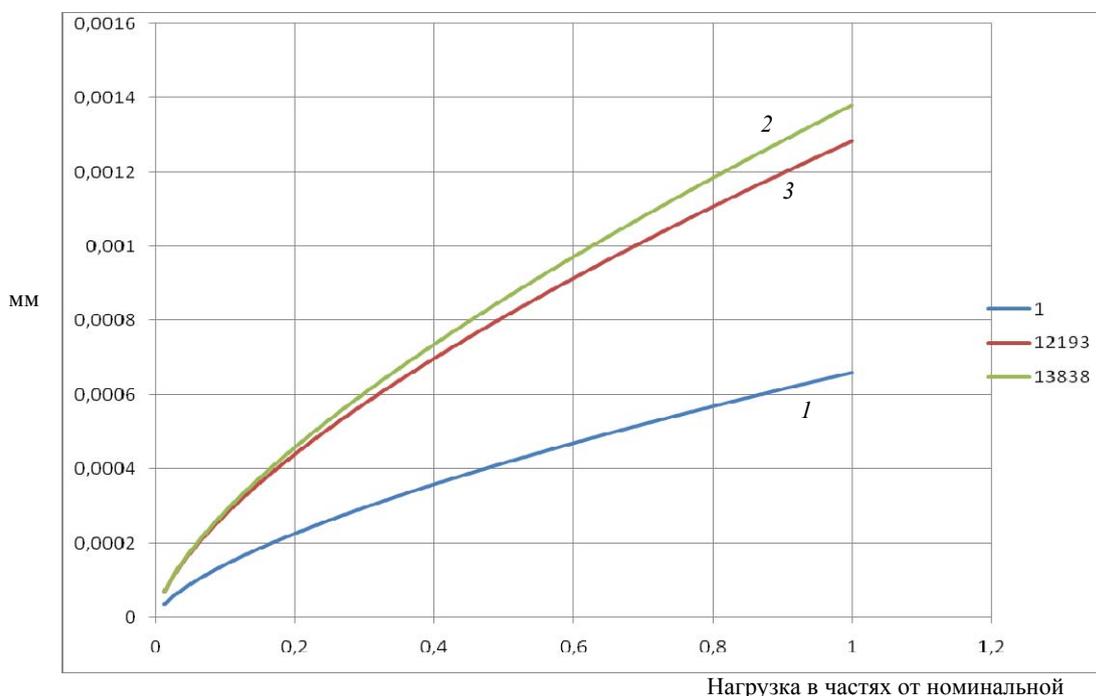


Рис. 3. Зависимость глубины вдавливания от приложенной нагрузки:

1 – точка касания шара с образцом; 2 – верхняя точка шара; 3 – точка под углом в  $47^\circ$  от точки касания шара

Сравнение перемещений точек шарового индентора под нагрузкой (рис. 3) показывает, что верхняя точка шара перемещается почти в два раза больше, чем точка соприкосновения шара и плоскости образца, а точка на боковой поверхности шара перемещается несколько меньше (на 10–12 %), чем верхняя.

Произведенный численный анализ совместного деформирования шарового индентора и плоского образца показал, что измерение глубины вдавливания можно производить более точно (хоть и в не очень значительной степени, на 10–12 %) по сравнению с измерением от верхней точки. Эта возможность реализована в новой конструкции измерительной головки, выполненной Н. В. Карповым при дипломном проектировании.

#### Библиографические ссылки

1. Измерительная головка к твердомеру Бринелля для регистрации нагрузки и глубины вдавливания. Пат. на изобр. №: 2320974 / Автономов Николай Николаевич, Тололо Александр Вячеславович. 27.03.2008..
2. Шимкович Д. Г. Расчет конструкций в MSC/Nastaran for Windows. ДМК Пресс, 2001.

#### References

1. Izmeritel'naja golovka k tverdomeru Brinellja dlja registracii nagruzki i glubiny vдавлиvanija Pat. na izobr. № 2320974. Avtonomov Nikolaj Nikolaevich (RU), Tololo Aleksandr Vjacheslavovich (RU). 2008. 27 marta.
2. Shimkovich D. G., Raschet konstrukcij v MSC/Nastaran for Windows. DMK Press, 2001.

УДК 620.1.05

## ИЗМЕРИТЕЛЬНАЯ ГОЛОВКА К ТВЕРДОМЕРАМ С ОТСЧЕТОМ ОТ НИЖНЕЙ ПОЛУСФЕРЫ ИНДЕНТОРА

*Н. Н. Автономов, Н. В. Карпов*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

*Представлена конструкция измерительной головки к твердомеру Бринелля с измерением глубины внедрения индентора от точек нижней полусферы до поверхности образца.*

*Ключевые слова: неразрушающий метод, шаровой индентор.*

## THE MEASURING HEAD TO THE HARDNESS TESTER WITH COUNTING FROM THE LOWER HEMISPHERE OF THE INDENTOR

*N. N. Avtonomov, N. V. Karpov*

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia

*The design of a measuring head for Brinell durometer with the measurement of the depth of penetration of the indenter from the points of the lower hemisphere to the surface of the sample is presented.*

*Keywords: nondestructive method, spherical indenter.*

Неразрушающие методы с использованием инденторов шарообразной формы для определения механических свойств материала [1] получили своё второе рождение после периода забвения в конце XX века

Неразрушающие методы позволяют определять механические свойства материала на полуфабрикатах и готовых изделиях без нарушения их целостности для вырезки образцов. Глубина отпечатков при определении механических свойств колеблется от 0,02 до 0,1 мм, что во многих случаях позволяет удалять их зачисткой. Эти методы являются локальными, так как дают возможность оценивать свойства материалов в небольшом объеме в точке диаметром примерно 1 мм.

Существующие схемы измерения перемещения шарового индентора относительно поверхности образца, как правило, не позволяют отследить момент начала пластического течения в малой зоне материала, поэтому был разработан и запатентован способ с базированием от верхней точки шара до поверхности образца [2]. Однако в размерную цепь все равно включен размер диаметра шара, который изменяется под нагрузкой в процессе испытания. Идеальным было бы измерение глубины внедрения точки шара, которая соприкасается с образцом, но это технически невозможно. Одним из способов повышения точности измерения может быть отсчет по боковой поверхности шара вблизи от точки касания. Численные расчеты процесса вдавливания шарового индентора показали, что для повышения чувствительности прибора необходимо измерять перемещения точек из нижней полусферы шарового индентора относительно плоской поверхности образца. В соответствии с этим была разработана новая схема измерения перемещения шара, и Н. В. Карповым была создана и исследована твердотельная модель конструкции в рамках дипломного проектирования.

Отличительными особенностями конструкции прибора (см. рисунок) являются следующие:

1. Измерения производятся от базы, которой является поверхность образца, на некотором удалении от лунки до нижней поверхности шара, обращенной к образцу. Это несколько снижает влияние деформаций шара на измерение глубины его внедрения.

2. Компактность, что позволяет использовать его в составе стандартного прибора Бринелля.

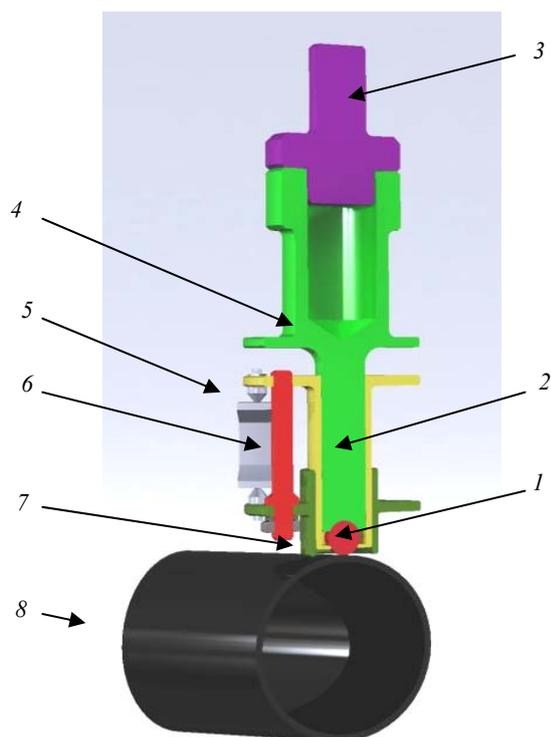
3. Использование адаптера к динамометру позволяет закреплять устройство в самых разных испытательных машинах типа твердомера Бринелля, универсальных испытательных машин, имеющих возможность испытаний на сжатие, и приспособления для испытаний крупногабаритных деталей.

4. Возможность автоматизации процесса измерения при помощи аналогово-цифрового преобразователя (АЦП) для ЭВМ, поскольку измерения производятся электрическим способом при помощи тензодатчиков сопротивления.

Обработку результатов измерений можно производить по методике ВНИИ АС [1].

Предел пропорциональности  $\sigma_{\text{пл}}$  и условного предела текучести  $\sigma_{0,2}$  можно вычислить в наиболее опасном месте под шаром по аналитическим зависимостям, полученным Герцем, или по результатам расчетов методом конечных элементов в нелинейной постановке с учетом неизвестной зоны контакта и упругого поведения материалов до момента наступления текучести.

Разработанная конструкция обладает определенными преимуществами по сравнению с ранее разработанными конструкциями [2] и может быть рекомендована для использования в лабораторном практикуме «Экспериментальные методы механики» магистерской подготовки.



Измерительная головка для регистрации диаграммы «нагрузка–глубина внедрения шарового индентора» в разрезе. Основные части: 1 – шаровой индентор; 2 – динамометр с толкателем; 3 – адаптер; 4 – поддерживающая обойма; 5 – датчик перемещения; 6 – направляющий стержень; 7 – база отсчета перемещений

### Библиографические ссылки

1. Руководящий документ. Инструкция по определению механических свойств металла оборудования атомных станций безобразцовыми методами по характеристикам твердости РД ЭО 0027-2005 / Федеральное агентство по атомной энергии. Федеральное государственное унитарное предприятие «Российский государственный концерн по производству электрической и тепловой энергии на атомных станциях» (ФГУП «Концерн «Росэнергоатом»).

2. Измерительная головка к твердомеру Бринелля для регистрации нагрузки и глубины вдавливания. Пат. на изобр. №:2320974 / Автономов Николай Николаевич, Тололо Александр Вячеславович. 27.03.2008.

### References

1. Rukovodjashhij document. Instrukcija po opredeleniju mehanicheskih svojstv metalla oborudovanija atomnyh stancij bezobrazcovymi metodami po harakteristikam tverdosti RD JeO 0027-2005. Federal'noe agentstvo po atomnoj jenergii. Federal'noe gosudarstvennoe unitarnoe predprijatje «Rossijskij gosudarstvennyj koncern po proizvodstvu jelektricheskoj i teplovoj jenergii na atomnyh stancijah» (FGUP «Koncern «Rosjenergoatom»).

2. Izmeritel'naja golovka k tverdomeru Brinellja dlja registracii nagruzki i glubiny vdavlivanija Patent na izobretenie №:2320974. Avtonomov Nikolaj Nikolaevich, Tololo Aleksandr Vjacheslavovich. 2008. 27 marta.

© Автономов Н. Н., Карпов Н. В., 2013

УДК 629.78.018

## АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ ОГРАНИЧИВАЮЩИХ ФАКТОРОВ НА АВТОМАТИЧЕСКОЕ РЕГУЛИРОВАНИЕ ТЕМПЕРАТУРЫ ПРИ ТЕПЛОВЫХ ИСПЫТАНИЯХ КОМПОНЕНТОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В МАЛОГАБАРИТНЫХ ТЕРМОБАРОКАМЕРАХ

*Т. Ю. Бобылев*

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева)  
Россия, 662972, г. Железнодорожск Красноярского края, ул. Ленина, 52

*Приводится анализ влияния различных факторов на возможность автоматического регулирования температурных процессов при тепловых испытаниях в малых термобарокамерах.*

*Тепловые испытания космического аппарата, ПИД-регулятор, система автоматического регулирования, термобарокамера.*

## THE INFLUENCE ANALYSIS OF LIMITING FACTORS ON TEMPERATURE AUTOMATIC CONTROL AT THERMAL TESTS OF SPACE VEHICLES COMPONENTS IN SMALL THERMOVACUUM CHAMBERS

*T. J. Bobylev*

JSC "Information Satellite Systems" named after academician M. F. Reshetnev"  
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia

*The influence analysis of various factors on a capability of temperature automatic control processes is resulted at thermal tests in small thermovacuum chambers*

*Thermal tests of the space vehicle, the PID-regulator, the automatic control system, the thermovacuum chambers*

Космический аппарат в режиме штатной эксплуатации подвергается множеству разнообразных физических воздействий, среди которых одно из самых сложных, с точки зрения как моделирования, так и тяжести последствий перерегулирования реакции КА на влияние такого фактора, – тепловое воздействие.

Штатным испытаниям может подвергаться как аппарат целиком, так и его компоненты.

Для выполнения задач испытаний на тепловое воздействие необходимо соблюдение теплофизических характеристик космической среды, для чего испытания проводятся в специальных наземных испытательных комплексах (НКИ), основой которых является термобарокамера (ТБК) [1].

Автоматическое регулирование температуры при тепловых испытаниях в крупногабаритных термобарокамерах выполняется частично по причине сложности контроля процесса инерции и перекрестного воздействия имитаторов тепловых потоков в масштабе целого КА, когда как в малогабаритных камерах, в основном с применением ПИД-регулирования, процесс в достаточной степени регулируем автоматически.

Комплекс НКИ для испытания малогабаритных компонентов КА включает:

- термобарокамеру (герметичная металлоконструкция);
- вакуумооткачную систему;
- испытательный стенд (прямоугольный стол, устанавливается внутри термобарокамеры);
- системы охлаждения:
  - воздухом;
  - жидким азотом;
- систему нагрева (лампы накаливания);
- средства контроля и наблюдения (датчики температуры, вакуумметры и т. п.);
- криозкран (опционально, на некоторых НКИ).

Испытания представляют собой последовательный переход от одной крайней температуры к другой, с некоторой временной выдержкой у крайних значений. При проведении испытания в малой термобарокамере на испытательный стенд устанавливается испытываемое изделие, которым может быть малый компонент КА, на котором предварительно закрепляется датчик или небольшое количество датчиков температуры. Во время испытания изделие подвергается воздействию вакуума ( $10^{-5}$  Торр), а также системы нагрева – ламп накаливания и охлаждающего вещества, подаваемого по трубам, прикрепленным с тыльной стороны испытательного стенда [2].

В малогабаритных камерах испытываются различные элементы КА, среди подобных испытаний можно отметить, например, ресурсные испытания, целью которых является исследование длительного влияния на компоненты КА различных температур, термостабилизация, термоциклирование, испытания на термостарение и прочие. Стандартным допуском темпера-

туры является значение в  $3^\circ\text{C}$ , и превышение заданного значения недопустимо.

В НКИ небольшого объема для управления температурой используется система автоматического регулирования на основе ПИД-регулятора, поскольку практически всегда возможно построить систему отношений: один «вход» (нагреватель или группа нагревателей) – один «выход» (датчик или группа датчиков температуры). Для техпроцессов подобной структуры ПИД-регулирование показывает себя наилучшим образом, с учетом температурных допусков.

Естественным ограничением применения ПИД-регуляторов является внешнее возмущение, но единственным подобным воздействием при тепловых испытаниях в малогабаритных КА является реакция испытываемого компонента КА на воздействие вакуума и температуры. И поскольку данная статическая составляющая (условие испытаний) является в данном случае константой, то может не учитываться.

В ресурсных испытаниях, как и в некоторых других, сам объект испытания является активным, имитируя во время испытания свою штатную работу в составе КА. При таком режиме работы компонент КА сам является выделителем тепла, и ПИД-регулирование для такого вида испытания используется в ограниченном виде, подстраивается вручную под программу испытания.

Существенный диссонанс в процесс регулирования температуры вносит так называемое «гажение» определенных видов материалов и соединений, при нагреве которых выделяются летучие вещества. Подобные процессы могут привести к непредсказуемому и резкому изменению температуры, что может нарушить режим испытания. Статистика показывает, что данный вид возмущения в некоторых случаях значителен и должен учитываться. Облегчает ситуацию относительно небольшое количество изделий, подвергаемых подобным испытаниям. Дальнейшие исследования говорят о том, что в большинстве случаев «гажение» после начала испытания начинает постепенно спадать, таким образом, позволяя проводить автоматически ту часть испытания, которая следует за «обезгаживанием».

Таким образом, тепловые испытания, проводимые в малогабаритных термобарокамерах, представляя собой упрощенный и более специфичный вариант тепловых испытаний, проводимых в НКИ большего размера на основе существующих средств автоматизации, практически полностью автоматизированы на основе построения систем автоматического регулирования. По результатам анализа можно сказать, что простейшая одноконтурная система автоматического регулирования на основе ПИД-регулятора вполне способна справиться с 80 % видов и типов тепловых испытаний для НКИ рассматриваемого типа. Некоторым ограничением может являться материал и покрытие исследуемых образцов. Исследования показыва-

ют, что пористые, окрашенные и прочие материалы, при нагреве которых выделяются летучие вещества, влияющие на теплообмен в НКИ, за редким исключением могут испытываться в малогабаритных ТБК наравне с прочими изделиями космической промышленности – практически автоматически.

#### Библиографические ссылки

1. Нусинов М. Д. Воздействие и моделирование космического вакуума. М. : Машиностроение, 1982. 176 с.
2. Руководство для конструкторов по обеспечению тепловых режимов / Э. И. Андреев, Н. А. Афанасьев,

В. М. Гуля, К. А. Коптелов. Красноярск-26 : НПО ПМ, 1991. 95 с.

#### References

1. Nusinov M. D. Vozdejstvie i modelirovanie kosmicheskogo vakuuma. M. : Mashinostroenie. 1982. 176 s.
2. Andreev Je. I. Rukovodstvo dlja konstruktorov po obespecheniju teplovyh rezhimov / Je. I. Andreev, N. A. Afanas'ev, V. M. Gulja, K. A. Koptelov. Krasnojarsk-26 : NPO PM, 1991. 95 s.

© Бобылев Т. Ю., 2013

УДК 621.3.019.3

### ПРОВЕДЕНИЕ ИСПЫТАНИЙ ОБЖИМНЫХ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ СОЕДИНЕНИЙ С ЦЕЛЬЮ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ИХ СВОЙСТВ И НАДЕЖНОСТИ

*И. С. Васильев<sup>1</sup>, С. В. Ефремов<sup>1</sup>, С. Б. Сунцов<sup>1</sup>, В. С. Ким<sup>2</sup>*

<sup>1</sup> ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52  
E-mail: vasilyev\_is@sibmail.com

<sup>2</sup>Национальный исследовательский Томский политехнический университет  
Россия, 634050, г. Томск, просп. Ленина, 30. E-mail: kim\_vs@rambler.ru

*Приведены результаты расчета переходного электрического сопротивления обжимных электрических соединений, которые находятся в хорошем согласии с экспериментальными данными. Показано, что по механическим и электрическим характеристикам обжимные электрические соединители могут применяться в более жестких условиях. Обсуждаются начальные результаты ускоренного старения обжимных контактов. На основании данных дальнейшего экспериментального исследования обжимных контактов предложено создать полумпирическую модель, позволяющую прогнозировать поведение новых конструкций обжимных электрических контактов в процессе эксплуатации.*

*Ключевые слова: обжимные электрические соединения, испытания, электрические и механические характеристики, надежность.*

### TESTING OF CRIMPED ELECTRIC CONNECTIONS FOR DETERMINATION OF THEIR PROPERTIES AND RELIABILITY

*I. S. Vasil'ev<sup>1</sup>, S. V. Efremov<sup>1</sup>, S. B. Suntsov<sup>1</sup>, V. S. Kim<sup>2</sup>*

<sup>1</sup> JSC "Academician M. F. Reshetnev "Information Satellite Systems"  
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia. E-mail: vasilyev\_is@sibmail.com

<sup>2</sup>Tomsk National Research Polytechnic University  
30, Lenin Av., Tomsk, 634050, Russia. E-mail: kim\_vs@rambler.ru

*The article provides results of crimped electric connections' transient resistance calculations. Calculation results show good convergence with experimental data. It was demonstrated that mechanical and electrical performances of crimped connectors allow usage in tougher conditions. Primary results of crimped pins accelerated aging are discussed. On the basis of further experimental data concerning crimped pins, it is proposed to create a semiempirical model allowing to predict the behaviour of new crimped pin designs during operation.*

*Keywords: crimped electrical connections, tests, electrical and mechanical characteristics, reliability.*

Космический аппарат (КА) состоит из множества систем. Одной из таких систем является бортовая кабельная сеть (БКС) КА, которая связывает оборудование КА, обеспечивая электропитание и обмен информацией. Обеспечение надежности БКС является важным фактором для надежного функционирования КА.

БКС состоит из множества элементов. Одним из таких элементов являются обжимные контакты соединителей и обжимные сростки. Внедрение в ОАО «ИСС» в начале 2000-х годов электрического монтажа методом обжима повысило эффективность изготовления БКС. Надежность обжимных соединений

подтверждена работой множества КА. Для увеличения ресурса обжимных соединений необходимы дополнительные исследования.

Так как базовой характеристикой контакта является величина переходного сопротивления, проведем расчет данной величины. Такой расчет необходим для задания начальных условий при дальнейшем моделировании изменения характеристик во время эксплуатации.

Изготовление обжимных соединений сопровождается проведением обязательных контрольных испытаний [1]. Результаты данных испытаний приведены в табл. 1 [2].

Таблица 1

Результаты испытаний образцов обжимных электрических соединений

№	Максимальное падение напряжения, мВ	Величина испытательного тока, А	Продольное усилие, Н	Металлография
1	1,4	5	54,63	–
2	1,7	5	53,29	–
3	2,1	5	52,00	–
4	1,8	5	–	3,55
5	1,4	5	–	6,4
6	2,0	5	–	4,4

Результаты испытаний механических и электрических характеристик [2] показывают, что обжимные соединения полностью удовлетворяют существующим требованиям [1].

Для разработки полуэмпирической модели контакта рассчитаем характеристики контактирующих поверхностей. Сперва найдем необходимую теоретическую величину усилия обжатия, соответствующую номеру позиции переключателя обжимного инструмента и геометрическим параметрам контактов, ее можно рассчитать по формуле (1) [3]:

$$P_k = 1,05 \cdot \sigma_s \cdot \left[ 1 + \frac{1}{3} \cdot f \cdot \left( \frac{1}{S} + \frac{1}{d} \right) \right] \cdot l_0 = 1078 \text{ Н/мм}^2, \quad (1)$$

где  $\sigma_s$  – предел текучести, МПа (для меди  $\sigma_s = 340$  МПа);  $f$  – коэффициент сухого трения (для

меди:  $f = 1,35$ );  $l_0$  – длина области хвостовика контакта, на которую прикладывается усилие, ( $l_0 = 1,9$  мм);  $d$  – внешний диаметр хвостовика контакта, мм ( $d = 1,73$  мм [4]);  $S$  – толщина стенки хвостовика контакта, мм ( $S = 0,53$  мм, определяется согласно [4]).

Используя геометрические параметры контактов и проводов, а также данные табл. 1, определим общую величину сопротивления  $R_{к.общ}$  электрического контакта при выполнении контрольных испытаний [1] и теоретическое сопротивление на длине измеряемого участка  $R_{l.пр}$ , а также величину  $R_{пер}$  как разницу  $R_{к.общ}$  и  $R_{l.пр}$ .

Для определения количества а-пятен в области обжатия воспользуемся (2) [5]:

$$N = \frac{\pi \cdot \rho^2}{4 \cdot R_{пер}^2 \cdot F_k}. \quad (2)$$

Определим теоретический радиус а-пятна в области обжатия с помощью (3) [5]:

$$a_n = \frac{\rho}{2 \cdot N \cdot R_{пер}}, \text{ мм}. \quad (3)$$

Определим теоретическую величину сопротивления стягивания  $R_c$  одного а-пятна [5]:

$$R_c = \frac{\rho}{2 \cdot a_n}, \text{ Ом}. \quad (4)$$

Используя вышеуказанные выражения и данные табл. 1, получим результаты расчетов, приведенные в табл. 2.

В настоящее время также проводится термоциклирование обжимных соединений в диапазоне температур от  $-110$  до  $+120$  °С и давлением  $10^{-5}$  Па с целью определения их максимальной степени надежности. Проведено 622 цикла изменения температуры. Среднее уменьшение контактного сопротивления составило до 1 %, что указывает на высокую устойчивость обжимных соединений к воздействию факторов эксплуатации.

По изменению характеристик во время испытаний будет построена полуэмпирическая модель контакта, которая будет применяться для прогнозирования изменения характеристик перспективных конструктивных решений с меньшими экономическими затратами.

Таблица 2

Расчетные параметры области контакта

№ образца	Количество а-пятен, шт	Радиус а-пятна, мм	Площадь а-пятна, мм <sup>2</sup>	$R_{к.общ}$ , МОм	$R_{l.пр}$ , МОм	$R_{пер}$ , МОм	$R_c$ а-пятна, Ом
1	2 341	0,020	$1,355 \cdot 10^{-3}$	0,28	0,102	0,177	0,415
2	1 306	0,027	$2,427 \cdot 10^{-3}$	0,34		0,237	0,310
3	730	0,037	$4,340 \cdot 10^{-3}$	0,42		0,317	0,232
4	1 111	0,030	$2,854 \cdot 10^{-3}$	0,36		0,257	0,286
5	2 341	0,020	$1,355 \cdot 10^{-3}$	0,28		0,177	0,415
6	832	0,034	$3,810 \cdot 10^{-3}$	0,4		0,297	0,248

### Библиографические ссылки

1. ECSS-Q-ST-70-26C. Гарантирование космической продукции. Обжимка высоконадежных электрических соединений. Европейская Кооперация по Космической стандартизации, 2008. 41 с.

2. Васильев И. С., Ким В. С., Ефремов С. В. Надежность электрических соединений в бортовой кабельной сети перспективных космических аппаратов // Науковедение. 2013. № 3.

3. Патент РФ № 2008127119/09, 03.07.2008 / Леонтьев И. В., Гусев Л. Г., Кузьмин В. В. Способ опрес-

совки кабельных наконечников методом радиального прессования : Патент России № 2366049. 2009. Бюл. № 24.

4. Детальная спецификация ESCC № 3401 005. Контакты, электрические, обжимные для соединителей 3401/002. 5-е изд. 2009. Июнь. 18 с.

5. Сафонов А., Сафонов Л. Радиочастотные электрические соединители. Вопросы теории и состояния развития производства // Технологии в электронной промышленности. 2010. № 5.

#### References

1. ECSS-Q-ST-70-26C. *Garantirovanie kosmicheskoy produkcii. Obzhimka vysokonadezhnyh jelektricheskikh soedinenij. Evropejskaja Kooperacija po Kosmicheskoy standartizacii*. 2008. 41 s.

2. Vasilyev I. S., Kim V. S., Efremov S. V. *Nadezhnost' jelektricheskikh soedineniy v bortovoy kabel'noy seti perspektivnih kosmicheskikh apparatov // Naukovedenie*. 2013. № 3.

3. Patent RF № 2008127119/09, 03.07.2008. Leont'ev I. V., Gusev L. G., Kuz'min V. V. *Sposob opressovki kabel'nyh nakonechnikov metodom radial'nogo pressovaniya // Patent Rossii № 2366049*. 2009. Bjul. № 24.

4. Detal'naja specifikacija ESCC № 3401 005. Kontakty, jelektricheskie, obzhimnye dlja soedinitelej 3401/002. 5-e izd. 2009. Ijun'. 18 s.

5. Safonov A., Safonov L. Radiochastotnye jelektricheskie soediniteli. Voprosy teorii i sostojanija razvitija proizvodstva // *Tehnologii v jelektronnoj promyshlennosti*. 2010. № 5.

© Васильев И. С., Ефремов С. В.,  
Сунцов С. Б., Ким В. С., 2013

УДК 629.78.048.7

### МЕТОДОЛОГИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ РАБОЧЕГО МЕСТА ДЛЯ ПРОВЕДЕНИЯ ТЕРМОБАЛАНСНЫХ И ЭЛЕКТРОТЕРМОВАКУУМНЫХ ИСПЫТАНИЙ КА НЕГЕРМЕТИЧНОЙ КОМПОНОВКИ НА БАЗЕ ПЛАТФОРМЫ «ЭКСПРЕСС-2000»

*А. Ю. Вишников, Е. Н. Головенкин, А. П. Колесников, С. А. Ганенко*

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52

*Описаны особенности проектирования, организации и сборки рабочего места термовакуумных испытаний с учетом тактико-технических особенностей платформы «Экспресс-2000».*

*Ключевые слова: проектирование рабочего места, термовакуумные испытания.*

### METHODOLOGICAL ASPECTS OF WORKPLACE DESIGN FOR THERMAL BALANCE AND ELECTRIC THERMAL VACUUM TESTS OF NONHERMETIC SPACECRAFT BASED ON "EXPRESS-2000" PLATFORM

*A. Yu. Vshivkov, E. N. Golovenkin, A. P. Kolesnikov, S. A. Ganenko*

JSC "Academician M. F. Reshetnev "Information Satellite Systems"  
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia

*The features of workplace designing, organization and assembly for TVAC with consideration of tactical and technical features of "Express-2000" platform are described.*

*Keywords: design of the workplace, thermal vacuum tests.*

Процесс проведения термобалансных и электро-термовакуумных испытаний является одним из ключевых при наземной экспериментальной отработке космического аппарата. Ведь именно при термовакуумной отработке можно дать окончательное заключение о готовности большинства систем КА к функционированию по целевому назначению после имитации воздействия в наземных условиях факторов космического пространства. В процессе проектирования рабочего места наземного испытательного комплекса очень важно понимать объем и продолжительность экспериментальных исследований с объектом испытаний, так как исходя из этих факторов определяется объем технологического оборудо-

вания, требуемого для осуществления данной процедуры.

Космические аппараты, спроектированные на платформе «Экспресс-2000», такие как «Экспресс-АМ5», «Экспресс-АМ6», «Ямал-401», относятся к классу тяжелых, энергоемких, с длительным сроком активного существования – более 15 лет. Количество активных каналов (транспондеров) может быть более сотни, а бюджет энергетических характеристик превышать 14 кВт. В процессе проведения термовакуумной проверки таких КА для сдачи заказчику должны быть отработаны следующие этапы: термобалансные испытания (участок выведения, режимы начальной ориентации, режим аппаратной солнечной ориента-

ции, холодный старт и орбитальное функционирование, холодный и горячий случаи); обезгаживание полезной нагрузки и электротермовакuumные испытания (циклирование бортовой аппаратуры в условиях, соответствующих максимально и минимально возможным квалификационным уровням). Таким образом, суммарная продолжительность всех процедур может занимать более одного месяца.

При проектировании рабочего места должно быть также учтено, что проверка КА в условиях, создаваемых в термобарокамере [1], должна предусматривать наличие различного вспомогательного, резервного и сопутствующего (отвечающего за отсутствие тех или иных частей КА) оборудования. Основной проблемой при этом является грамотная компоновка и интеграция технологических систем с системами термобарокамеры и КА. К примеру, для снятия информации с высокочастотных трактов, а также для управления и подачи питания на ретранслятор используется сеть коаксиальных высокочастотных и низкочастотных кабелей, подключенных через переходники и тестовые ответвители от спутника до комплексной проверочной аппаратуры. Для того чтобы влияние кабельной сети на КА было минимальным и показания ВЧ-характеристик были достоверны, требуется достаточно точно спроектировать их длину и расположение в камере, а также обеспечить их тепловой режим средствами активных и пассивных элементов обеспечения (ЭВТИ, секции ЭО основные и резервные). Также при прокладке кабельной сети (любой) следует учитывать взаимное расположение систем имитации тепловых потоков и криогенных экранов, в противном случае непосредственно при испытаниях существует большой риск оплавления или замораживания оплетки-изоляции кабелей с последующим замыканием и, как следствие, остановкой испытаний. При проведении процедур термоциклирования, обезгаживания и ряда режимов орбитального функционирования требуется включать космический аппарат как в режимы, соответствующие максимальной нагрузке ретранслятора, так и поканально в целях верификации ВЧ-сигнала. В конфигурации КА для ТВИ не предусмотрено наличие облучающих систем, антенн и т. д., поэтому для съема мощности с изделия применяются поглощающие нагрузки с водяной системой охлаждения, которые стыкуются к штатным волноводным трактам через технологические волноводы. Если для компактных, сравнительно невысокой мощности спутников на базе платформы «Экспресс-1000» количество волноводов и поглощающих нагрузок не превышает четырех и их, с учетом водяного контура, можно расположить в верхней части изделия, то для КА на базе платформы «Экспресс-2000» их количество вырастает в разы (для КА «Экспресс-АМ5» и «Экспресс-АМ6» по 23 нагрузки и волновода). Таким образом, спроектировать схему с расположением нагрузок суммарной массой более 100 кг и системой охлаждения непосредственно на аппарате не представляется конструктивно возможным. Для выполнения поставленной задачи используются системы волноводных переходных трактов, тянущихся от астроплаты КА с тех сторон аппарата, где их влияние на него минимально, до специально сконструированных переходных плат с на-

грузками, которые крепятся к основанию вакуумной камеры. Дополнительно на основании термобарокамеры в специальные желоба устанавливаются гибкие бронированные шланги системы водяного охлаждения с системой резервного обогрева и температурными сенсорами. Жидкостный тракт через внутрикамерные интерфейсы стыкуется к теплообменнику производительностью до 14 кВт. Для предотвращения переохлаждения при возможном возникновении нештатных ситуаций на технологические волноводные тракты и поглощающие нагрузки также устанавливаются системы электрообогревателей (основные и резервные) и температурные датчики, а на панель с поглощающими нагрузками надевается теплоизоляция.

Любая испытательная оснастка, используемая внутри термобарокамеры и играющая роль элементов раскрепления, поддержки или обезвешивания, должна минимально влиять на окружающее пространство и КА в целом, все элементы должны быть обезгажены и не иметь замкнутых полостей во избежание скачков давления. При проведении операции «обезгаживание ретранслятора» внутри приборного отсека спутника должны быть дополнительно установлены сенсоры измерения давления, причем места установки должны быть спроектированы так, чтобы не оказывалось воздействия ни на функционирование полезной аппаратуры, ни на ее тепловой режим. Для платформы «Экспресс-2000», ввиду высокой плотности компоновки ретрансляционного оборудования, были разработаны специальные кронштейны, позволяющие надежно, под нужным углом зафиксировать технологические сенсоры измерения давления на безопасной дистанции от оборудования.

Для измерения всех дополнительных параметров и комплексного управления технологическими системами электрообогрева используется специализированное программное обеспечение ПО СУИТП, функционирующее автономно от штатного и допускающее применение его в качестве резервного [2] для сохранности КА при каком-либо отклонении от нормального функционирования.

Таким образом, в процессе подготовки летного прототипа КА, сконструированного на базе платформы «Экспресс-2000», к термовакuumным испытаниям предусматривается ряд аспектов, без которых невозможно качественно провести экспериментальную наземную тепловую отработку.

#### Библиографические ссылки

1. Вшивков А. Ю., Легостай И. В. и др. Методология имитации внешних воздействий при проведении комплекса термовакuumных испытаний на примере непилотируемого навигационного космического летательного аппарата // Новые материалы и технологии в ракетно-космической технике : материалы I Всерос. молодеж. конф. г. Москва, М., 2011.
2. Вшивков А. Ю., Головенкин Е. Н. Современное программное обеспечение для автоматизации тепловых процессов при проведении термовакuumной отработки перспективных КА // Решетневские чтения : материалы XV Междунар. науч. конф., Красноярск, 2012.

## References

1. Vshivkov A. Ju., Legostaj I. V. i dr. Metodologija imitacii vneshnih vozdeystvij pri provedenii kompleksa termovakuumnyh ispytaniy na primere nepilotiruемого navigacionnogo kosmicheskogo letatel'nogo apparata // Novye materialy i tehnologii v raketno-kosmicheskoy tehnike : materialy I Vserossiyskoy molodjozhnoj konferencii. g. Moskva, 2011.

2. Vshivkov A. Ju., Golovenkin E. N. Sovremennoe programmnoe obespechenie dlja avtomatizacii teplovyh processov pri provedenii termovakuumnoj otrabotki perspektivnyh KA // Reshetnevskie chtenija : materialy XV Mezhdunarodnoj nauchnoj konferencii. g. Krasnojarsk, 2012.

© Вшивков А. Ю., Головенкин Е. Н., Колесников А. П., Ганенко С. А., 2013

УДК 621.983.777

### МОДЕЛЬ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ РЕЛАКСАЦИОННОЙ СТОЙКОСТИ ТАРЕЛЬЧАТЫХ ПРУЖИН ПО УРОВНЮ СИГНАЛОВ АКУСТИЧЕСКОЙ ЭМИССИИ

Г. А. Данилин<sup>1</sup>, Е. Ю. Ремшев<sup>1</sup>, Д. В. Метляков<sup>2</sup>, Л. Г. Черный<sup>2</sup>, А. В. Титов<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Балтийский государственный технический университет «Военмех» имени Д. Ф. Устинова  
Россия, 190005, г. Санкт-Петербург, ул. 1-я Красноармейская, 1

<sup>2</sup>ОАО «Научно-производственное предприятие «Пружинный центр»

Россия, 197342, г. Санкт-Петербург, Красногвардейский переулок, д. 23, литера Н

*На основании результатов экспериментального исследования установлены закономерности изменения уровня сигналов акустической эмиссии в зависимости от наличия и развития дефектов, релаксационной стойкости и микроструктуры тарельчатых пружин на этапе их изготовления и предэксплуатационных испытаний, установлены критерии оценки микроструктуры титанового сплава ВТ23 на основе уровня сигналов акустической эмиссии. Построены двухфакторные математические модели прогнозирования для количественной оценки релаксационной стойкости тарельчатых пружин (из стали 60С2А и титанового сплава ВТ23) в зависимости от уровня сигналов акустической эмиссии.*

*Ключевые слова: прогнозирование, акустическая эмиссия, упругий элемент, релаксация, моделирование.*

### FORECASTING MODEL OF RELAXATION RESISTANCE OF BELLEVILLE SPRINGS ON THE LEVEL OF THE ACOUSTIC EMISSION SIGNALS

G. A. Danilin<sup>1</sup>, E. Y. Remshev<sup>1</sup>, D. V. Metlyakov<sup>2</sup>, L. G. Cherniy<sup>2</sup>, A. V. Titov<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Baltic State Technical University «Voenmekh» named after D. F. Ustinov  
1, 1-St Krasnoarmeyskaya str., Saint-Petersburg, 190005, Russia

<sup>2</sup>Scientific-Production Enterprise «Spring center»

23, letter N, Krasnogvardeysky pereulok, Saint-Petersburg, 197342, Russia

*Based on the results of the experimental study of the regularities of changes in the level of acoustic emission signals depending on the availability and development of defects, relaxation resistance and microstructure of disk springs during their manufacture and preoperational tests, assessment criteria for the titanium alloy vt23 microstructure are developed on the basis of the level of acoustic emission signals. Two-factor mathematical models to predict the quantitative assessment of relaxation resistance disc springs (steel 60C2A and titanium alloy vt23 high) depending on the level of the acoustic emission signals are built.*

*Keywords: forecasting, acoustic emission, elastic element, relaxation, modeling.*

Одним из основных показателей надежности и эффективности упругих элементов является релаксационная стойкость. Для тарельчатых пружин (ТП) это неизменность нагрузки сжатия в установленных пределах в течение заданного времени эксплуатации. Существующая методика оценки релаксационной стойкости ТП заключается в построении релаксационной кривой по результатам измерений силы поджатия при предварительной деформации пружины (для ТП 0,2 s<sub>3</sub>, ГОСТ 3057) до и после циклических нагрузок. Количество циклов в интервале требуемых нагрузок

назначается в соответствии с технической документацией на изделие. По результатам испытаний и изменению силы выборочной партии пружин делается вывод о релаксационных свойствах всей партии. Недостатками такой методики являются: 1) оценка релаксационной стойкости выборочной партии пружин и невозможность использования контрольной партии пружин для дальнейшей эксплуатации; 2) отсутствие возможности прогнозирования релаксационных свойств каждой пружины на длительный срок эксплуатации; 3) значительная трудоемкость и

энергзатраты, связанные с осуществлением контроля. На производстве в настоящее время практически не применяют неразрушающие методы оценки важнейших показателей по надежности и долговечности, неизменности основных характеристик, а также релаксационной стойкости на длительный период эксплуатации до 25–30 лет. Поэтому одной из важнейших задач является разработка методов количественной оценки (прогнозирования) эксплуатационных свойств упругих элементов на стадии предэксплуатационной подготовки изделия.

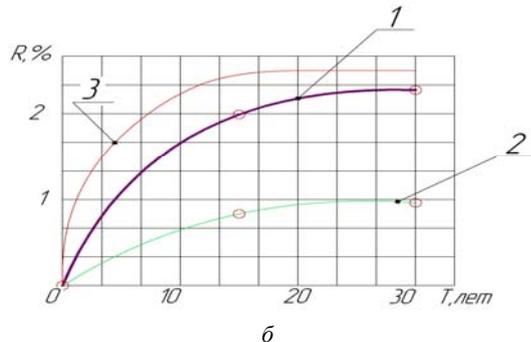
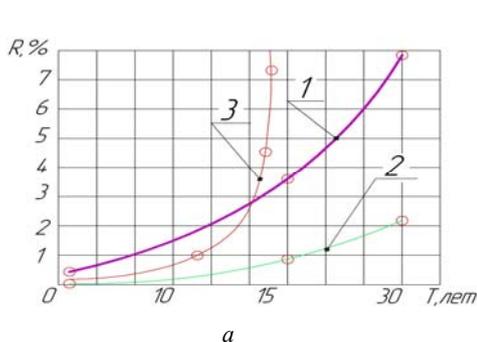
Результаты экспериментального исследования [1; 2] доказали наличие закономерностей между параметрами акустической эмиссии (АЭ) на этапе заневоливания и релаксационной стойкостью в процессе циклических испытаний ТП. Для количественной оценки (прогнозирования) релаксации ТП проведен планируемый многофакторный эксперимент, целью которого являлось построение математических моделей прогнозирования релаксационной стойкости ТП. Теория планирования эксперимента предполагает использование математических моделей, пригодных для любых экспериментов, т. е. для любых откликов и факторов [3–5]. Функцией отклика, характеризующей релаксационные свойства ТП, принята величина релаксации силы сжатия ТП ( $R$ ) при деформации  $s = 0,2 \cdot s_3$ :

$$R = \left( 1 - \frac{P_{\text{конеч.}}}{P_{\text{начал.}}} \right) \cdot 100 \%, \quad (1)$$

где  $P_{\text{начал.}}$  – значение силы сжатия ТП при деформации  $s = 0,2 \cdot s_3$ , после операции «заневоливания» технологического процесса изготовления ТП;  $P_{\text{конеч.}}$  – значение силы сжатия ТП при деформации  $s = 0,2 \cdot s_3$  после 9 000 циклов в интервале циклических нагрузок 100...160 кН.

На основе анализа требований, предъявляемых к ТП, и результатов экспериментального исследования выделены основные факторы, влияющие на релаксацию силы ( $R$ ). Факторы математической модели:

- 1)  $N_{\text{общ.72}}$  – общее количество импульсов АЭ  $N$  в процессе заневоливания ТП в течение 72 часов;
- 2)  $T$  – время эксплуатации ТП (эквивалентом которого является  $C$  – количество циклов в интервале нагрузок 100...160 кН).



Графическая интерпретация закономерности изменения релаксационной стойкости ТП во времени:  
 а – ТП из стали 60С2А; б – ТП из сплава ВТ23; 1 – релаксационная кривая ТП с максимальным уровнем сигналов АЭ;  
 2 – релаксационная кривая ТП с минимальным уровнем сигналов АЭ; 3 – экстраполяция релаксационной кривой

$N_{\text{общ.72}}$  – общее количество импульсов АЭ в процессе заневоливания ТП в течение 72 часов (заневоливание). На каждую пружину устанавливали датчик АЭ и регистрировали сигналы АЭ (см. рисунок). Построение двухфакторных математических моделей проводили для двух типов ТП: из рессорно-пружинной стали 60С2А и титанового сплава ВТ23.

$T$  – время эксплуатации ТП – оценивали по количеству циклических нагружений ( $C$ ); устанавливает максимально возможное количество 10 000 циклов для ТП 2-го класса. При эксплуатации ТП количество циклов в интервале рабочих нагрузок является эквивалентом времени эксплуатации ( $T$ ). Необходимо отметить, что на практике встречаются разные требования к эксплуатации ТП. У одних ТП в течение 25–30 лет эксплуатации вырабатывается максимально возможный ресурс 9 000–10 000 циклов, у других ТП за 25–30 лет эксплуатации вырабатывается меньшее число циклов (например, 3 000). Минимальное количество циклов ( $C_{\text{min}}$ ) принято равным 1–10 циклам (процесс подготовки и установки ТП в узел эксплуатации) ( $T = 0$  лет). Результаты двухфакторного планируемого эксперимента позволили построить уравнение регрессии для прогнозирования релаксационной стойкости ТП из рессорно-пружинной стали 60С2А:

$$R = 2,22 \cdot 10^{-2} + 1,42 \cdot 10^{-2} \cdot N_{\text{общ.72}} + 2,14 \cdot 10^{-2} \cdot T + 1,43 \cdot 10^{-2} \cdot N_{\text{общ.72}} \cdot T - 2,6 \cdot 10^{-3} \cdot N_{\text{общ.72}}^2 + 6 \cdot 10^{-4} \cdot T^2 \quad (2)$$

и титанового сплава ВТ23:

$$R = 1,4 \cdot 10^{-5} + 9,7 \cdot 10^{-5} \cdot N_{\text{общ.72}} + 19,2 \cdot 10^{-5} \cdot T + 6,4 \cdot 10^{-5} \cdot N_{\text{общ.72}} \cdot T - 8,3 \cdot 10^{-5} \cdot N_{\text{общ.72}}^2 + 5,7 \cdot 10^{-5} \cdot T^2 \quad (3)$$

Для анализа полученных математических моделей прогнозирования релаксационной стойкости ТП из стали 60С2А и титанового сплава ВТ23 построены графические закономерности изменения функции отклика (релаксации ТП) от выбранных факторов (уровень сигналов на этапе заневоливания и время эксплуатации). На рисунке представлены регрессионные зависимости релаксационной стойкости ( $R$ ) от уровня сигналов АЭ ( $N_{\text{общ.72}}$ ).

для ТП с задельным уровнем сигналов АЭ

Сделаны некоторые выводы:

1. Предложенная математическая модель позволяет на этапе технологического заневоливания по уровню сигналов акустической эмиссии рассчитать релаксацию пружин в течение заданного срока эксплуатации.

2. Экспериментальные результаты и математическое моделирование показали, что ТП из пружинной стали 60С2А с большей интенсивностью склонны к релаксации ( $R \leq 7\%$ ), чем из титанового сплава ВТ23 ( $R \leq 2,2\%$ ) при циклических испытаниях (9 000 циклов) в пределах нагрузок 100...160 кН.

3. Разработанная методика оценки релаксационной стойкости может быть использована в производстве пружин разных конструкций.

Математические модели прогнозирования релаксационной стойкости ТП являются составной частью методики оценки качества и прогнозирования релаксационной стойкости ТП методом АЭ [1; 2]. Разработанная методика имеет ряд преимуществ по сравнению с существующей: методика встраивается в технологический процесс изготовления тарельчатых пружин; проверке подвергается каждая ТП изготовленной партии; разработанная методика требует меньше временных, энергетических и материальных затрат; позволяет качественно оценить наличие дефектов в материале пружины; оценить уровень релаксационной стойкости ТП в течение длительного периода эксплуатации; рассчитать значение релаксации на определенном этапе эксплуатации; позволяет контролировать режимы термической обработки (оценивать величину зерна и состав фаз титанового сплава ВТ23).

#### Библиографические ссылки

1. Данилин Г. А., Титов А. В., Ремшев Е. Ю. Методика прогнозирования релаксационной стойкости тарельчатых пружин на основе излучения сигналов акустической эмиссии // *Металлообработка*. 2011. № 2. С. 17–21.
2. Данилин Г. А., Метляков Д. В., Конев С. Ю., Черный Л. Г., Титов А. В., Ремшев Е. Ю. Оценка релаксационной стойкости тарельчатых пружин на основе метода акустической эмиссии // *Деформация и разрушение материалов*. 2012. № 3. С. 19–24.
3. Мышкис А. Д., *Элементы теории математических моделей*. 3-е изд., испр. М.: КомКнига, 2007. 192 с.
4. Блехман И. И., Мышкис А. Д., Пановко Н. Г. *Прикладная математика: Предмет, логика, особенности подходов. С примерами из механики: учеб. пособие*. 3-е изд., испр. и доп. М.: УРСС, 2006. 376 с.
5. *Введение в математическое моделирование: учеб. пособие / под ред. П. В. Трусова*. М.: Логос, 2004.

#### References

1. Danilin G. A., Titov A. V., Remshev E. Y. *Metalloobrabotka*. 2011. № 2. pp. 17–21.
2. Danilin G. A., Titov A. V., Remshev E. Y. *Deformaciya i razrushenie materialov*. 2012. № 3, pp. 19–24.
3. Mishkis A. D. *Elementi teorii matematicheskikh modelei*. 2007, 192 p.
4. Blehman I. I., Mishkis A. D., Panovko N. G. *Prikladnaya matematika*. URSS, 2006. 376 p.
5. Trusov P. V. *Vvedenie v matematicheskoe modelirovanie*. Logos, 2004. 425 p.

© Данилин Г. А., Ремшев Е. Ю., Метляков Д. В., Черный Л. Г., Титов А. В., 2013

УДК 621.384

### К ВОПРОСУ ВЫПОЛНЕНИЯ ЭЛЕКТРОННО-ЛУЧЕВОЙ СВАРКИ КОРПУСОВ РАКЕТ

*В. А. Евтушенко*

ОАО «Красноярский машиностроительный завод»

Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 29. E-mail: kras@krasmail.ru

*Рассматриваются возможные способы выполнения электронно-лучевой сварки на деталях, имеющих некачественную механическую обработку сварочных кромок.*

*Ключевые слова: сварка, ремонт.*

### TO THE ISSUE OF ELECTRON-BEAM WELDING PRODUCTION OF ROCKET BODIES

*V. A. Evtushenko*

JSC «Krasnoyarsk Machine-Building Plant»

29, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, Russia 660014. E-mail: kras@krasmail.ru

*Possible ways to produce the electron beam welding to the parts with low-quality machining welding edges are presented.*

*Keywords: welding, maintenance.*

В настоящее время выполнение соединений корпусов и сварных элементов изделий ракетно-космической техники способом электронно-лучевой сварки является предпочтительным ввиду более высокого качества сварки и меньших по сравнению с аргоно-дуговой и импульсной сваркой размеров зон разнагартовки и, соответственно размеров сварочных кромок [1].

Однако применение данного вида сварки требует более точной и качественной механической обработки сварочных кромок. В частности, [2] устанавливает максимально допустимые отклонения от плоскости и перпендикулярности сварочных кромок в 0,15 мм.

На практике такие точности труднодостижимы ввиду несовершенства процессов мехобработки, изложенных в [3]. Описанные там же пути ее совершенствования труднодостижимы в краткосрочной перспективе или при массовом производстве.

Анализ дефектов мехобработки показал, что основным отступлением при обработке сварочных кромок сварных элементов является провал отверстия под сварной элемент в обечайке. Основным дефектом кромок при сварке обечаек между собой являются отклонения по плоскостности сварочных кромок. Основным дефектом сварки при подобных отступлениях – недопустимое занижение сварного шва, вызван недостатком металла в зоне сварки.

Смысл ремонта заключается во внесении в зону сварки необходимого металла, поэтому для исправления таких дефектов обычно применяют специально изготовленную с учетом допущенных ранее отступлений ответную часть (сварной большего диаметра) или выполняют сварное соединение «как есть», в дальнейшем выполняя местный ремонт полученных сварочных дефектов аргоно-дуговой сваркой в среде защитных газов, имеющей большую ширину сварного шва.

Дополнительно, было установлено, что подавляющая часть подобных дефектов не выходит за границы сварного шва, т. е. они расположены в пределах  $0,5 \div 1$  мм, что позволило усовершенствовать применявшийся ранее метод.

Вместо изготовления специального сварного элемента применяется обычный сварной элемент и кольцо – прокладка, имеющая посадочные диаметры, соответствующие [2], и толщину, равную толщине сварочных кромок. При толщине кольца порядка 0,5 мм два соединения: обечайка – кольцо и кольцо – сварной возможно выполнить за один проход на тех же режимах сварки, получая при этом качество сварного соединения не хуже установленного. Основное пре-

имущество данного метода – выигрыш по времени ремонта и сокращения трудоёмкости изготовления спецдетали.

Ремонт же отступлений по геометрической форме кромок выполняется в два прохода. Первый проход – в соответствии с установленной технологией сварки, второй, ремонтный – также электронно-лучевой сваркой со смещением порядка 1 мм от центра шва в сторону детали, выполненной с отступлением на тех же режимах сварки.

Качество подобных соединений, как правило, ниже выполненных без отступлений по мехобработке сварочных кромок, однако соответствуют допускаемым отклонениям при ремонте. Преимущество подобного ремонта – в значительно меньшей ширине сварного шва, чем при ремонте аргоно-дуговой сваркой, и в отсутствии свойственных ей дефектов.

Предложенные способы ремонта успешно опробованы на практике и предлагаются к использованию при появлении аналогичных отступлений.

#### Библиографические ссылки

1. Технология машиностроения. В 2 т. Т. 1. Основы технологии машиностроения / В. М. Бурцев, А. С. Васильев, А. М. Дальский и др. ; под ред. А. М. Дальского. М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 1997. 564 с.
2. ОСТ 92-1151–81. Сварка электронно-лучевая из металлов и сплавов. Технические требования.
3. Технология производства ракетных двигателей твердого топлива : учеб. пособие / В. А. Калинин, Д. А. Ягодников. М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2011. 687 с.

#### References

1. Tehnologija mashinostroenija : v 2 t. T. 1. Osnovy tehnologii mashinostroenija / V. M. Burcev, A. S. Vasil'ev, A. M. Dal'skij i dr. ; pod red. A. M. Dal'skogo. M. : Izdatel'stvo MGTU im. N. Je. Baumana, 1997. 564 s.
2. OST 92-1151–81. Svarka jelektronno-luchevaja iz metallov i splavov. Tehnicheskie trebovanija.
3. Tehnologija proizvodstva raketnyh dvigatelej tvjrdogo topliva: uchebnoe posobie / V. A. Kalinchev, D. A. Jagodnikov. M. : Izdatel'stvo MGTU im. N. Je. Baumana, 2011. 687 s.

© Евтушенко Б. А., 2013

УДК 338.246

## КОМПОЗИЦИЯ СВЕТООПТИЧЕСКИХ СХЕМ ИМИТАТОРОВ СОЛНЕЧНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ НА ОСНОВЕ УНИФИЦИРОВАННЫХ ЛАМПОВЫХ МОДУЛЕЙ

С. А. Крам<sup>1</sup>, А. А. Филатов<sup>2</sup>, М. С. Шляхтин<sup>2</sup>, В. В. Христин<sup>1</sup>

<sup>1</sup>ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»  
Россия, 662972, ЗАТО Железногорск, ул. Ленина, 52. E-mail: kratsv@iss-reshetnev.ru

<sup>2</sup>ООО «Конструкторское бюро прикладной оптики»  
Россия, 199034, Санкт-Петербург, 17-я линия Васильевского острова, 3. E-mail: anthonyfilatov@gmail.com

*Рассматривается способ композиции светооптических схем на основе унифицированных ламповых модулей. На основе анализа уже существующих имитаторов солнечного излучения, требующих модернизации, а также новых перспективных имитаторов показано, что практически для всех случаев достаточно двух унифицированных типов ламповых модулей мощностью 3–5 кВт и 25 кВт. Ламповые модули 3–5 кВт востребованы главным образом для модернизации имитаторов, находящихся в эксплуатации с 1970-х годов, а также новых имитаторов с небольшими размерами пятен порядка нескольких квадратных метров. Ламповые модули 25 кВт являются незаменимой элементной базой для создания крупногабаритных имитаторов с размерами пятен в десятки квадратных метров с высокой объемной равномерностью светового потока. Предлагаемый способ композиции светооптических схем существенно удешевляет как модернизацию существующих имитаторов, так и создание новых.*

*Ключевые слова:* имитатор солнечного излучения, ксеноновая лампа, светооптическая схема.

## COMPOSITION OF SOLAR SIMULATOR LIGHT-OPTICAL DESIGNS BASED ON UNIFIED LAMP MODULES

S. A. Krat<sup>1</sup>, A. A. Filatov<sup>2</sup>, M. S. Shlyakhtin<sup>2</sup>, V. V. Hristich<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Information Satellite Systems named after acad. M. F. Reshetnev  
Russia, 662972, Zheleznogorsk, Lenina str. 52 E-mail:kratsv@iss-reshetnev.ru

<sup>2</sup>Applied Optics Design Bureau  
3, 17th line Vasilevsky Island, Saint-Petersburg, 199034, Russia. E-mail: anthonyfilatov@gmail.com

*An approach how to compose light-optical design of solar simulators based on unified lamp modules is presented. Analysis of solar simulators which exist already and need to be modernized as well as new solar simulators shows that two kinds of lamp modules, 5 kW and 25 kW, are quite enough for all the purposes. 5kW lamp modules are most in demand for modernization of the simulators which have been used since 1970's and for the new ones that have middle-sized light spot of several square meters in area. 25 kW lamp modules are the best to design new large-scale solar simulators with light spot of several tens square meters. The presented approach of light-optical design composition makes the modernization of already existing simulators as well as the constructing the new ones cheaper, faster and more effective due to deep unification of lamp modules.*

*Keywords:* solar simulator, xenon lamp, light-optical design.

Задача дальнейшего развития экспериментальной базы для проведения тепловакуумных испытаний космических аппаратов включает в себя как модернизацию уже существующих установок, так и создание новых. Очевидно, что при модернизации существующих установок критерием оптимальности является минимальный объем переделок оригинальной конструкции, обеспечивающий технические характеристики имитатора, устанавливаемые программами испытаний изделий. При создании новых крупногабаритных имитаторов (с площадью пятна в несколько десятков квадратных метров) следует ориентироваться на универсальность их применения, которая может быть достигнута при удовлетворении следующих требований: площадь пятна 25–40 м<sup>2</sup>; плотность мощности до 2 солнечных постоянных в указанном пятне и до 10 солнечных постоянных в пятне меньшего размера; высокая объемная неоднородность светового потока, позволяющая поворачивать изделие в ходе

ТВИ для имитации различных условий полета. Кроме того, учитывая растущий объем коммерческих космических аппаратов, для обеспечения их наземной отработки актуальной является разработка дешевых имитаторов солнечного излучения с размерами пятен в несколько квадратных метров.

Все перечисленные задачи частично могут быть решены за счет унификации элементной базы, позволяющей не разрабатывать каждый новый имитатор «с нуля», а строить его из унифицированных модулей, как из «кубиков». Основным элементом осветительной системы имитатора солнца является ламповый модуль, объединяющий в себе ксеноновую лампу, блок поджига, рефлектор, юстировочное устройство и систему охлаждения лампы. За счет унификации этого модуля можно существенно сократить денежные и временные затраты как на реконструкцию уже существующих имитаторов, так и на создание новых.

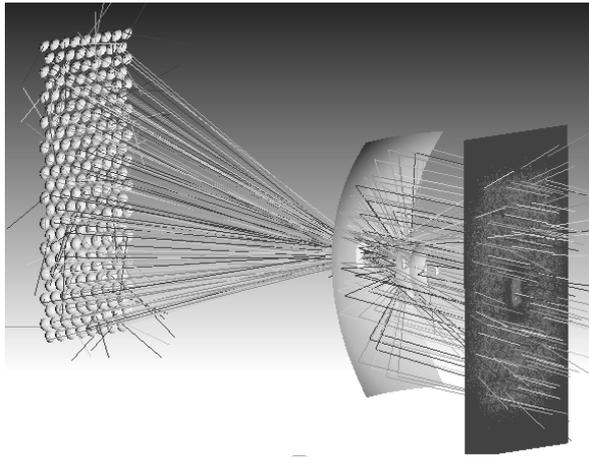


Рис. 1. Расчетная модель светооптической схемы ИС-500 со 195 светильниками СКЛ-6

Имитаторы солнечного излучения, введенные в эксплуатацию в 60–70 годах в СССР, обычно строились по проекционной схеме, когда световое поле заполнялось перекрывающимися световыми пятнами отдельных светильников светового щита (рис. 1). Такой подход обеспечивал приемлемую равномерность плотности мощности в пятне и при этом обладал огромным преимуществом, заключающимся в возможности получения светового пятна с размерами, минимально необходимыми для испытания конкретного изделия. По такой схеме построены имитаторы ИС-500, установленные в НИЦ РКП, г. Пересвет и в НПО Машиностроения, г. Реутов. Другой имитатор, построенный в СССР, был построен для эксплуатации в составе стенда тепловакуумных испытаний ТБК-120 в ОАО ИСС им. акад. М. Ф. Решетнева, изначально работал с двумя лампами мощностью 55 кВт, однако в 2009 г. был модернизирован под работу с лампами 8–10 кВт из-за того, что лампы 55 кВт были сняты с производства [1]. При выборе ламп источников излучения для создания унифицированных модулей следует учитывать доступность ксеноновых ламп различной мощности. Дело в том, что в диапазоне мощностей 5–10 кВт доступность ламп сильно зависит от их востребованности. Основным потребителем ламп такой мощности является рынок кинопроекционной аппаратуры [2]. В связи с массовым переходом от аналоговой кинопроекции к цифровой лампы 10 кВт уже сняты с производства и доступны только в случае ограниченных заказов по очень высокой цене. Такая же судьба ожидает лампы 8 кВт. По этой причине для создания унифицированного лампового блока средней мощности следует ориентироваться на лампы мощностью 3–5 кВт. Эти лампы применяются в наиболее ходовых кинопроекторах и останутся доступными до тех пор, пока лазерные источники не вытеснят лампы из проекторов, т. е. еще лет 10. Унифицированный ламповый модуль 3–5 кВт решает вопрос сравнительно недорогой и быстрой модернизации уже существующих имитаторов ИС-500 и ИС-60, поскольку они изначально проектировались под лампы 5 кВт с единственным различием в том, что старые лампы имели водяное охлаждение электродов, в то время как современные лампы требуют лишь воздушного охла-

ждения. Также данный модуль удобен для создания новых имитаторов с пятном в несколько квадратных метров. Так например, для создания пятна 5 м<sup>2</sup> с одной солнечной постоянно требуется световой поток мощностью 7 кВт. С учетом КПД имитатора около 20 % суммарная мощность осветительной системы составит 25 кВт, т. е. осветительная система может быть составлена из 5 модулей по 5 кВт.

При создании крупногабаритных имитаторов солнечного излучения с пятнами в несколько десятков квадратных метров обычно требуется высокая степень объемной однородности светового потока. Ее можно обеспечить в схеме с внеосевым зеркалом и одним входным блоком (рис. 2). При этом достаточную энергетику уже могут обеспечить более мощные лампы 25–30 кВт. Например, требуется получить пятно диаметром 6 м с двумя солнечными постоянными. Требуемый световой поток равен примерно 80 кВт. При КПД имитатора 20 % мощность осветительной системы составит 400 кВт. При использовании 25 кВт ламповых модулей их общее количество составит 16 шт., вполне допускающее один оптический ввод в объем вакуумной установки. Использование же 80 ламповых модулей по 5 кВт исключает возможность одного ввода и потребует по крайней мере четырех вводов, при использовании которых объемная однородность будет хуже. Возвращаясь к вопросу доступности ламп, следует отметить, что семейство ламп с мощностями 15, 25 и 30 кВт востребовано исключительно в области тепловакуумных испытаний космической техники. По этой причине данным лампам не грозит снятие с производства, поскольку спрос на них не определяется конъюнктурой рынка киноиндустрии. Лампы серийно выпускаются компанией USHIO.

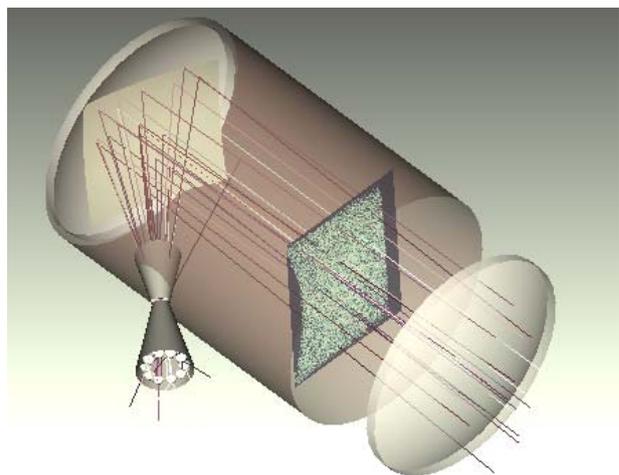


Рис. 2. Расчетная модель перспективного имитатора солнечного излучения с пятном 25 м<sup>2</sup>

Таким образом, два типа ламповых модулей эффективно решают вопросы модернизации существующих имитаторов Солнца, создания недорогих новых массовых имитаторов небольшого размера и создания крупногабаритных комплексов с уникальными светотехническими характеристиками.

## Библиографические ссылки

1. Вшивков А. Ю., Крат С. А., Халиманович В. И., Христин В. В., Филатов А. А., Кравченко С. В., Нестеров С. Б., Романко В. А. Тепловакуумные испытания современных космических аппаратов. СПб. : Вакуумная техника и технология. Т. 21. № 3. 2011. С. 171–177.
2. Крат С. А., Филатов А. А., Христин В. В. Схема суммирования световых потоков от набора газоразрядных ламп для имитатора солнечного излучения // Оптический журнал. Т. 78 (2011). С. 66–72.

## References

1. Vshivkov Yu., Krat S. A., Halimanovich V. I., Hristich V. V., Filatov A. A., Kravchenko S. V., Nesterov S. B., Romanko V. A.. Thermovacuum tests of state-of-the-art space crafts, Vacuum Tech. T. 21, 2011, p. 171–175.
2. Krat S. A., Filatov A. A., Hristich V. V. // J. Opt. Tech., Scheme of summation of the light beams from discharge lamps for solar simulator, T.78. 2011, p. 66–72.

© Крат С. А., Филатов А. А.,  
Шляхтин М. С., Христин В. В., 2013

УДК 681.533.56

## ДИНАМИЧЕСКИЕ ИСПЫТАНИЯ ДРЕНАЖНО-ПРЕДОХРАНИТЕЛЬНОГО КЛАПАНА

*Д. А. Крысина, Г. М. Макарьянц, М. В. Макарьянц, А. Б. Прокофьев*

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королева  
(национальный исследовательский университет)  
Россия, 443086, г. Самара, Московское шоссе, 34. E-mail: KrysinaDasha91@mail.ru

*Рассматриваются вопросы экспериментального определения динамических характеристик дренажно-предохранительного клапана (ДПК), представляющего собой пневморегулятор непрямого действия.*

*Ключевые слова: регулятор давления газа, дренажно-предохранительный клапан, автоколебания, спектрограмма, триангуляционный датчик перемещения, пьезорезистивный датчик давления.*

## DYNAMIC TESTS OF DRAINING SAFETY VALVE

*D. A. Krysina, G. M. Makaryants, M. V. Makaryants, A. B. Prokofiev*

Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolev  
(National Research University)  
34, Moskovskoe shosse, Samara, 443086, Russia. E-mail: KrysinaDasha91@mail.ru

*This article deals with the problem of draining safety valve's dynamics experimental investigation. This valve is a pilot operated pneumatic regulator.*

*Keywords: gas pressure regulator, draining safety valve, self-excited oscillation, spectrogram, triangulation displacement sensor, piezoresistive pressure sensor.*

Испытания партии дренажно-предохранительных клапанов (ДПК) выявили существенный недостаток части агрегатов, который проявился в повышенном шуме при срабатывании [1; 2; 3]. Это вызвало необходимость проведения экспериментальных исследований, направленных на определение величин колебаний элементов ДПК и динамики изменения регулируемых параметров системы наддува испытательной ёмкости.

Агрегат (рис. 1) предназначен для поддержания давления газовой подушки в баке с компонентом топлива.

Поддержание давления в испытательной ёмкости, имитирующей газовую подушку бака с компонентом топлива, происходит следующим образом. При давлении меньше давления настройки тарель 3 основного клапана Б (рис. 1) прижата к седлу 1 силой пружины 5 и давления в газовой пружине 6 основного клапана. Сильфон газовой пружины 6 наддувается баковым

давлением, проникающем через дроссель 4. При увеличении давления в испытательной ёмкости А выше настроечного сильфон 11 пилотного клапана Е сжимается, и шток-толкатель 9 перемещает тарель 11 от седла 7. Давление в газовой пружине 6 основного клапана падает, и запорный элемент открывается, стравливая давление из испытательной ёмкости.

Испытания проводились на стенде, условная пневмосхема которого показана на рис. 2.

В ходе проверки работоспособности партии клапанов были выявлены недостатки их функционирования.

Проведённые экспериментальные исследования позволили определить величины колебаний элементов ДПК и динамику изменения регулируемых параметров системы наддува испытательной ёмкости. Сделаны следующие выводы.

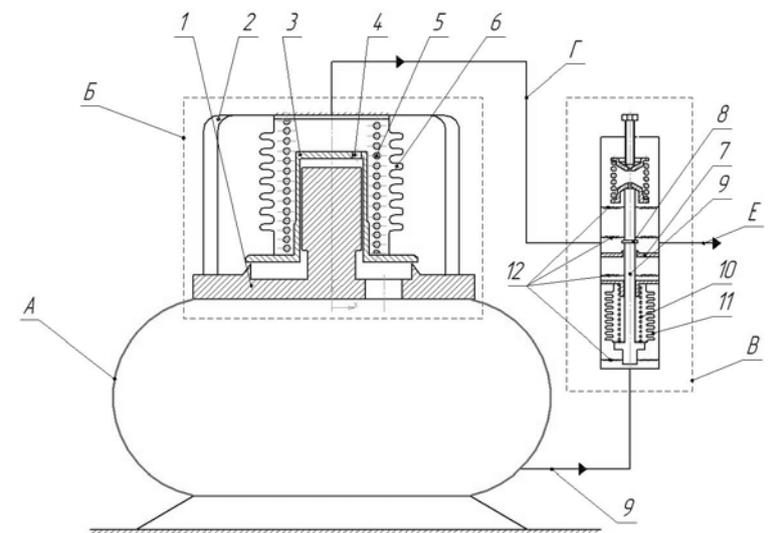


Рис. 1. Эскиз дренажно-предохранительного клапана:

А – испытательная емкость; Б – основной клапан; В – пилотный клапан; Г – трубопровод сброса давления из сиффона основного клапана; Д – трубопровод подвода давления к сиффону пилотного клапана; Е – трубопровод сброса давления из сиффона основного клапана в атмосферу; 1 – седло основного клапана с направляющим штоком; 2 – корпус ДПК; 3 – тарель основного клапана; 4 – дроссель; 5 – пружина основного клапана; 6 – сиффон газовой пружины основного клапана; 7 – седло пилотного клапана; 8 – тарель пилотного клапана; 9 – шток-толкатель пилотного клапана; 10 – пружина пилотного клапана; 11 – сиффон пилотного клапана; 12 – разрезные пружины-опоры штока-толкателя и тарели пилотного клапана; 13 – настроечная пружина пилотного клапана; 14 – регулировочный винт пилотного клапана

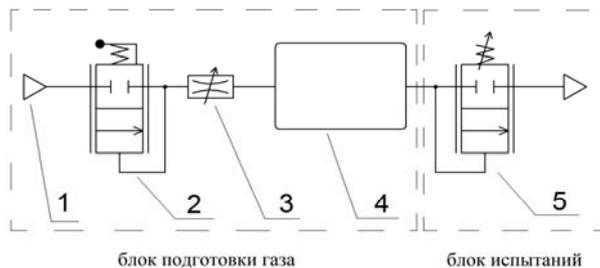


Рис. 2. Принципиальная пневмосхема испытательной установки:  
1 – компрессор; 2 – редуктор давления газа; 3 – расходная шайба;  
4 – наддуваемый бак; 5 – исследуемый регулятор

– При работе клапана наблюдаются низкочастотные колебания, напоминающие «хлопки» с периодичностью от 2 до 5 Гц, при этом виброперемещение тарели составляет 0,7...1,0 мм, амплитуда пульсаций в баке составляет 0,04...0,08 кг/см<sup>2</sup>.

– Автоколебания возникают при малых расходах газа в ёмкость, соответствующих высоте подъёма тарели до 5 мм при увеличении подачи давления в ёмкость и 2 мм при уменьшении подачи.

– При возникновении автоколебаний наблюдается тональный шум, напоминающий гул с частотой основного тона 110 Гц, при этом виброперемещение тарели составляет 1...2,5 мм, амплитуда пульсаций в баке составляет 0,08...0,12 кг/см<sup>2</sup>, что больше допуска на поддерживаемое давление в баке.

Полученные параметры автоколебаний ДПК планируется использовать для анализа причин его неустойчивой работы.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации в рамках программы «Формирование государственных заданий высшим учебным заведениям на

2013 год и на плановый период 2014 и 2015 годов в части проведения научно-исследовательских работ», регистрационные номера 7.3206.2011, 7.8660.2013.

#### Библиографические ссылки

1. Макарьянц Г. М., Свербилов В. Я., Макарьянц М. В., Батракова О. В. Расчет подъёмной силы газового потока в плоском предохранительном клапане с использованием численных методов // Известия СНЦ РАН. Самара, 2010. Т. 12. № 4. С. 247–251.
2. Макарьянц Г. М., Свербилов В. Я., Макарьянц М. В., Стадник Д. М. Аналитическая модель автоколебаний плоского предохранительного клапана // Известия СНЦ РАН. Самара, 2010. Т. 12. № 4. С. 252–256.
3. Журавлёв О. А., Комаров С. Ю., Макарьянц Г. М., Сергеев Р. Н., Харчикова Ю. В. Исследование резонансных колебаний рабочей пластины в экспериментальной модели пневмоклапана // Вестник Самар. гос. аэрокосмич. ун-та им. С. П. Королева (национального исследовательского университета). 2011. № 3 (27). Ч. 3. С. 363–369.

## References

1. Makar'janc G. M., Sverbilov V. Ja., Makar'janc M. V., Batrakova O. V. Raschjot pod#jomnoj sily gazovogo potoka v ploskom predohranitel'nom klapane s ispol'zovaniem chislennyh metodov // Izvestija SNC RAN. Samara, 2010. T. 12. № 4. S. 247–251.
2. Makar'janc G. M., Sverbilov V. Ja., Makar'janc M. V., Stadnik D. M. Analiticheskaja model' avtokolebanij ploskogo predohranitel'nogo klapano // Izvestija SNC RAN. Samara, 2010. T. 12. № 4. S. 252–256.

3. Zhuravl'jov O. A., Komarov S. Ju., Makar'janc G. M., Sergeev R. N., Harchikova Ju. V. Issledovanie rezonansnyh kolebanij rabochej plastiny v jeksperimental'noj modeli pnevmoklapana // Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo ajerokosmicheskogo universiteta imeni S. P. Korol'jova (nacional'nogo issledovatel'skogo universiteta), 2011. № 3 (27). Chast' 3. S. 363–369.

© Крысина Д. А., Макарьянц Г. М., Макарьянц М. В., Прокофьев А. Б., 2013

УДК 629.78.051.017.1

## МЕТОДЫ АНАЛИЗА СОПРОВОДИТЕЛЬНОЙ ДОКУМЕНТАЦИИ ПРИ СЕРТИФИКАЦИИ ЭЛЕКТРОРАДИОИЗДЕЛИЙ ИНОСТРАННОГО ПРОИЗВОДСТВА

*Р. А. Матюшев, В. Е. Патраев*

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»  
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52

*Проведен анализ зарубежной документации в части требования к сопроводительной документации, поставляемой с ЭРИ ИП.*

*Ключевые слова: электрорадиоизделия иностранного производства, надежность.*

## ISSUES OF CERTIFICATION OF EEE-PARTS

*R. A. Matyushev, V. Y. Patraev*

JSC “Information Satellite Systems” named after academician M. F. Reshetnev”  
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia

*Foreign documentation of EEE-parts according to the requirements to the accompanying documents is analysed.*

*Keywords: EEE-parts, reliability.*

В области сертификации электрорадиоизделий иностранного производства (ЭРИ ИП) имеет место проблемный вопрос разработки единых требований к полному пакету сопроводительной документации. Для решения данной проблемы рассмотрим зарубежный стандарт AS 5553 (Aerospace Standard 5553) – Контрафактные электронные компоненты: избежание, выявление, минимизация последствий и контроль. В стандарте существуют несколько разделов, представленных в качестве руководства. Один из таких разделов – «Общие контрактные требования»:

1. «Прослеживаемость цепи поставки продукции» ... «продавец должен быть способен предоставить полную прослеживаемость цепи поставки для приобретаемых компонентов, включая наименования и адреса предыдущих источников...»

2. «Испытания и инспекции – продавец должен быть уведомлен Заказчиком обо всех испытаниях и инспекциях, которые необходимо провести для удостоверения подлинности продукта, включая разработку критериев приемки/отказа и квалификации испытывающего/инспектирующего персонала. Испытательные площадки утверждаются заказчиком и согласуются с продавцом».

3. «Требуемая документация – продавец должен быть обеспечен четкими и определенными инструкциями относительно поставляемой документации. Требования к документации, включая сертификаты соответствия и данные по испытаниям/инспекция, должны быть включены в контрактные положения и условия».

Рассмотрим возможность практического использования вышеуказанного. В настоящее время достаточно известны такие документы, как MIL-PRF-38535, MIL-PRF-38534, MIL-PRF-19500, EEE-INST-002, и соответствующие им методы испытаний MIL-STD-883, MIL-STD-750, в европейской системе стандарт ECSS-Q-ST-60C Rev1, спецификации ECSS 9000, ECSS 5000 и т. д. [1–10]. В основном ценность этих стандартов для российского потребителя – это различия в объемах отбраковочных (screening) и квалификационных испытаний, различия в объемах испытаний для различных уровней квалификации, описание перечней предпочтительных комплектующих, срок действия тех или иных отчетов по испытаниям, обозначения ЭРИ и т. д. Основные аспекты вышеуказанных стандартов необходимо излагать в однозначной форме и передавать поставщикам, занимающимся закупками ЭРИ.

При решении вышеуказанных вопросов возникает проблема проверки сопроводительной документации с точки зрения легитимности. Ниже приведены выдержки из стандарта AS5553, касающиеся этой проблемы:

«Все сертификаты соответствия и другая документация должны быть тщательно проверены на подлинность и применимость по отношению к поставленному материалу, включая, но не ограничиваясь следующим:

1. «Коды даты и/или партии на упаковке не соответствуют кодам дат и/или партии на компонентах или Уведомлению о прекращении производства продукции...»

2. «Отсутствует маркировка или логотип производителя или они не совпадают с логотипом на веб-сайте или на предыдущих поставках».

3. «Документация написана на плохом английском, ошибки в словах, модификации или изменения в документации».

4. «Штрихкод не совпадает с текстовыми данными по компоненту».

«Упаковочные материалы не соответствуют описанию в перечне технических характеристик или существует иной признак того, что компоненты могут быть не новыми и не подлинными».

Как известно, производители или поставщики, включая дистрибьюторов, которые предлагают квалифицированные микросхемы, должны поставлять Сертификат соответствия, подписанный должностным лицом компании, несущим ответственность за производство квалифицированных микросхем.

Исходя из вышесказанного, требование должно быть однозначным: документы за подписью менеджеров по продажам, дилеров, иных лиц, не являющихся органом, контролирующим процесс изготовления ЭРИ, не могут учитываться при сертификации.

Выполнение вышесказанного позволит отделам, занимающимся материально-техническим обеспечением, обоснованно требовать от поставщиков конкретные отчеты по испытаниям ЭРИ ИП в соответствии со спецификациями фирм-изготовителей, а также исключить закупку нелегитимной сопроводительной документации.

Решение вопроса разработки единых требований к полному пакету сопроводительной документации позволит обеспечить качество партий ЭРИ ИП и, следовательно, обеспечить надежность БА КА длительного функционирования.

### References

1. AS5553. Fraudulent/Counterfeit Electronic Parts; Avoidance, Detection, Mitigation, and Disposition.
2. MIL-PRF-38535. Performance specification. Integration circuits (microcircuits) manufacturing, general specification for.
3. MIL-PRF-38534. Performance specification. Hybrid circuits (microcircuits) manufacturing, general specification for.
4. MIL-PRF-19500. Performance specification. Semiconductor devices, general specification for.
5. EEE-INST-002. Instruction for EEE Parts Selection, Screening, Qualification, and Derating.
6. MIL-STD-883. Test method standard microcircuits.
7. MIL-STD-750. Test method semiconductor devices.
8. ECSS-Q-ST-60C. Space product assurance. Electrical, electronic and electromechanical components.
9. ESA/SCC Generic Specification N<sub>0</sub> 9000.
10. ESA/SCC Generic Specification N<sub>0</sub> 5000.

© Матюшев Р. А., Патраев В. Е., 2013

УДК 621.327

## УВЕЛИЧЕНИЕ РЕСУРСА МОЩНЫХ ВОДООХЛАЖДАЕМЫХ КСЕНОНОВЫХ ЛАМП ДЛЯ КРУПНОГАБАРИТНЫХ ИМИТАТОРОВ СОЛНЕЧНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ ДЛЯ ТЕРМОВАКУУМНЫХ ИСПЫТАНИЙ

*Х. Мацубара, И. Нагорский, К. Фуджина*

Ушио Юроп БиВи

Breguetlaan 16, 1438BC Oude Meer, the Netherlands. E-mail: igor.nagorski@ushio-europe.nl

*Рассматривается история разработки фирмой Ушио мощных (до 30 кВт) ксеноновых источников света и источников питания к ним для задач термовакуумных испытаний космической техники, а также используемые методы для решения задачи увеличения непрерывного срока службы этих источников.*

*Ключевые слова: имитатор солнечного излучения, ксеноновая лампа, термовакуумные испытания.*

## LIFETIME EXTENSION OF HIGH-POWER WATERCOOLED XENON LAMP FOR LARGE-SCALE SOLAR SIMULATORS USED IN THERMOVACUUM TESTS

*H. Matsubara, I. Nagorski, K. Fujina*

USHIO Europe BV

Breguetlaan 16, 1438BC Oude Meer, the Netherlands. E-mail: igor.nagorski@ushio-europe.nl

*The history of high power (up to 30 kW) xenon light source and power supply development by Ushio Inc. as well as the methods to increase lifetime of the said equipment are presented. The intended application is the thermal vacuum testing of spacecraft equipment.*

*Keywords: solar simulator, xenon lamp, thermal vacuum testing.*

История разработки фирмой Ушио (Ushio Inc.) мощных водоохлаждаемых ксеноновых ламп для крупногабаритных имитаторов солнечного излучения для термовакуумных испытаний и источников питания восходит к 1965 г., когда компания получила заказ на специальные источники света от Японского Космического Агентства (JAXA) для имитатора солнца в Канагава, Япония. С тех пор Ушио выступает постоянным партнером как Японского Космического Агентства, так и Американского (NASA) и Европейского космического агентств (ESA) по данной технике. Среди достижений компании за это время следует отметить участие в разработке двух больших термовакуумных имитаторов для испытательного центра JAXA в Цукуба (Tsukuba), Япония в 1975 и 1990 гг. и большого термовакуумного имитатора для испытательного центра ESA в Ноордвайке (Noordwijk), Нидерланды. Начиная с 1982 г. Ушио унифицирует линейку мощных водоохлаждаемых ксеноновых источников света, создавая тем фактом индустриальный стандарт.

Начиная с 2009 г. Ушио работает над задачей повышения срока службы источников света с 400 до 600 часов. Эта задача вызвана индустриальными потребностями непрерывного долгосрочного тестирования

оборудования (в т. ч. космической техники). Повышение срока службы источников света достигается как за счет дальнейшего улучшения конструкции самого источника света, так и доработкой источника питания.

Одним из основных факторов, влияющих на срок службы ксенонового источника света, является стабильность процесса термоионной эмиссии между катодом и анодом. Поэтому в качестве основного метода увеличения срока службы источника света был выбран метод контроля температурного профиля кончика катода для поддержания стабильной термоионной эмиссии.

В отношении источника питания основными факторами, негативно влияющими на срок службы источника света, являются: 1) высокий пусковой ток; 2) нестабильность рабочего тока; 3) недостаточная скорость реакции. Ушио решает эти проблемы посредством перехода с тиристорной схемы источника питания на схему с переключающимися регуляторами.

Таким образом, Ушио успешно вносит свой вклад в задачу термовакуумных испытаний и является ведущей индустриальной компанией в данном сегменте рынка.

© Мацубара Х., Нагорский И., Фуджина К., 2013

УДК 629.78.054:621.396.018

## ПРИМЕНЕНИЕ ПЛИС ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ ЛОГИКИ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ БОРТОВОЙ РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

*Д. А. Недорезов<sup>1</sup>, А. В. Пичкалев<sup>1</sup>, О. В. Непомнящий<sup>2</sup>*

<sup>1</sup>ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»  
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52. E-mail: nd@iss-reshetnev.ru

<sup>2</sup>Сибирский федеральный университет  
Россия, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79. E-mail: 2955005@gmail.com

*Описано применение способа отработки и испытаний радиоэлектронной аппаратуры, основанного на эмуляции логики функционирования объекта испытаний в программируемых логических интегральных схемах.*

*Ключевые слова: отработка, испытания, радиоэлектронная аппаратура, моделирование, эмуляция, ПЛИС, наземный отладочный комплекс.*

## APPLICATION FPGA FOR MODELLING OF LOGIC OF FUNCTIONING OF ONBOARD RADIO-ELECTRONIC EQUIPMENT OF SPACE VEHICLES

*D. A. Nedorezov<sup>1</sup>, A. V. Pichkalev<sup>1</sup>, O. V. Nepomnjashhij<sup>2</sup>*

<sup>1</sup>JSC "Information Satellite Systems" named after academician M. F. Reshetnev"  
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia. E-mail: nd@iss-reshetnev.ru

<sup>2</sup>Siberian Federal University  
79, Svobodny prosp., Krasnoyarsk, 660041, Russia. E-mail: 2955005@gmail.com

*Application of a way of working off and tests of the radio-electronic equipment, based on emulation of logic of functioning of object of tests in Field-programmable gate arrays is described.*

*Keywords: debug, test, radio-electronic equipment, modeling, emulation, FPGA, terrestrial debugging complex.*

В условиях сложившейся в отечественной космической промышленности ситуации крайне актуальным становится вопрос обеспечения надежности. Для предотвращения и парирования нештатных ситуаций и отказов в ходе эксплуатации космических аппаратов (КА) необходимо особое внимание и ресурсы уделять наземной отработке и испытаниям, в первую очередь – в области космического приборостроения. В то же время все более жесткие требования предъявляются к срокам выпуска готовой продукции, ввиду чего особенно острой становится проблема скорейшего получения бортовой аппаратуры (БА) и ее лабораторных прототипов для отработки и испытаний ввиду большого объема работ, проводимых разными подразделениями разработчиков. Средством преодоления данных проблем является моделирование объектов отработки и их частей.

Современные методы моделирования радиоэлектронной аппаратуры (РЭА) можно условно разделить на программные, аппаратные и аппаратно-программные.

Программные методы дают широкие возможности для математического моделирования самых разнообразных процессов. Но надежность такого моделирования определяется точностью алгоритмов используемых моделей, которые можно проверить только путем длительной эксплуатации и сравнения с функционированием реальной аппаратуры. Процесс мало того что длительный, так еще и не слишком предсказуемый. Усугубляется это еще и тем, что операционные системы, которые обеспечивают работу программных сред моделирования, как правило, не поддерживают так называемое «реальное время» в составе отработочного комплекса, добавляя «нюансы» собственного функционирования в «особенности» его работы.

Аппаратные средства, способные реализовать любые, самые экзотические запросы потребителей, не имея переменной составляющей, не предоставляют необходимой гибкости при конфигурировании. Особенно это сказывается при обнаружении, так сказать, «незадокументированных возможностей» отработываемой РЭА, когда срочно требуется поменять условия экспериментальной отработки и изменить условия моделирования.

Наибольшее распространение получили аппаратно-программные средства. Причем среди всех методов моделирования наметилась тенденция на создание многофункциональных сред, позволяющих максимально охватывать процессы отработки и испытаний РЭА. Это обусловлено потребностью в максимальной совместимости составных частей испытаний, что минимизирует трудозатраты и ускоряет отработку.

Также современная отработочная система должна включать хорошо развитое средство формализации логики – максимально дружественный испытателю интерфейс управления как программной части испытательного оборудования, так и аппаратной части, которая, в свою очередь, должна быть как можно более гибкой и функциональной.

Всем вышеперечисленным условиям отвечает разработанная в ОАО «ИСС» технология, применяемая

в наземном отладочном комплексе программного обеспечения (ПО) радиоэлектронной аппаратуры (НОК РЭА) [1], которая включает моделирование объектов отработки и испытаний. В основе технологии моделирования лежит обеспечение функционирования ПО в реальном процессорном модуле РЭА с имитацией для него реальных условий эксплуатации в составе КА. Это достигается эмуляцией обмена в реальном времени по каналам ввода-вывода, через которые объект испытаний соединен с окружающей средой.

Специальная аппаратура наземного отладочного комплекса имитирует процесс штатной эксплуатации [2]. В ее состав входят модули цифрового ввода-вывода, цифро-аналоговые преобразователи, аналогово-цифровые преобразователи, специализированные интерфейсные контроллеры, устройства коммутации сигнала, осциллографы, СВЧ-генераторы и т. д. Причем все это оборудование изготовлено с учетом международных магистрально-модульных стандартов PCI или CompactPCI/PXI и выпускается серийно, что исключает проблемы совместимости. Высокоскоростные каналы, которые невозможно эмулировать программно, реализуются в специализированных устройствах, содержащих в своем составе программируемые логические интегральные схемы (ПЛИС).

Данные устройства управляются промышленным или персональным компьютером, на котором реализована автоматизированная система обработки информации и управления (АСОИУ). АСОИУ комплекса удобно реализуется в среде графической разработки ПО National Instruments LabVIEW. В данной среде можно выполнять одновременно как программирование испытательного комплекса в целом, так и проектирование структуры ПЛИС на аппаратном уровне [3; 4].

Поскольку конфигурирование ПЛИС осуществляется при помощи формализованных языков описания аппаратуры, т. е. фактически на языках программирования, следовательно, появляется возможность применения в процессе отработки и испытаний РЭА технологий, традиционно применяемых для тестирования ПО. Например, технологий мутационного или регрессионного тестирования, что открывает широкие возможности для обогащения инструментария отладки.

Подобные задачи разрешимы и с применением других аппаратно-программных средств, имитирующих логику функционирования разрабатываемой аппаратуры. Например, можно применить микроконтроллеры, также функционирующие на аппаратных скоростях. Но микроконтроллеры все же обладают меньшей гибкостью и не в состоянии изменять структуру, как ПЛИС. Микроконтроллеры содержат неконфигурируемые аппаратные составляющие, которые могут стать избыточными при испытаниях, в то же время может не хватить нужных элементов. В ПЛИС же возможно реализовать только те устройства, которые необходимы для стоящих задач (счетчики, компараторы, сумматоры, триггеры, таймеры, процессоры и т. п.).

Технология НОК РЭА является современным решением, позволяющим проводить качественные испытания и отработку бортовой РЭА для КА. Технология применена на практике при создании испытатель-

ных комплексов для аппаратуры бортовых комплексов управления всех современных спутников ОАО «ИСС».

рации программы для ЭВМ № 2013617243 от 06.08.2013.

### 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. С. 515–516.
2. Красненко С. С., Недорезов Д. А., Кашкин В. Б., Пичкалев А. В. Магистрально-модульная система для отработки бортовой радиоэлектронной аппаратуры // Вестник СибГАУ. 2013. № 2 (48). С. 133–136.
3. Недорезов Д. А., Пичкалев А. В. Автоматизированная проверка работоспособности модуля релейной коммутации сигнала с регистром изолированного цифрового ввода PCI-7256 : Свидетельство о регистрации программы для ЭВМ № 2012660356 от 16.11.2012.
4. Недорезов Д. А., Пичкалев А. В. Автоматизированная проверка работоспособности модуля цифрового ввода-вывода PCI-7396 : Свидетельство о регист-

### References

1. Pichkalev A. V. Nazemnyj otladochnyj kompleks bortovoj radioelektronnoj apparatury // Reshetnevskie chteniya : materialy XIV Mezhdunar. nauch. konf. ; Sib. gos. ajerokosmich. un-t. Krasnojarsk, 2010. S. 515–516.
2. Krasnenko S. S., Nedorezov D. A., Kashkin V. B., Pichkalev A. V. Magistral'no-modul'naja sistema dlja otrabotki bortovoj radioelektronnoj apparatury // Vestnik SibGAU. 2013. № 2 (48). S. 133-136.
3. Nedorezov D. A, Pichkalev A. V. Avtomatizirovannaja proverka rabotosposobnosti modulja relejnoj kommutacii signala s registrom izolirovannogo cifrovogo vvoda PCI-7256 // Svidetel'stvo o registracii programmy dlja JeVM № 2012660356 ot 16.11.2012.
4. Nedorezov D. A, Pichkalev A. V. Avtomatizirovannaja proverka rabotosposobnosti modulja cifrovogo vvoda-vyvoda PCI-7396 // Svidetel'stvo o registracii programmy dlja JeVM. № 2013617243 ot 06.08.2013.

© Недорезов Д. А., Пичкалев А. В.,  
Непомнящий О. В., 2013

УДК 629

### 3D-МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ ПРОСТРАНСТВЕННЫХ ТРУБОПРОВОДНЫХ СИСТЕМ

*А. А. Никишев, С. В. Титенков, А. С. Запорожский*

ОАО «Красноярский машиностроительный завод»  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 29  
E-mail: Kras@krasmail.ru, KMZ-connect@ya.ru

*В настоящее время разработка КД пространственных трубопроводных систем (ПТС), которые являются испытательной частью сложных технических систем, осуществляется на базе нормативно-технической документации, требующей использования бумажных носителей, рабочая КД при этом разрабатывается методом расчётов пространственных размерных цепей. Необходимо спроектировать в 3D-виде элементы испытательных систем, что позволяет выполнить переход от принципиальной схемы ПТС к натурной с обеспечением проработки большого количества вариантов взаимного расположения элементов конструкции, выполнения функции оптимальной материалоемкости, к программно-ориентированному управлению, позволяющему оптимизировать научно-производственные и технологические процессы, сократить сроки разработки, снизить затраты на поддержание жизненного цикла ПТС.*

*Ключевые слова: сложные технические системы, наземная инфраструктура, пространственная трубопроводная система, 3D-моделирование, сборочно-монтажное оборудование.*

### 3D-SIMULATION AT DESIGNING SPACE PIPELINE SYSTEMS

*A. A. Nikishev, S. V. Titenkov, A. S. Zaporozhsky*

JSC «Krasnoyarsk Machine-Building Plant»  
29, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: Kras@krasmail.ru, KMZ-connect@ya.ru

*Now the design of space pipeline system documentation which is a test part of complex technical systems is carried out on the basis of the specifications and technical documentation requiring hard-copy form use. Operating design documentation is thus developed by a method of space dimension chain calculations. It is necessary to design elements of test systems in 3D-format that allows transferring from basic diagram to natural one with elaboration of considerable number of relative construction element positions, to program oriented control for optimizing scientific production*

and technological processes, and also to reduce lead time, to cut down costs for life cycle operation of space pipeline systems.

*Keywords: complex technical systems, overland infrastructure, space pipeline systems, 3D-simulation, and assembly equipment.*

Общество принимает участие в проектировании и изготовлении сложных технических систем (СТС).

В целях верификации проектов СТС создаются программы и методики испытаний целевой системы, которые разрабатываются в соответствии с действующими ГОСТами и предназначены для проведения предварительных и автономных испытаний на технической позиции. Для производства комплекса СТС требуется, помимо изготовления аппаратов целевой системы, входящих в комплекс, формирование наземной инфраструктуры для проведения испытаний элементов этого комплекса. Пространственная трубопроводная система (ПТС) является испытательной частью наземной инфраструктуры комплекса наряду со сборочно-монтажным оборудованием (СМО). Главным элементом комплекса является целевая система. ПТС устанавливается на СМО и требует увязки мест монтажа на СМО и на контролируемые узлы целевой системы.

В настоящее время разработка КД ПТС осуществляется на базе нормативно-технической документации, в основе которой лежит использование технической документации на бумажных носителях, рабочая КД при этом разрабатывается методом расчётов пространственных размерных цепей. Существенным недостатком существующей системы разработки КД является длительность сроков разработки, передачи в производство и принятия в эксплуатацию, а также трудности в управлении материальными ресурсами и финансовой деятельностью.

Завершение проектирования ПТС осуществляется после изготовления СМО в процессе этапа изготовления натуральных макетов и эталонов элементов ПТС, что является трудоёмким, материалоемким и долгим процессом, с сопутствующим большим количеством примерок и доработок. Кроме того, фактически изготовленное СМО отличается от первоначального варианта, который выдается для проектирования ПТС при параллельной разработке ПТС и СМО. Большинство чертежей СМО представлены только в бумажном виде. Для проверки собираемости выполняется перевод этих чертежей в 3D-модельный вид. На современном этапе элементы целевой системы уже имеют 3D-модели. Необходимо спроектировать в аналогичном виде элементы испытательных систем: клапанов, трубопроводов, пультов, элементов крепежа и фискальных элементов (датчики давления, температуры и т. п.).

При этом требования к формируемой испытательной оснастке следующие:

- расположение исполнительных элементов и исполнительных систем в безлюдной зоне;
- положение средств отображения состояния системы обусловлено требованиями эргономики и технического задания, в котором предусматриваются ремонтпригодность, удобство обслуживания и эксплуатации.

Существует системное противоречие между необ-

ходимостью в унификации элементов ПТС для снижения цены проектируемого оборудования и требованием диверсификации испытательных пневмо-гидро-электроразъемов для исключения возможности ошибки при сборке во время испытаний. Одновременно, при проектировании оборудования необходимо учитывать возможную модернизацию испытываемых на нём элементов целевой системы, что требует сочетания стационарно установленных и гибких элементов ПТС.

Для инновационного развития ПТС необходимо комплексное автоматизированное информационно-аналитическое обеспечение управленческой, производственной, технологической деятельности организаций-изготовителей ПТС для внедрения технологии виртуального проектирования высокотехнологичных изделий на основе имитационного моделирования СТС.

3D-моделирование испытательного оборудования позволяет выполнить переход от принципиальной схемы ПТС к натурной с обеспечением проработки большого количества вариантов взаимного расположения элементов конструкции, выполнения функции оптимальной материалоемкости.

Внедрение 3D-моделирования при проектировании ПТС обеспечивает переход к программно-ориентированному управлению, позволяющему оптимизировать научно-производственные и технологические процессы, сократить сроки разработки за счет оперативного учёта изменений СМО в ПТС и снизить затраты на поддержание жизненного цикла ПТС; для этого необходимо установление статуса цифровой 3D-модели изделия в качестве подлинника конструкторской, технологической документации.

### Библиографические ссылки

1. Запорожский А. С., Никишев А. А. Проектирование и изготовление трубопроводов сложной конфигурации с использованием цифровых технологий // Решетневские чтения : материалы XIV Междунар. науч. конф. / в 2 ч. ; под общ. ред. Ю. Ю. Логинова ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2010. Ч. 1.
2. Запорожский А. С., Никишев А. А. Проектирование и изготовление трубопроводов сложной конфигурации с использованием цифровых технологий // Решетневские чтения : материалы XV Междунар. науч. конф. / в 2 ч. ; под общ. ред. Ю. Ю. Логинова ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2011. Ч. 1.

### References

1. Zaporozhskij A. S., Nikishev A. A. Proektirovanie i izgotovlenie truboprovodov slozhnoj konfiguratsii s ispolzovaniem tsifrovyykh tekhnologij // Reshetnevskie

chteniya : materialy XIV Mezhdunar. nauch. konf. : v 2 ch. ; pod obsch. red. Yu. Yu. Loginova ; Sib. gos. aerokosmich. un-t. Krasnoyarsk, 2010. Ch. 1.

2. Zaporozhskij A. S., Nikishev A. A. Proektirovanie i izgotovlenie truboprovodov slozhnoj konfiguratsii s ispolzovaniem tsifrovyykh tekhnologij // Reshetnevskie

chteniya : materialy XV Mezhdunar. nauch. konf. : v 2 ch. ; pod obsch. red. Yu. Yu. Loginova ; Sib. gos. aerokosmich. un-t. Krasnoyarsk, 2011. Ch. 1.

© Никишев А. А., Титенков С. В.,  
Запорожский А. С., 2013

УДК 621.396.67

## ТЕХНОЛОГИЯ МЕХАНИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКИ СОТОВОГО ЗАПОЛНИТЕЛЯ В РАСТЯНУТОМ ВИДЕ

*Е. В. Патраев, В. Е. Чичурин, А. В. Наговицин, Д. А. Репин*

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»  
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52

*Отражены способы крепления сотового заполнителя при механической обработке в растянутом состоянии, рассмотрена используемая технология крепления сотового заполнителя для механической обработки, предложен более технологичный и экономичный способ крепления сотового заполнителя.*

*Ключевые слова: сотовый заполнитель, механическая обработка.*

## MACHINING TECHNOLOGY HONEYCOMB IN A STRETCHED FORM

*E. V. Patraev, V. E. Chichurin, A. V. Nagovitsin, D. A. Repin*

JSC "Information Satellite Systems" named after academician M. F. Reshetnev"  
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia

*The methods of honeycomb attachment for machining in a stretched state are reflected, the technology used for fixing the honeycomb core machining is discussed, an easy-to-maintain and cost-effective way of fixing the honeycomb core is proposed.*

*Keywords: honeycomb, core machining.*

В настоящее время в ОАО «ИСС» отработана и внедрена технология обработки сотового заполнителя в растянутом состоянии. Закрепление заполнителя осуществляется путем заливки его расплавом сорбита с последующим прижатием к специальной плите для механической обработки и кристаллизацией сорбита. Закрепленный таким образом сотовый заполнитель устанавливается на станок, оснащенный высокоскоростным шпинделем, где выполняется механическая обработка.

Данная технология требует значительных затрат при подготовке к механической обработке (расплавление сорбита, подготовка сотового заполнителя, кристаллизация сорбита) и громоздкой оснастки.

В ОАО «ИСС» установлен раскройный плоттер ZUND, оснащенный высокоскоростным фрезерным пневматическим шпинделем и вакуумным столом. Закрепление сотового заполнителя при обработке на плоттере осуществляется с помощью полимерной пленки, выложенной по верхней кромке заполнителя.

При выполнении обработки в местах расположения пазов происходит вскрытие полимерной пленки, что приводит к ослаблению силы прижатия к вакуумному

столу. Данная проблема решена за счет повышения скорости вращения инструмента, как следствие снижается нагрузка на деталь при обработке, для дополнительного снижения усилия резания обработка выполняется не на всю глубину паза, а участками по 2–4 мм, это позволяет продолжить обработку без снижения качества. При наличии большого количества пазов необходимо герметизировать ранее выполненные пазы полимерной пленкой и продолжить обработку.

Существенным недостатком такого способа обработки является невозможность работы инструментами большого диаметра (не более 6 мм), при этом обработка возможна только за несколько проходов.

Подобный способ крепления позволяет исключить из технологического процесса трудоемкие и ресурсоемкие операции подготовки заполнителя к механической обработке. Дальнейшее развитие данной технологии возможно при дооснащении портально-фрезерного станка HAAS GR-712 высокоскоростным пневматическим фрезерным шпинделем и вакуумным столом.

© Патраев Е. В., Чичурин В. Е.,  
Наговицин А. В., Репин Д. А., 2013

УДК 629.78.051.062.2

## МЕТОДЫ ПРЕЦИЗИОННОЙ ВЫСТАВКИ БЛОКОВ КОРРЕКЦИИ

*М. В. Поляков, А. К. Шатров*

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»  
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52

*Описаны различные методики установки блоков коррекции на КА, а также обеспечение совмещения линии вектора действия тяги блока с центром масс КА. Оптимальное решение этой проблемы позволит уменьшить расход рабочего тела, уменьшить возмущающие моменты при коррекции параметров орбиты и в конечном итоге сэкономить массу элементов крепления для установки приборов подсистемы коррекции, что в свою очередь позволит увеличить массу оборудования полезной нагрузки.*

*Ключевые слова: блок коррекции, вектор тяги, центр масс.*

## METHODS OF PRECISION INSTALLATION OF CORRECTION PROPULSION BLOCKS

*M. V. Polyakov, A. K. Shatrov*

JSC “Information Satellite Systems” named after academician M. F. Reshetnev”  
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia

*The ways to install propulsion blocks on the spacecraft are described. The optimum solution to this problem will allow reducing the flow rate of a propellant, which decreases revolting moments and can help to save weight of a correction subsystem and allows increasing the payload.*

*Keywords: propulsion block, thrust vector, center of mass.*

В настоящее время на аппаратах, изготавливаемых ОАО «ИСС», применяются несколько принципиально различающихся методов выставки блоков коррекции. После балансировки и расчета положения центра масс КА в рабочем состоянии относительно опорной системы координат, которые возможно осуществить

только на последних стадиях изготовления изделия, возникает проблема выставки линии вектора тяги блоков коррекции. Для ее решения используются следующие схемы, различающиеся применением той или иной конструкции кронштейнов установки блоков коррекции (рис. 1. 2).

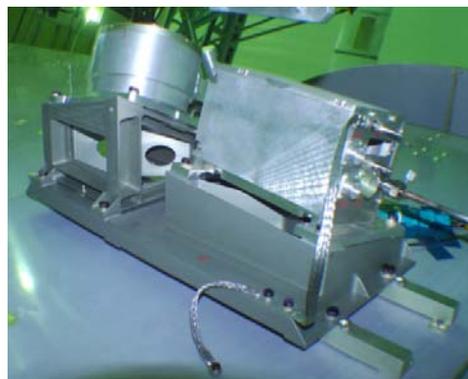
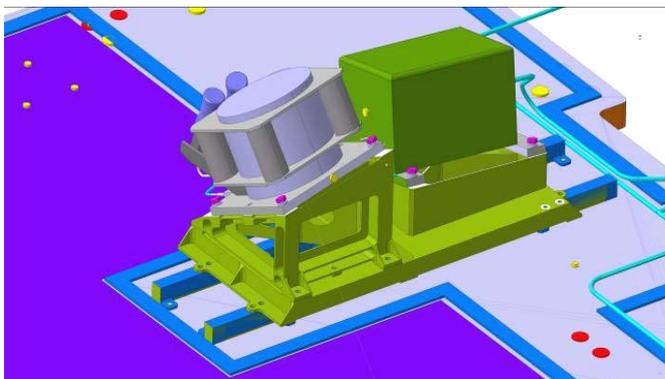


Рис. 1. Плоско-параллельный способ выставки блока коррекции

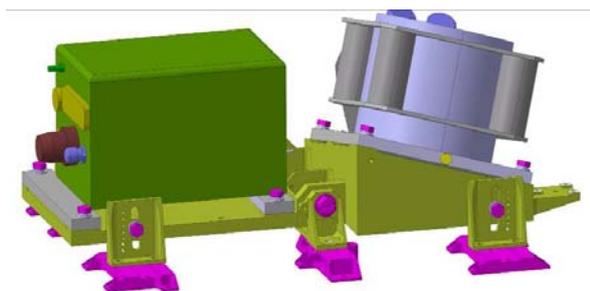


Рис. 2. Способ выставки блока коррекции вращением и перемещением

1. Плоско-параллельное перемещение двигательного блока коррекции по двум координатам, установленного под определенным углом на специальной плате (аппараты серии «Экспресс-АТ», «Kazsat-3» и др.).

2. Поворот двигательного блока коррекции по одной из осей и плоско-параллельное перемещение по другой (аппараты «Экспресс-АМ5, 6», «Ямал-401» и др.).

Возможен еще один нереализованный на практике метод:

3. Поворот двигательного блока коррекции по двум осям вращения.

В первом способе двигатели установлены на кронштейне под определенным углом, совмещение вектора тяги с центром масс осуществляется перемещением кронштейна вдоль плоскости установки по одной или двум осям.

Во втором способе корпус блока коррекции, а вместе с ним и вектор тяги двигателей, выставляют вращением вокруг оси поворотного устройства, добиваясь выставки вектора тяги в центр масс КА по одной из координат. Плоскопараллельное перемещение всей конструкции по другой координате позволяет добиться полного совмещения линии действия вектора тяги и центра масс КА.

Основание кронштейна может быть установлено с погрешностями относительно опорной системы координат. Существует 6 степеней свободы, они обозначены шестью переменными, которые определяются после сборки аппарата путем измерения действительного положения координат базовых отверстий и отклонений углов базовых посадочных площадок. Их необходимо учитывать при расчете углов выставки блоков коррекции. Для каждого двигателя эти значения могут отличаться, поэтому существует особая система обозначения и учета этих переменных.

В третьем способе, который не применялся на практике из-за сложности реализации устройства выставки, для совмещения с центром масс изменяют наклон блока коррекции вращая его вокруг двух взаимоперпендикулярных осей. Этот способ позволил бы дополнительно уменьшить занимаемую площадь, а также, возможно, расширить диапазон регулировки.

Все три конструкции имеют свои преимущества и недостатки и могут применяться в том или ином случае в зависимости от требований, предъявляемых к подсистеме коррекции.

© Поляков М. В., Шатров А. К., 2013

УДК 532.5

## ВЛИЯНИЕ УПРАВЛЯЮЩЕГО КЛАПАНА НА ДИНАМИКУ СИСТЕМЫ РЕГУЛИРОВАНИЯ ДАВЛЕНИЯ ГАЗА

*В. Я. Свербилов, Д. М. Стадник*

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королева  
(национальный исследовательский университет)  
Россия, 443086, г. Самара, Московское шоссе, 34. E-mail: v.sverbilov@mail.ru, sdm-63@bk.ru

*С помощью математического моделирования и экспериментального исследования рассматривается влияние характеристик управляющего клапана (УК) на динамику системы с точки зрения обеспечения требуемой точности и устойчивости в широком диапазоне расхода.*

*Ключевые слова: пульсатор, управляющий клапан, амплитудно-частотная характеристика.*

## THE INFLUENCE OF A PILOT VALVE ON DYNAMICS OF THE GAS PRESSURE CONTROL SYSTEM

*V. Ia. Sverbilov, D. M. Stadnik*

Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolev  
(National Research University)  
34, Moskovskoe shosse, Samara, 443086, Russia. E-mail: v. sverbilov@mail.ru, sdm-63@bk.ru

*This paper considers the influence of pilot valve performances on the system dynamics in terms of obtaining system stability and accuracy over a wide range of flow rates.*

*Keywords: air pulsator, pilot valve, amplitude frequency response.*

В работах [1–3] была разработана нелинейная модель регулятора давления газа непрямого действия, выполнены теоретические и экспериментальные исследования для определения наиболее существенных факторов, влияющих на устойчивость и динамику системы. Для упрощения модели предыдущие исследования были акцентированы на динамику основного

клапана, тогда как управляющий клапан был представлен моделью более низкого порядка. Были предложены эффективные средства для обеспечения устойчивости системы (установка специального дросселя на входе в клапан [2], изменение геометрических параметров встроеного в конструкцию клапана RL-демпфера).

Схема испытательного стенда на низком давлении показана на рис. 1. Основной клапан (ОК) 24 находится в закрытом положении (разомкнутый контур). Сильфон 23 соединен с проточной полостью УК 6 трубопроводом 20.

Пульсирующий поток газа поступает в глухую полость УК с объемом  $V_4$  от пульсатора 9. Измерения статического и динамического давлений в глухой полости УК (входное давление) и в полости сильфона ОК (выходное давление) проводились с помощью датчиков статического и динамического давлений фирм Kulite и PCB соответственно 7, 16, 21 и 22. График изменения динамического давления  $p_2$  и  $p_4$  в диапазоне частот от 0,2 до 500 Гц изображен на рис. 2, а.

В результате обработки сигналов была получена амплитудно-частотная характеристика, представленная на рис. 2, б. На данном рисунке можно увидеть приемлемую сходимость между экспериментальной

характеристикой и результатами моделирования, которое проводилось с использованием линейризованной модели УК в программном обеспечении MATLAB/Simulink.

Как видно по рис. 2, б, усиление УК очень быстро снижается с частотой, что объясняется малой жесткостью объема  $V_2$  полости сильфона ОК. Таким образом, использование УК может быть эффективным при условии низких частот входного сигнала.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации в рамках программы «Формирование государственных заданий высшим учебным заведениям на 2013 год и на плановый период 2014 и 2015 гг. в части проведения научно-исследовательских работ», регистрационные номера 7.3206.2011, 7.8660.2013.

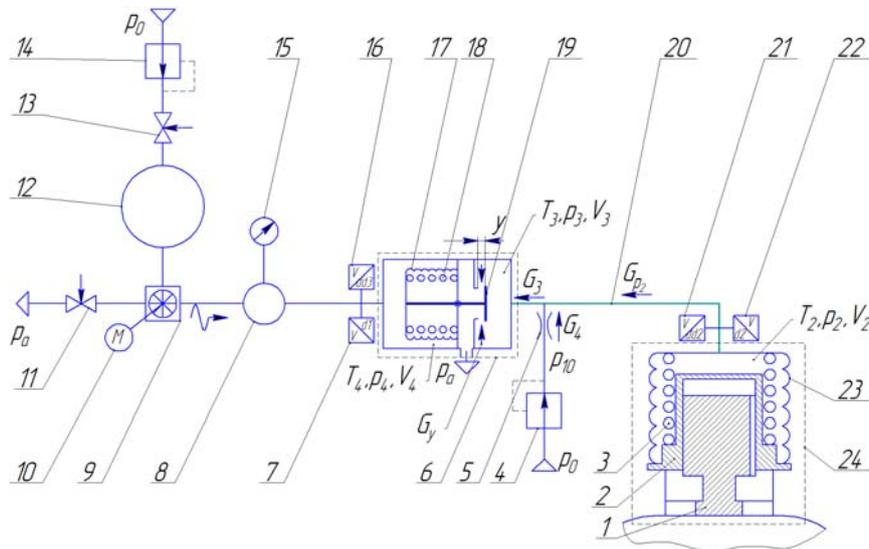


Рис. 1. Испытательный стенд для определения частотных характеристик управляющего клапана:  
 1 – направляющая; 2 – тарель; 3, 18 – пружина; 4, 14 – редуктор; 5 – дроссель; 6 – УК; 7, 22 – датчик статического давления; 8, 12 – ресивер; 9 – пульсатор; 10 – электродвигатель; 11, 13 – вентиль; 15 – манометр; 16, 21 – датчик динамического давления; 17, 23 – сильфон; 19 – шток; 20 – трубопровод; 24 – ОК

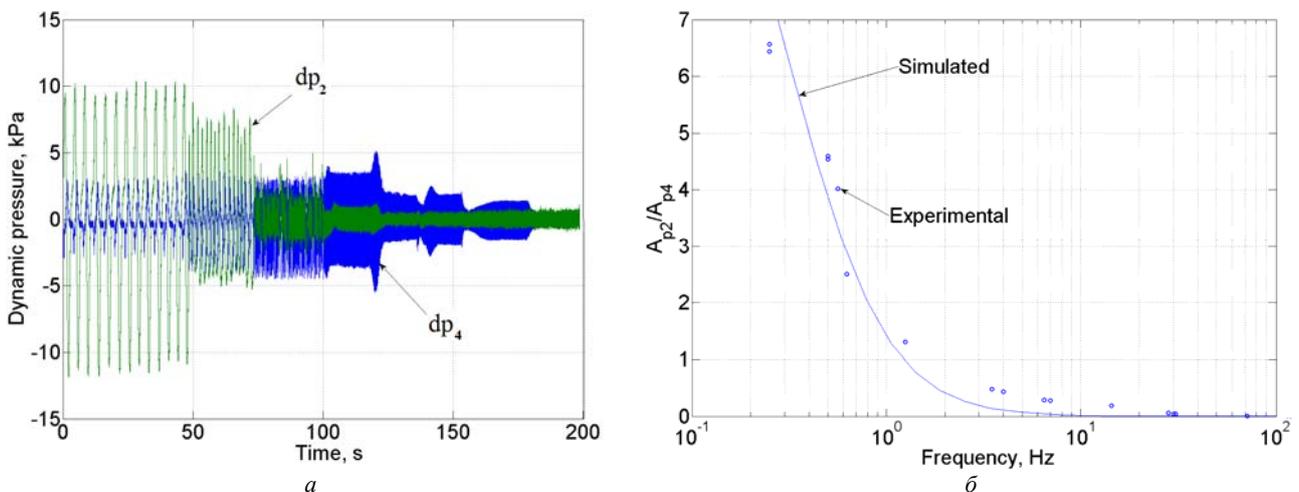


Рис. 2. Результаты экспериментальных исследований:  
 а – график изменения динамического давления в глухой полости УК  $p_4$  и полости сильфона ОК  $p_2$ ;  
 б – амплитудно-частотная характеристика УК

## Библиографические ссылки

1. Аналитическая модель автоколебаний плоского предохранительного клапана / В. Я. Свербилов, Г. М. Макарьянц, М. В. Макарьянц, Д. М. Стадник // Изв. Самар. науч. центра Рос. акад. наук. 2010. Т. 12. № 4.
2. Обеспечение устойчивости регулятора давления газа непрямого действия посредством установки дросселя на входе / Д. М. Стадник, В. Я. Свербилов, Г. М. Макарьянц, М. В. Макарьянц // Вестник СГАУ. 2012. № 4 (35).
3. Свербилов В. Я., Стадник Д. М. Исследование динамических характеристик системы регулирования давления в газовой подушке топливного бака ЖРД // Изв. Самар. науч. центра Рос. акад. наук. 2011. Т. 13. № 4(3).

## References

1. Analiticheskaja model' avtokolebanij ploskogo predohrani'el'nogo klapana / V. Ja. Sverbilov, G. M. Makar'janc, M. V. Makar'janc, D. M. Stadnik // Izvestija Samarskogo nauchnogo centra Rossijskoj akademii nauk, t. 12, № 4, 2010.
2. Obespechenie ustojchivosti reguljatora davlenija gaza neprjamoj dejstvija posredstvom ustanovki drosselja na vhode / D. M. Stadnik, V. Ja. Sverbilov, G. M. Makar'janc, M. V. Makar'janc // Vestnik SGAU, 2012, № 4 (35).
3. Sverbilov, V. Ja., Stadnik D. M. Issledovanie dinamičeskikh harakteristik sistemy regulirovanija davlenija v gazovoj podushke toplivnogo baka ZhRD // Izvestija Samarskogo nauchnogo centra Rossijskoj akademii nauk, t. 13, № 4(3), 2011.

© Свербилов В. Я., Стадник Д. М., 2013

УДК 629.78.054

## ИМИТАЦИЯ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПРИ НАЗЕМНЫХ ИСПЫТАНИЯХ

Д. Е. Синицкий, А. В. Мурыгин

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»  
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52*Рассматриваются основные принципы построения, структура комплекса имитации двигательной установки (КИДУ). Описывается принцип его действия и функциональные возможности.**Ключевые слова: космический аппарат, двигательная установка, имитатор.*

## IMITATION OF ACTIVITY OF THE PROPULSION SYSTEM OF THE SPACE VEHICLE AT GROUND TESTS

D. E. Sinitsky, A. V. Murygin

JSC "Information Satellite Systems" named after academician M. F. Reshetnev"  
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia*The basic principles of construction, the imitation complex structure of the propulsion system (ICPS) are considered. The principle of its operation and functionality is described.**Keywords: spacecraft, propulsion system, simulator.*

Наиболее эффективным способом испытаний систем ориентации и стабилизации являются испытания с применением принципов полунатурного моделирования [1], при этом имитация движения КА осуществляется путем установки датчиков СОС на динамические поворотные стенды. На стендах датчики движутся по отношению к имитаторам ориентиров аналогично их угловому движению на борту спутника, относительно Солнца и Земли, звезд.

Датчики, установленные на поворотных стендах [2], измеряют параметры углового движения и выдают информацию об угловом положении относительно имитаторов Земли и Солнца. По показаниям датчиков СОС формирует необходимые управляющие сигналы на исполнительные органы, с помощью которых создаются управляющие моменты на спутник.

Однако по ряду причин не всегда при проведении наземных испытаний СОС удается использовать реальные приборы и устройства. Например, двигательная установка СОС (двигатели ориентации), для работы которой необходимо иметь топливные емкости и определенную камеру, а также дорогостоящее оборудование, которое с требуемой точностью может измерять тягу каждого двигателя ДУ. Как правило, проведение наземных испытаний СОС с использованием реальной ДУ является нецелесообразным и приводит к неоправданно большим материальным затратам.

Для решения этих проблем в ОАО «ИСС» модернизирован имитатор двигательной установки, в результате чего обеспечены:

– имитация работы двигательных установок КА

с учетом реализации законов нарастания и спада тяги при включении и выключении ДУ;

- прием от бортового комплекса управления сигналов управления;
- имитацию включения двигательной установки с требуемой периодичностью;
- формирование выходных параметров в БКУ КА: телеметрических параметров, сигналов.

Его отличием является включение в контур управления компьютера, который формирует по программе нужные законы изменения тяги двигателя при включении и выключении ДУ. Структурная схема модернизированного имитатора представлена на рисунке.

При наземных испытаниях СОС БКУ КА выдает в ИДУ сигналы управления на включение/отключение клапанов ДУ. Данный сигнал поступает в ИДУ. ИДУ выполнен из релейных ключей, каждый соответствует одному из восьми клапанов ДУ.

При поступлении сигнала управления происходит замыкание соответствующего ключа, что означает открытие выбранного клапана ДУ. Блок формирования тяги (БФТ) реализован в отдельном ПК и предназначен для формирования тяги ДУ по заданному закону. БФТ опрашивает ИДУ напряжением 5В, при этом открытие какого-либо клапана ДУ соответствует сопротивлению 5 Ом, закрытое состояние клапанов соответствует сопротивлению не менее 200 кОм.

Для реализации БФТ используется ПК с установленной на него программой расчета тяги (ПРТ). ПРТ предназначена для расчета значения тяги в моменты включения и отключения имитатора ДУ.

В зависимости от полученных исходных данных для КА на значения тяги ДУ ПРТ определяет значение тяги в текущий момент времени, учитывая при этом законы нарастания и спада тяги.

Законы спада и нарастания тяги ДУ определены экспериментально. Выразим их в виде аналитических выражений [3].

Выражение (1) описывает закон нарастания тяги:

$$T_H(t) = -4,12 \cdot 10^{-8} \cdot t^5 + 7,75 \cdot 10^{-6} \cdot t^4 - 4,856 \cdot 10^{-4} \cdot t^3 + 9,836 \cdot 10^{-3} \cdot t^2 + 4,89 \cdot 10^{-2} \cdot t + 6,08. \quad (1)$$

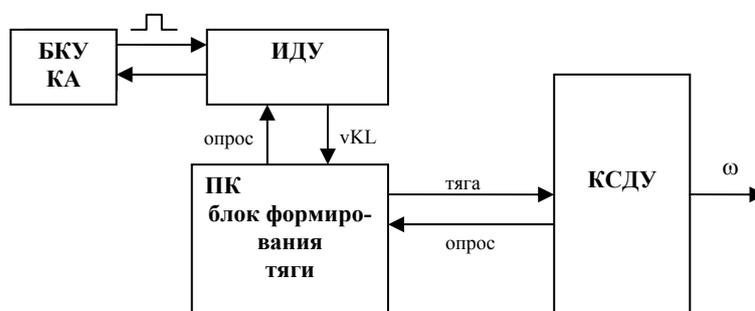
Выражение 2 описывает закон спада тяги:

$$T_C(t) = -0,0011 \cdot t^4 + 0,0273 \cdot t^3 - 0,226 \cdot t^2 - 0,378 \cdot t + 8,025. \quad (2)$$

Полученные уравнения 1 и 2 описывают законы нарастания и спада тяги в момент включения и отключения ДУ с точностью, не превышающей 1 %.

БФТ передает значения тяги  $T_C(t)$ ,  $T_H(t)$  в КСДУ с тактом 50 мс, необходимые для определения угловой скорости движения динамических стендов  $\omega$ .

Вывод. Разработка комплекса имитации двигательной установки позволила имитировать в лабораторных условиях работу двигательной установки с учетом промежутков нарастания и спада тяги ДУ, что обеспечило более точную имитацию движения КА, работу комплекса полунатурного моделирования при наземных испытаниях СОС КА, а следовательно, улучшило качество испытаний КА.



Структурная схема модернизированного ИДУ:  
vKL – сигналы включения клапанов двигательной установки (ДУ); ПК – персональный компьютер;  $\omega$  – угловая скорость движения динамических стендов

### Библиографические ссылки

1. Барышников Н. В. Использование полунатурных методов моделирования при проектировании сложных лазерных оптико-электронных систем // Наука и образование. 2011. № 2. С. 1–28.
2. Карпенко С. О., Овчинников М. Ю. Лабораторный стенд для полунатурной отработки систем ориентации микро- и наноспутников / ИМП им. М. В. Келдыша РАН. М., 2008.
3. Корн Г., Котн Т. Справочник по математике для научных работников и инженеров. М. : Наука, 1973.

### References

1. Baryshnikov N. V. Ispol'zovanie polunaturnykh metodov modelirovaniya pri proektirovani slozhnykh lazernykh optiko-jelektronnykh sistem// Nauka i obrazovanie. 2011. № 2. S. 1–28.
2. Karpenko S. O., Ovchinnikov M. Ju. Laboratornyy stend dlja polunaturnoj otrabotki sistem orientacii mikro- i nanosputnikov ; IMP im. M. V. Keldysha RAN. M., 2008.
3. Korn G., Kotn T. Spravochnik po matematike dlja nauchnykh rabotnikov i inzhenerov: Izdatel'stvo nauka. Moskva. 1973.

УДК 621.314

## ПРОБЛЕМЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ АВТОМАТИЗИРОВАННЫХ ИСПЫТАТЕЛЬНЫХ КОМПЛЕКСОВ СИСТЕМ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

*А. Г. Юдинцев*

Научно-исследовательский институт автоматики и электромеханики  
Томского государственного университета систем управления и радиоэлектроники  
Россия, 634034, Томск, ул. Белинского, 53. E-mail: yudintsev-anton@mail.ru

*Предложенный разработанный комплекс позволяет отрабатывать сеансное расписание нагрузки в автоматическом и ручном режимах, формирует динамические и статические режимы нагрузок, позволяет исследовать быстродействие и надежность регуляторов системы электропитания. Входящие в состав комплекса имитаторы солнечной и аккумуляторной батарей обеспечивают формирование вольт-амперных характеристик (ВАХ) бортовых источников первичной энергии.*

*Ключевые слова: космический аппарат, система электропитания, автоматизированный испытательный комплекс, комплекс имитации нагрузки, имитатор солнечной батареи, имитатор аккумуляторной батареи.*

## DEVELOPMENT PROBLEMS OF AUTOMATED CONTROL SYSTEM FOR SPACECRAFT'S POWER SYSTEMS

*A. G. Iudintsev*

The research institute of automatics and electromechanics  
of Tomsk State University of Control Systems and Radioelectronics  
53, Belinskogo str., Tomsk, 634034, Russia. E-mail: yudintsev-anton@mail.ru

*The proposed system allows to work out a session schedule load in automatic and manual modes, generates dynamic and static loading regimes, allows to study the performance and reliability of regulators of a power system. Part of the complex of solar simulators and rechargeable batteries ensure the formation of the current-voltage characteristics of board sources of primary energy.*

*Keywords: spacecraft, power system, automated control system, load simulator, solar battery simulator, accumulator battery simulator.*

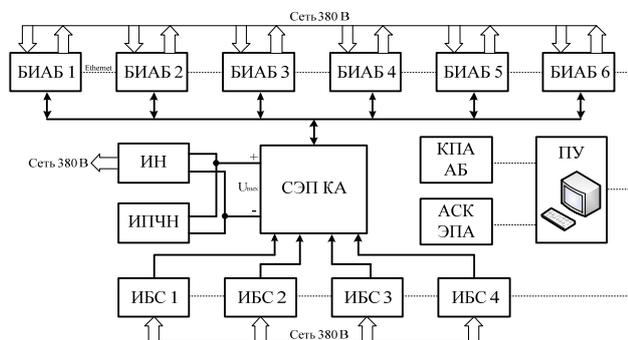
Очевидным является то, что система электропитания космического аппарата (СЭП КА) – это одна из самых важных систем, обеспечивающих надёжное функционирование спутника на орбите. Среднесуточная мощность СЭП современных КА превышает 10 кВт, при этом характер нагрузок может быть постоянным, импульсным и частотно регулируемым (гармоническая синусоидальная нагрузка). Как отмечалось ранее [1; 2], подключение бортовых первичных источников энергии (ПИЭ) – солнечных и аккумуляторных батарей, бортовой полезной и служебной нагрузок в полном объёме при проведении наземных испытаний затруднено ввиду очевидных причин: отсутствие энергии солнечного потока, аналогичной энергии в космическом пространстве, например на геостационарной орбите, невозможность задания в любой момент времени необходимой точки на ВАХ аккумуляторной и солнечной батарей, а также отсутствие возможности подключения всей нагрузки СЭП с учетом её динамики и вышеуказанной мощности при работе в длительном режиме.

Решением этой проблемы является создание специализированных имитирующих комплексов, обладающих ВАХ бортовых солнечной и аккумуляторной батарей. Необходимой также является разработка комплекса имитации нагрузок для отработки сеансного расписания потребляемой мощности в автоматиче-

ском и ручном режимах, формирования нагрузочных токов в динамическом и статическом режимах, исследования быстродействия и надежности регуляторов СЭП, измерения выходного импеданса СЭП в функции от частоты и оценки качества стабилизации выходного напряжения. Кроме того, так как выходная мощность современных СЭП КА постоянно растет, то важной задачей при проведении длительных (несколько суток) наземных испытаний является реализация энергосберегающего режима, позволяющего направить ток, протекающий по выходным шинам СЭП в питающую трехфазную сеть, а не рассеивать мощность на активных сопротивлениях.

С целью решения актуальной проблемы разработан автоматизированный испытательный комплекс (см. рисунок), содержащий имитаторы бортовых источников питания (блок имитации аккумуляторных батарей – БИАБ, имитатор батареи солнечной – ИБС), а также комплексы имитации нагрузок (имитатор нагрузки – ИН, имитатор переменной частотной (синусоидальной) нагрузки – ИПЧН). Имитационные комплексы управляются дистанционно по Ethernet сети. С помощью программно-аппаратного комплекса автоматизированной системы контроля (АСК) можно задавать необходимый нагрузочный профиль (временнoвая характеристика), вести протокол испытаний, проводить диагностику состояния имитационной и

энергопреобразующей аппаратуры (ЭПА). Следует отметить, что имитаторы в составе АСК позволяют полностью автоматизировать процесс испытаний. Для обеспечения аппаратной и программной стыковки имитационных блоков с АСК каждый имитатор содержит процессорную плату.



Структурная схема автоматизированного испытательного комплекса

### Библиографические ссылки

1. Пат. 75755 РФ. Имитатор нагрузок для испытания систем электроснабжения космических аппаратов / В. Н. Мишин, О. В. Бубнов, В. А. Пчельников, А. Г. Юдинцев, В. Л. Иванов, О. В. Патрахина. 2008. Бюл. № 23.
2. Юдинцев А. Г. Нагрузочные устройства для испытаний систем электропитания космических аппаратов // Известия Томского политехнического университета. 2005. Т. 307. № 6. С. 126–130.

### References

1. Patent 75755 RF. *Imitator nagruzok dlya ispytaniya system elektrosnabjeniya kosmicheskikh apparatov* / V. N. Mishin, O. V. Bubnov, V. A. Pchelnikov, A. G. Yuditsev, V. L. Ivanov, O. V. Patrahina. 2008. Byul. № 23.
2. Yuditsev A. G. *Nagruzochnye ustroistva dlya ispytaniya system elektropitaniya kosmicheskikh apparatov* // *Izvestiya Tomskogo politehnicheskogo universiteta*. 2005. T. 307. № 6, pp. 126–130.



*Секция*

**«ЭКСПЛУАТАЦИЯ И НАДЕЖНОСТЬ  
АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ»**



УДК 621.396.932.1

## МЕТОДЫ ЭКОНОМИИ ТОПЛИВА НА ВОЗДУШНОМ ТРАНСПОРТЕ

*А. Р. Акзигитов*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: pnk-sibsau@mail.ru

*Рассматриваются направления повышения экономичности полета посредством экономии топлива.*

*Ключевые слова: аэронавигационный запас, экономия топлива.*

## WAYS OF FUEL SAVING IN AIR TRANSPORT

*A. R. Akzigitov*

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: pnk-sibsau@mail.ru

*This article considers ways of increasing the efficiency of flight through fuel savings.*

*Keywords: aeronautical supply, fuel saving.*

Полет – основной производственный процесс на воздушном транспорте, поэтому повышение его экономичности является одной из важных народно-хозяйственных задач, поскольку его совершенствование связано с экономией больших материальных и финансовых ресурсов. Решение проблемы повышения экономичности полета ВС ГА, на долю которого приходится основная часть расходования финансовых и материальных ресурсов отрасли ВТ, обеспечивает повышение уровня экономичности эксплуатации на ВТ [1].

Как показывают данные проверок, полеты нередко все еще выполняют с гораздо большим аэронавигационным запасом топлива, чем это необходимо для обеспечения полета. Как известно, наличие дополнительного груза на самолете вызывает необходимость увеличения подъемной силы самолета, которая достигается за счет повышения угла атаки. При этом увеличивается лобовое сопротивление, на преодоление которого требуется дополнительная тяга двигателей и соответствующий ей дополнительный расход топлива [2].

Аэронавигационный запас топлива следует довести до минимального, с учетом оптимального выбора запасного аэродрома и сокращения времени при аэродромных полетах. Развертывание работы по экономии топлива выявило много следующих интересных предложений в коллективах авиатранспортных предприятий [3]:

- выбор наиболее выгодных эшелонов полета и режимов работы двигателей, позволяющих достичь наибольшей экономичности;
- спрямление маршрутов, устранение предпосадочного маневрирования;
- снижение массы бортового снаряжения для увеличения коммерческой загрузки;
- объединение рейсов при неполной загрузке;
- тщательная отработка схемы буксирования и руления в аэропорту;
- сокращение времени работы двигателя на земле;
- разработка четкого графика, определяющего очередность пуска двигателей и взлета самолетов, что

приводит к снижению времени работы двигателей на исполнительном старте, исключает необходимость разводить самолеты, взлетающие на различных скоростях, менять курсы или эшелоны с неизбежным расходом дополнительного топлива;

- максимальное использование тренажеров, размещение различных видов аэродромных тренировок, что позволяет сократить непроизводительные полеты;

- усиление учета поступающего и расходного топлива и масла с помощью журнала учета во всех службах;

- герметизация топливозаправочных и строительных трубопроводов (вместо автотранспорта), применение вертикальных емкостей в хранилищах аэропорта с меньшей площадью испарения;

- организация прирельсового склада топлива (взамен доставки в аэропорт топлива автоцистернами) и замена разлива открытой струей закрытой;

- ведение лицевого счета экономии каждым экипажем, ежегодные общественные смотры-конкурсы по усилению режима экономии, повышение премии за экономию на 20 % и сокращение премии до 30 % за перерасход топлива и др.

Тэнкеринг – расчет топлива сверх необходимого на полет в зависимости от цены на топливо и увеличившейся взлетной массы.

### Библиографические ссылки

1. Вовк В. И., Липин А. В., Саранский Ю. Н. Зональная навигация : учеб. пособие. СПб. : Академия ГА, 2004. 145 с.
2. Бочкарев В. В., Крыжановский Г. А., Сухих Н. Н. Автоматизированное управление движением авиационного транспорта / под ред. Г. А. Крыжановского. М. : Транспорт, 1999. 298 с.
3. Вычужанин В. Б., Борсоев В. А. Методы повышения достоверности передачи данных по спутниковым каналам связи при УВД с автоматическим зависимым наблюдением // Современные проблемы ра-

диоэлектроники : сб. науч. ст. Краснояр. гос. техн. ун-та. М. : Радио и связь. 2006. С. 446–450.

### References

1. Vovk V. I., Lipin A. V., Saranskij Ju. N. Zonal'naja navigacija: uchebnoe posobie. SPB. : Akademija GA, 2004. 145 s.
2. Bochkarev V. V., Kryzhanovskij G. A., Suhij N. N. Avtomatizirovannoe upravlenie dvizheniem aviacionnogo

transporta ; pod red. G. A. Kryzhanovskogo. M. : Transport, 1999. 298 s.

3. Vychuzhanin V. B., Borsoev V. A. Metody povyshenija dostovernosti peredachi dannyh po sputnikovym kanalam svjazi pri UVD s avtomaticheskim zavisimym nabljudeniem // Sovremennye problemy radioelektroniki : sb. nauch. st. Krasnojarsk. gos. tehnic. un-ta. M. : Radio i svjaz', 2006. S. 446–450.

© Акзигитов А. Р., 2013

УДК 621.396.932.1

## ПРИМЕНЕНИЕ ИНТЕГРАЛЬНЫХ СХЕМ В АВИАЦИОННОЙ РАДИОЭЛЕКТРОНИКЕ

*А. Р. Акзигитов, В. Д. Никитин*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: pnk-sibsau@mail.ru

*Рассматривается преимущество интегральных микросхем при использовании их в сложных авиационных ЭС.*

*Ключевые слова: интегральные микросхемы, аналого-цифровой преобразователь.*

## APPLICATION OF INTEGRATED CIRCUITS IN AVIONICS

*A. R. Akzigitov, V. D. Nikitin*

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: pnk-sibsau@mail.ru

*This article considers the advantages of integrated circuits when used in complex aircraft ES.*

*Keywords: integrated microcircuits, analog-to-digital converter.*

Одной из основных проблем, стоящих перед гражданской авиацией (ГА), является широкое внедрение бортовых и наземных систем навигационного радиотехнического оборудования, обеспечивающих автоматизацию управления воздушным движением (УВД), взлетом и посадкой самолетов и повышающих безопасность и регулярность полетов. Сложность и многообразие задач, решаемых авиационными электронными системами (ЭС), объясняют сложность их аппаратурной реализации, большие массы и объемы аппаратуры, требуют высокой точности и надежности работы авиационных ЭС в реальных условиях эксплуатации. В то же время существует необходимость уменьшения массы и габаритов бортовой электронной аппаратуры.

Решение указанных противоречий состоит в разработке, изготовлении и применении авиационной электронной аппаратуры (ЭА) с широким использованием интегральных микросхем и микрокомпонентов. Практическое решение этой проблемы основывается на совершенствовании методов конструирования авиационной ЭА, опирающихся на использование тонкопленочной и твердотельной технологии многослойных печатных плат, современных магнитных материалов, внедрение функционально-узловых методов проектирования, высокопроизводительных методов производства, стандартизации и унификации авиационной ЭА [1].

Интегральные микросхемы, являясь основной элементной базой микроэлектроники и радиоэлектроники, позволяют реализовать подавляющее большинство аппаратурных функций, обладают высокой температурной стабильностью и технологической однородностью. Стоимость их изготовления постоянно снижается.

Развитие микроэлектроники способствовало появлению малогабаритных, высоконадежных и экономичных устройств вычислительной техники на основе цифровых интегральных схем (ИС). Интегральная схема – это помещенная в единый герметизированный корпус электронная цепь, в которой функции отдельных электронных элементов или их совокупностей выполняют области из проводящих, полупроводниковых и диэлектрических материалов. Транзисторы и диоды, резисторы и соединительные проводники в ИС формируются в течение одной последовательности технологических операций и не могут конструктивно быть отделены друг от друга.

Отличительными особенностями ИС являются многопозиционные методы изготовления электронных цепей или их частей. С точки зрения технологического изготовления более предпочтительными являются схемы, состоящие из минимального количества типов элементов, причем требования к допускам и размерам этих элементов не должны быть жесткими.

Эти обстоятельства предопределили направление, по которому цифровые ИС проектируются и выпускаются в основном как полупроводниковые схемы с потенциальными связями. Основным признаком ИС является наличие связи по постоянному току между входами и выходами элементов. Схемотехническая реализация многообразия ИС потенциального типа осуществляется на основе ряда типовых базовых, функциональных элементов.

Требования снижения мощности потребления, массогабаритных характеристик и увеличения быстродействия вычислительных средств привели к созданию различных ИС, отличающихся как техническими характеристиками, так и принципами схемотехнической организации. Как правило, разработка цифровых ИС проводится сериями. Серия представляет собой набор интегральных схем, имеющих единую схемотехническую организацию и конструктивно-технологическую основу. Состав серий ИС обычно представлен комбинационными схемами, реализующими простые логические функции, и триггерными схемами. В отдельные серии входят также и функционально сложные схемы, представляющие собой узлы и блоки вычислительных устройств.

Одним из критериев, характеризующих технологический уровень производства интегральных микросхем с учетом их размеров и массы, является степень интеграции компонентов схем в пределах конструктивной единицы. Обычно степень интеграции характеризуют числом элементов, расположенных на кристалле.

За последние 10 лет число транзисторов, расположенных на кристалле, возросло на два порядка вследствие уменьшения размеров активных элементов и применения новых технологических процессов. Высокий уровень интеграции позволил перейти в настоящее время к изготовлению на одном кристалле сложных функциональных узлов, например, блоков обработки данных, устройств микропрограммного управления, приоритетного прерывания и др. [2].

Перспективы повышения степени интеграции связаны с использованием различных перспективных модификаций технологических процессов, с учетом которых можно прогнозировать получение степени интеграции до 106 элементов на кристалл. Теоретический предел для плотности МОП-транзисторов (типа металл – окисел – проводник), расположенных на одной пластине, составляет 107...108 элементов на 1 см<sup>2</sup>. Количество элементов, расположенных на одном кристалле, для полупроводниковых микросхем уже достигло нескольких сот тысяч.

Следует отметить также еще одно важное преимущество интегральных микросхем при использовании их в сложных авиационных ЭС. Поскольку подобные авиационные ЭС строятся на основе функциональных блоков определенного типа, необходимо обеспечить унификацию связей между этими блоками, что влечет за собой определенную аппаратную избыточность. При применении микросхем благодаря их высокой надежности и малой стоимости (в пересчете на одну выполняемую функцию) введение аппаратной избыточности незначительно отражается

на характеристиках системы, и оказывается возможной реализация функционально-узлового принципа построения авиационной ЭА.

Успехи, достигнутые в области разработки микропроцессоров и запоминающих устройств с использованием новой микроэлементной базы, открывают новые возможности усовершенствования существующих и разработки принципиально новых авиационных ЭС.

В настоящее время на самолетах ГА внедряется ЭА, полностью либо частично выполненная на интегральных микросхемах и новой микроэлементной базе. К такой аппаратуре относятся доплеровские измерители путевой скорости и угла сноса самолета, радиоаппаратура систем ближней навигации и посадки, бортовые навигационные радиолокаторы, радиоконпасы, радиовысотомеры, навигационные вычислители и др. В значительной мере расширяется использование новой элементной базы в наземных радиосредствах навигации и управления воздушным движением.

Разработка проверочной аппаратуры (ПА) в последнее время все более актуальна, так как дорабатываемые системы на старых самолетах (Ту-154, Ил-76, Ил-86) и системы на новых самолетах (Ту-204, Ту-214, Гу-334, Ил-96, Ил-114, Ан-140, Ан-74ТК-300) построены на новой элементной базе. Системы дорогостоящие, а проверочная аппаратура на порядок дороже самих систем, это связано с тем, что производство осуществляется небольшими партиями, а затраты производства на изготовление интегральных схем велики. Поэтому большинство авиакомпаний отказываются оснащать свои лаборатории новой ПА, из-за этого для проведения регламентных работ или при поломке систем и блоков их необходимо отправлять на завод-изготовитель, что весьма дорого. В специализированных магазинах радиодеталей стоимость логических элементов и интегральных схем незначительна, поэтому весьма целесообразно разрабатывать, конструировать и сертифицировать ПА собственными силами на базе технических вузов и лабораторий авиапредприятий, что в десятки раз снизит стоимость ПА и уменьшит затраты на техническое обслуживание и ремонт (ТО и Р).

Наиболее целесообразно осуществлять разработку ПА с применением ЭВМ, так как на 70 % современное авиационное и радиоэлектронное оборудование (А и РЭО) состоит на базе цифровой электроники, поэтому необходимо сопряжение разряда выходного цифрового сигнала с блоков с разрядностью цифрового сигнала ЭВМ. Если сигнал аналоговый, то ввести его в ЭВМ через аналогово-цифровой преобразователь (АЦП) и произвести его анализ на соответствие допустимым значениям.

#### Библиографические ссылки

1. Регламенты технической эксплуатации самолета Ту-154М. Т. 3 (А и РЭО). М. : Воздушный транспорт, 1990.
2. Техническая эксплуатация летательных аппаратов : учебник для вузов / Н. Н. Смирнов, Н. И. Влади-

миров, Ж. С. Черненко и др. ; под ред. Н. Н. Смирнова. М. : Транспорт, 1990.

2. Tehniceskaja jekspluatacija letatel'nyh apparatov : ucheb. dlja vuzov / N. N. Smirnov, N. I. Vladimirov, Zh. S. Chernenko i dr. ; pod red. N. N. Smirnova. M. : Transport, 1990.

### Reference

1. Reglamentey tehniceskoy jekspluatacii samoleta Tu-154M. T. 3 (A i RJeO). M. : Vozdushnyj transport, 1990.

© Акзигитов А. Р., Никитин В. Д., 2013

УДК 621.396.932.1

## ПОВЫШЕНИЕ УРОВНЯ НАДЕЖНОСТИ ГИДРАВЛИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ВЕРТОЛЕТОМ МИ-8

*Р. А. Акзигитов, А. Р. Акзигитов, Ю. А. Макаренко*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: pnk-sibsau@mail.ru

*Повышение эффективности использования по назначению авиационной техники при обеспечении высокой безопасности полетов – главный источник укрепления и роста экономики предприятий гражданской авиации.*

*Ключевые слова: эффективность, надежность, безопасность, новые методы изучения.*

## INCREASE OF RELIABILITY OF MI-8 HELICOPTER HYDRAULIC CONTROL SYSTEM

*R. A. Akzigitov, A. R. Akzigitov, Yu. A. Makarenko*

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: pnk-sibsau@mail.ru

*Improving the efficiency of the intended use of aircraft while ensuring high safety is the main source of economic growth and strengthening of civil aviation enterprises.*

*Keywords: efficiency, reliability, security, new methods of study.*

Для повышения эффективности использования авиационная техника совершенствуется, растет насыщение летательных аппаратов автоматическими системами управления и регулирования, аналоговыми и цифровыми вычислительными устройствами. Однако при этом возрастают сложность систем авиационной техники, число элементов, узлов, блоков изделий. Каждый из элементов в процессе работы может отказать. И чем больше элементов в изделии, тем будет больше вероятность того, что в полете хотя бы один из этих элементов откажет. А появление отказа определенных изделий в полете может быть причиной предпосылки к летному происшествию или самого происшествия. Таким образом, усложнение авиационной техники для повышения ее эффективности усложняет и проблему повышения ее надежности и безопасности полетов.

По данным ИКАО, около 20...30 % всех авиационных происшествий (АП) происходят из-за отказов авиационной техники, до 14 % АП являются следствием низкого качества технического обслуживания авиационной техники, т. е. происходят по вине инженерно-технического состава авиационных предприятий.

Поэтому в последние годы внимание научных и инженерно-технических работников, занятых реше-

нием задач эксплуатации авиационной техники, обращено к этим проблемам. Успешное их решение позволит существенно улучшить показатели использования вертолетов, надежности работы их систем и изделий, регулярности полетов, исправности и экономичности эксплуатации [1].

Низкую надежность, заложенную при создании изделий авиационной техники, трудно компенсировать даже высоким качеством ее технического обслуживания. При этом возрастают время и трудозатраты на обслуживание авиационной техники, так как при малой ее надежности необходимо увеличивать глубину и частоту контроля ее технического состояния, объемы профилактических и восстановительных работ.

Чтобы обеспечить высокую эффективность гражданской авиации, к авиационной технике предъявляются жесткие требования в отношении ее надежности, качества работы, простоты и трудоемкости ее использования в полете, трудоемкости и времени технического обслуживания и восстановления.

Надежность авиационной техники оценивается с помощью специальных численных критериев. Это позволяет установить ее соответствие требованиям летной и технической эксплуатации, выполнять расчеты потребных ресурсов авиатехники. Это позволяет

заказчику предъявлять разработчикам научно обоснованные (оптимальные) требования к техническим характеристикам создаваемой авиационной техники.

Совершенство любого метода обслуживания и ремонта определяется тем, насколько полно он обеспечивает взаимодействие между объективно существующим процессом изменения технического состояния объекта и процессом его технической эксплуатации, характеризуемым последовательной во времени сменой различных состояний: полета, видов обслуживания и ремонта, хранения, ожидания и т. п.

Традиционный планово-предупредительный метод обслуживания и ремонта, основанный на выполнении профилактических работ определенных объемов через заранее запланированные интервалы времени или наработки независимо от состояния систем и изделий, обеспечивает слабое взаимодействие между указанными процессами.

Более тесную связь между ними, когда состояния процесса эксплуатации назначаются в соответствии с возникающими у объекта техническими состояниями, обеспечивают методы обслуживания и ремонта по состоянию.

Эти методы, как и традиционный метод обслуживания и ремонта по наработке, по своей природе являются также планово-предупредительными. Планируемыми здесь являются лишь объемы работ по техническому диагностированию объектов и периодичность их выполнения. Предупредительный же характер методов обеспечивается путем постоянного наблюдения при эксплуатации за уровнем надежности, а в ряде случаев и техническим состоянием функциональных систем и отдельных изделий с целью своевременного выявления предотказного состояния последних с последующей заменой или восстановлением значений контролируемых параметров до заданных величин [2].

Основным принципом методов обслуживания и ремонта по состоянию является принцип предупреждения отказов функциональных систем самолета и их, отдельных наиболее важных изделий при условии обеспечения максимально возможной наработки их до замены.

Большое разнообразие возможных методов обслуживания и ремонта по состоянию условно можно объединить в две основные группы: с контролем уровня надежности и с контролем параметров объектов эксплуатации. В первом случае задача обслуживания сводится к управлению уровнем надежности определенной совокупности однотипных изделий, а

во втором – к управлению техническим состоянием каждого конкретного изделия. Обслуживание и ремонт по состоянию с контролем уровня надежности заключаются в оперативном сборе, обработке и анализе данных о надежности и эффективности эксплуатации совокупности однотипных изделий и выработке решений о необходимых объемах профилактических работ для всей совокупности изделий или для определенной их группы. Замена каждого из изделий при этих методах производится, как правило, после его отказа, являющегося безопасным для функциональной системы.

В свою очередь, методы обслуживания и ремонта по состоянию с контролем параметров предусматривают непрерывный или периодический контроль и измерение параметров, определяющих техническое состояние функциональных систем и изделий. Решение о замене или восстановлении работоспособности изделий здесь принимается тогда, когда значения контролируемых параметров достигают предкритического уровня.

Из изложенного следует, что применение новых методов обслуживания и ремонта основывается на глубоком знании характеристик надежности функциональных систем и их изделий, четкой организации информационного обеспечения, широком использовании для оценки технического состояния объективных средств и методов контроля, а также высоком уровне эксплуатационной технологичности конструкций. Также очевидна необходимость глубокого изучения и практического применения основ теории надежности авиатехники эксплуатирующими ее специалистами.

#### Библиографические ссылки

1. Авиация: Энциклопедия. М. : Большая российская энциклопедия ; гл. ред. Г. П. Свищев. 2008.
2. Когге Ю. К., Майский Р. А. Основы надежности авиационной техники. М. : Машиностроение, 2005.

#### References

1. Aviacija: Jenciklopedija. M. : Bol'shaja Rossijskaja Jenciklopedija Glavnyj redaktor G. P. Svishhev. 2008.
2. Kogge Ju. K., Majskij R. A. Osnovy nadezhnosti aviacionnoj tehniki. M. : Mashinostroenie, 2005.

© Акзигитов Р. А., Акзигитов А. Р.,  
Макаренко Ю. А., 2013

УДК 621.396.932.1

## СНИЖЕНИЕ ЗАГРУЖЕННОСТИ КРУПНЫХ АЭРОПОРТОВ ПУТЕМ СОКРАЩЕНИЯ ВРЕМЕНИ ПРЕБЫВАНИЯ САМОЛЕТА В ЗОНЕ АЭРОДРОМА ПРИ ЗАХОДЕ НА ПОСАДКУ

*Р. А. Акзигитов, В. А. Калинин*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: pnk-sibsau@mail.ru

*Рассматривается метод управления и построения криволинейных траекторий для захода на посадку без выхода на высоту круга.*

*Ключевые слова: свободный полет, глиссада, посадка ВС.*

## DECREASING OF MAJOR AIRPORTS DOWNLOAD THROUGH THE REDUCTION OF AIRPLANE RESIDENCE TIME IN THE AIRPORT DURING APPROACH

*R. A. Akzigitov, V. A. Kalinnikov*

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: pnk-sibsau@mail.ru

*This article considers a method of management and building of curved paths for landing without going to the height of the circle.*

*Keywords: free flight, glide slope, aircraft landing.*

Расширение области включения захвата глиссады в фазе снижения без маневрирования на высоте круга обеспечивает сокращение времени пребывания самолета в зоне аэродрома.

Авторами рассмотрен вопрос применения этих рекомендаций на примере самолета ТУ-154, т. е. применение концепции «free fly» при совершении предпосадочного маневра до захвата глиссады [1].

В работе рассматривается маневр входа в глиссаду с разворотом на 90°, при этом захват глиссады возможен «сверху» или с пересечением оси ВПП – захват «снизу». Был выработан закон управления, по которому осуществлялось маневрирование самолета, то есть управление производилось по боковому отклонению от оси ВПП [2].

Для выполнения выхода в створ ВПП при заходе на посадку с высоты эшелона перехода с пересечением высоты круга предлагается маневр полета по радиалу (дуге заданного радиуса) с использованием системы спутниковой навигации [3].

Вначале предположим, что положение центра дуги и ее радиус известны. Задача вычислителя перед началом маневра заключается в определении крена, с которым будет выполняться разворот, где  $V$  – истинная воздушная скорость;  $R$  – радиус разворота;  $g$  – ускорение свободного падения.

В процессе выполнения маневра по текущим координатам ВС определяется его удаление от центра. Для этого нужно перевести разность координат ВС и центра разворота в угловые минуты. Одна минута по широте соответствует морской миле – 1 853 м, по долготе разность в минутах необходимо умножить на  $\cos\varphi$ , где  $\varphi$  – средняя широта ВС и центра.

Отклонение можно определить по формуле, поскольку при малых по сравнению с радиусом отклонения

$$(R^2 - L^2) = (R + L) \cdot (R - L) \approx 2R \cdot (R - L).$$

Данный маневр выполняется обычно по маякам DME, но в данном случае центр разворота можно выбрать произвольно.

В том случае когда радиус и положение центра неизвестны, следует считать исходными данными следующие.

1. Координаты торца ВПП.
2. Посадочный курс.
3. Начальное расстояние от торца ВПП (точка выхода в створ ВПП).
4. Заданная разность текущего и посадочного курса в этой точке ( $\pm 15^\circ$ ).

Алгоритм расчета координат центра и радиуса разворота построим следующим образом (см. рисунок).

Устанавливаем начало координат ВС в точку выхода в створ и определяем координаты ВС в этой системе.

Переводим угловые координаты ВС в линейные.

Производим поворот координат на угол, равный посадочному курсу (это необходимо во избежание появления бесконечности при вычислениях), и определяем положение ВС в этих координатах.

По координатам ВС составляем уравнение линии в отрезках от начала координат до ВС.

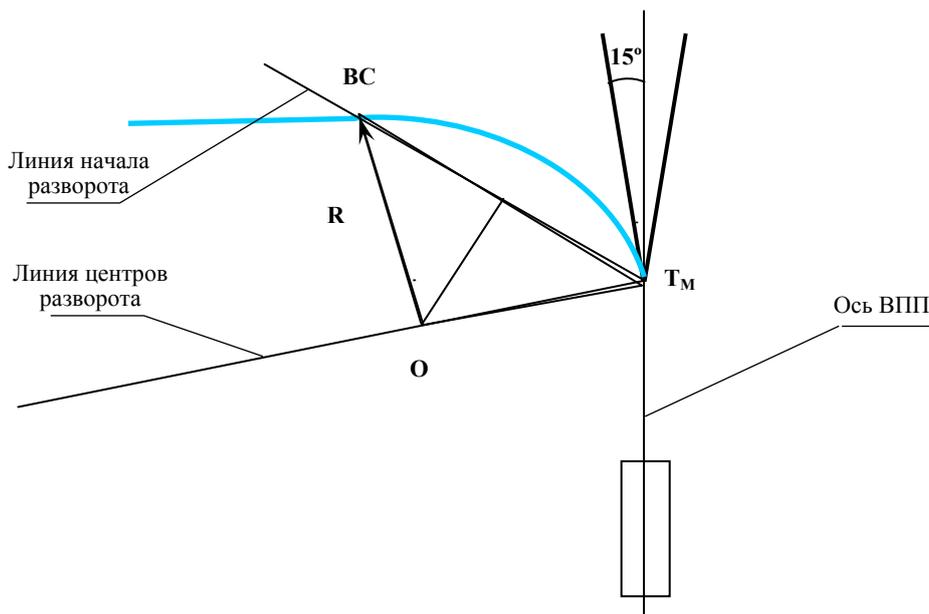
Составляем параметрическое уравнение линии, повернутой от оси ВПП на угол  $\pm(90^\circ + 15^\circ)$ , – это линия центров разворота. Поскольку этих линий две – слева и справа от оси, следует учесть знак бокового отклонения ВС от полосы.

Составляем уравнение прямой, проходящей через центр отрезка – начало координат ВС и перпендикулярной к нему.

Определяем координаты точки пересечения этой прямой с линией центров. Это и есть координаты центра разворота.

Определяем радиус разворота как расстояние от центра до ВС.

Обратным преобразованием возвращаем систему координат в исходное положение.



Определение координат центра и радиуса маневра

**Библиографические ссылки**

**References**

1. Вовк В. И., Липин А. В., Саранский Ю. Н. Зональная навигация : учеб. пособие. СПб. : Академия ГА, 2004. 145 с.
2. Бочкарев В. В., Крыжановский Г. А., Сухих Н. Н. Автоматизированное управление движением авиационного транспорта / под ред. Г. А. Крыжановского. М. : Транспорт, 1999. 298 с.
3. Вычужанин В. Б., Борсоев В. А. Методы повышения достоверности передачи данных по спутниковым каналам связи при УВД с автоматическим зависимым наблюдением // Современные проблемы радиоэлектроники : сб. науч. ст. Краснояр. гос. техн. ун-та. М. : Радио и связь, 2006. С. 446–450.

1. Vovk V. I., Lipin A. V., Saranskij Ju. N. Zonal'naja navigacija: uchebnoe posobie. SPB. : Akademija GA, 2004. 145 s.
2. Bochkarev V. V., Kryzhanovskij G. A., Suhij N. N. Avtomatizirovannoe upravlenie dvizheniem aviacionnogo transporta ; pod red. G. A. Kryzhanovskogo. M. : Transport, 1999. 298 s.
3. Vychuzhanin V. B., Borsoev V. A. Metody povyshenija dostovernosti peredachi dannyh po sputnikovym kanalam svjazi pri UVD s avtomaticheskim zavisimym nabljudeniem // Sovremennye Problemy radiojelektroniki : sb. nauch. st. Krasnojarsk. gos. tehnic. un-ta. M. : Radio i svjaz', 2006, S. 446–450.

© Акзигитов Р. А., Калининков В. А., 2013

УДК 621.396.932.1

**ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ РЕГУЛЯРНОСТИ ПОЛЕТОВ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ ПУТЕМ ОПЕРАТИВНОГО УСТРАНЕНИЯ И ДИАГНОСТИКИ НЕИСПРАВНОСТЕЙ**

*Р. А. Акзигитов, С. А. Кривенко*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: pnk-sibsau@mail.ru

*Рассматривается проблема простоя воздушных судов во внебазовых аэропортах при неисправностях и предлагается вариант решения проблемы.*

*Ключевые слова: контрольно-проверочная аппаратура, диагностика, мониторинг.*

**IMPROVING OF THE EFFICIENCY OF REGULAR AIRCRAFT FLIGHTS BY OPERATIVE SOLUTION AND DIAGNOSTICS OF FAULTS**

*R. A. Akzigitov, S. A. Krivenko*

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: pnk-sibsau@mail.ru

*This article considers the problem of idle aircrafts with faults at off-base airports and the solution of the problem.*

*Keywords: control and test equipment, diagnostics, monitoring.*

Авиакомпании гражданской авиации России несут большие потери при простое воздушных судов (ВС) во внебазовых аэропортах, особенно в зарубежных, поэтому возврат неисправного воздушного судна на базовый аэродром для устранения неисправностей дает ощутимый экономический выигрыш. Следовательно, контрольно-проверочная аппаратура (КПА), позволяющая определить допустимость полета без снятия аппаратуры с борта ВС, находит все большее применение.

Эффективность воздушного транспорта определяется главным образом безопасностью полетов, их регулярностью, себестоимостью перевозок. Безопасность полетов зависит от таких факторов, как надежность авиационной техники и правильное ее использование в процессе эксплуатации. В свою очередь, надежность техники в процессе эксплуатации, регулярность полетов и себестоимость перевозок в значительной степени зависят от качества технического обслуживания и ремонта, производительности труда, от длительности простоев авиационной техники, в том числе и авиационного оборудования, на техническом обслуживании [1].

Несмотря на систематическое увеличение надежности элементной базы систем, непрерывное возрастание объема и сложности авиационного оборудования является одной из главных причин появления случайных отказов в его системах. Поэтому сокращение длительности простоев авиационной техники может быть достигнуто также уменьшением времени определения работоспособности объектов авиационного оборудования и поиска места отказа в них. Эта проблема может быть решена путем разработки и внедрения в эксплуатацию прогрессивных методов и средств контроля технического состояния авиационного оборудования.

Контрольно-проверочная аппаратура, предназначенная для контроля и обслуживания бортовых систем без снятия их с воздушного судна, получает все большее распространение. Связано это с требованием сокращения затрат времени и средств на техническое обслуживание, а обеспечивается резко возросшими возможностями электроники и вычислительной техники. Таким образом, происходит перераспределение функций переносной и стационарной КПА. Стационарная теряет часть функций контроля и обслуживания бортовой аппаратуры, а переносная берет их на себя [2].

Есть еще один аспект применения: переносной КПА-контроль бортовой аппаратуры во внебазовом аэропорту, где отсутствует стационарная КПА или ее применение невозможно. При отказах бортовых систем эта аппаратура может помочь при заказе запасных частей или для принятия технически обоснованного решения на вылет до аэропорта базирования, что позволяет сократить простой ВС, который вне базы стоит очень дорого.

Требования, предъявляемые к переносной КПА: многофункциональность, универсальность, достаточ-

ная точность, малый вес и габариты, питание от бортовой сети через штатные разъемы или автономное.

При этом многофункциональность означает по возможности более полный контроль максимально возможного числа параметров. Универсальность – возможность контроля нескольких систем. Требование достаточной точности означает, что при невозможности достичь параметров стационарной аппаратуры необходимо определить максимально возможную точность переносной КПА и определить круг задач, с которыми она в состоянии справиться, или сузить диапазон контролируемого параметра с целью получения необходимой точности в его пределах [3].

При разработке должны быть учтены в полной мере все приведенные выше требования к переносной КПА и учтено, что разрабатывается не серийная аппаратура, а прибор, который будет изготовлен в одном или нескольких экземплярах силами эксплуатирующей организации. Для допуска прибора к работе необходима не сертификация, а экспертиза местного регионального центра авиационной метрологии. Это позволит применять прибор в пределах одной эксплуатирующей организации.

#### Библиографические ссылки

1. Вовк В. И., Липин А. В., Саранский Ю. Н. Зональная навигация : учеб. пособие. СПб. : Академия ГА, 2004. 145 с.
2. Бочкарев В. В., Крыжановский Г. А., Сухих Н. Н. Автоматизированное управление движением авиационного транспорта / под ред. Г. А. Крыжановского. М. : Транспорт, 1999. 298 с.
3. Вычужанин В. Б., Борсоев В. А. Методы повышения достоверности передачи данных по спутниковым каналам связи при УВД с автоматическим зависимым наблюдением // Современные проблемы радиоэлектроники : сб. науч. ст. Краснояр. гос. техн. ун-та. М. : Радио и связь, 2006. С. 446–450.

#### References

1. Vovk V. I., Lipin A. V., Saranskij Ju. N. Zonal'naja navigacija: uchebnoe posobie. SPB. : Akademija GA, 2004. 145 s.
2. Bochkarev V. V., Kryzhanovskij G. A., Suhij N. N. Avtomatizirovannoe upravlenie dvizheniem aviacionnogo transporta ; pod red. G. A. Kryzhanovskogo. M. : Transport, 1999. 298 s.
3. Vychuzhanin V. B., Borsoev V. A. Metody povyshenija dostovernosti peredachi dannyh po sputnikovym kanalam svjazi pri UVD s avtomaticheskim zavisimym nabljudeniem // Sovremennye problemy radiojelektroniki : sb. nauch. st. Krasnojarsk. gos. tehnic. un-ta. M. : Radio i svjaz', 2006, S. 446–450.

© Акзигитов Р. А., Кривенко С. А., 2013

УДК 621.396.932.1

## ПРОБЛЕМА НАВИГАЦИИ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ В УСЛОВИЯХ ОТСУТСТВИЯ СООТВЕТСТВУЮЩЕГО НАЗЕМНОГО НАВИГАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ

*Р. А. Акзигитов, И. А. Акзигитова, О. И. Любченко*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: pnk-sibsau@mail.ru

*Рассматривается проблема обеспечения навигации воздушных судов при доставке грузов и людей в трудно-доступные районы, не охваченные единым навигационным полем.*

*Ключевые слова: навигация, высокие широты, радионавигационное поле.*

## THE PROBLEM OF AIR VESSELS NAVIGATION UNDER THE CONDITIONS OF ABSENCE OF CORRESPONDING GROUND NAVIGATION SUPPORT

*R. A. Akzigitov, I. A. Akzigitova, O. I. Liubchenko*

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: pnk-sibsau@mail.ru

*This article considers the problem of aircraft navigation in the delivery of goods and people in remote areas not covered by a single navigation field.*

*Keywords: navigation, high latitude, radio navigation field.*

В процессе обеспечения воздушного движения одной из важных задач является непрерывное определение местоположения воздушных судов. Именно оно позволяет контролировать выполнение заданного плана полета и фиксировать отклонения от маршрута.

Большие трудности возникают при выполнении данной задачи в районах, где отсутствуют радиолокационные станции (РЛС), в горных местностях, лесных массивах, в высоких широтах, на малых и предельно малых высотах.

Целесообразно решать данную проблему с использованием спутниковых навигационных систем, спутниковых систем связи и систем автоматического мониторинга транспортных средств.

Гражданская авиация РФ является одной из основных составляющих Единой транспортной системы России и выполняет огромные объемы работ по перевозке людей и грузов в пределах страны и за рубеж. В то же время имеются такие регионы в стране, куда может производиться доставка грузов и людей только авиация, где практически отсутствуют железнодорожные и автомобильные коммуникации. К таким регионам относятся регионы за Полярным кругом, на Крайнем Севере, на Дальнем Востоке, в горах Алтайского края, в тайге Красноярского края и т. д. В эти районы выполняются полеты воздушных судов МЧС, гражданской авиации, авиации общего назначения. Возникают потребности в отправке грузов и людей для геолого-разведывательных и геодезических, для целей топливно-добывающей промышленности (нефтяные и газовые комплексы), для обеспечения действий санитарной, пожарной и других видов авиации.

Отсюда возникает достаточно сложная задача обеспечения своевременной доставки грузов и людей в заданную точку с обеспечением необходимых тре-

бований по безопасности полетов. Задача осложняется тем, что в указанных выше труднодоступных районах практически отсутствует единое радионавигационное поле, что существенно осложняет вопрос проводки ВС по маршруту, вывода его в заданную навигационную точку и обеспечения посадки на необорудованных площадках.

Решение задачи создания единого радионавигационного поля для всей РФ в обозримом будущем не ставится, так как размещение соответствующей радионавигационной аппаратуры на земле и создание необходимой инфраструктуры в труднодоступных и отдаленных районах экономически невозможно из-за огромных материальных и других затрат.

Естественным путем решение указанной задачи является использование спутниковых навигационных систем типа ГЛОНАСС и GPS.

Однако на данный момент система ГЛОНАСС развернута примерно на 30 % своих возможностей (используется в ИСЗ вместо требуемых ГУ), и в ближайшей временной перспективе ожидать ввода ее в полнообъемную эксплуатацию нереально. Система GPS не предусматривает возможности обеспечения навигации ВС над всей территорией России и может это сделать только при совместном использовании с системой ГЛОНАСС.

Таким образом, возникает важная и актуальная научная проблема обеспечения навигации ВС авиации различного назначения в отдаленных и труднодоступных районах России. Обратим внимание, что эта проблема, по существу, распадается на 2 взаимосвязанных проблемы: проблема проводки воздушного судна по маршруту в отсутствие единого радионавигационного поля, вывода ВС в заданную точку, где отсутствуют специальные навигационные реперные

ориентиры, и проблема обеспечения посадки ВС в местах, для этой цели не предназначенных.

Указанную проблему можно попытаться решать с помощью установки дополнительных средств навигации на борту ВС в виде автономных устройств и например, радиометрического оборудования или иного. Однако установка дополнительного оборудования не всегда желательна, а для ряда типов ВС и невозможна.

Поэтому рассматривается вариант решения сформулированной выше проблемы путем использования штатного бортового радиотехнического оборудования в качестве навигационного средства, одновременно решающего задачу навигации ВС по маршруту и обеспечения посадки ВС на необорудованные площадки при сохранении заданного уровня безопасности полетов.

В этой связи возникает важная научно-техническая задача обеспечения навигации ВС при доставке грузов и людей в труднодоступные районы страны в условиях отсутствия единого радионавигационного поля путем использования для этих целей штатного бортового радиотехнического оборудования.

#### Библиографические ссылки

1. Вовк В. И., Липин А. В., Саранский Ю. Н. Зональная навигация : учеб. пособие. СПб. : Академия ГА, 2004. 145 с.

2. Бочкарев В. В., Крыжановский Г. А., Сухих Н. Н. Автоматизированное управление движением авиационного транспорта / под ред. Г. А. Крыжановского. М. : Транспорт, 1999. 298 с.

3. Вычужанин В. Б., Борсоев В. А. Методы повышения достоверности передачи данных по спутниковым каналам связи при УВД с автоматическим зависимым наблюдением // Современные проблемы радиоэлектроники : сб. науч. ст. Краснояр. гос. техн. ун-та. М. : Радио и связь, 2006. С. 446–450.

#### References

1. Vovk V. I., Lipin A. V., Saranskij Ju. N. Zonal'naja navigacija: uchebnoe posobie. SPB. : Akademija GA, 2004. 145 s.

2. Bochkarev V. V., Kryzhanovskij G. A., Suhih N. N. Avtomatizirovannoe upravlenie dvizheniem aviacionnogo transporta / pod red. G. A. Kryzhanovskogo. M. : Transport, 1999. 298 s.

3. Vychuzhanin V. B., Borsoev V. A. Metody povysheniya dostovernosti peredachi dannyh po sputnikovym kanalams svjazi pri UVD s avtomaticheskim zavisimym nabljudeniem // Sovremennye problemy radiojelektroniki : sb. nauch. st. Krasnojarsk. gos. tehn. un-ta. M. : Radio i svjaz', 2006. S. 446–450.

© Акзигитов Р. А., Акзигитова И. А.,  
Любченко О. И., 2013

УДК 621.396.932.1

### ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ СИСТЕМЫ ПОСАДКИ ПОСРЕДСТВОМ СТАЦИОНАРНЫХ ПСЕВДОСПУТНИКОВ

*И. А. Акзигитова, Е. И. Стапуль*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: pnk-sibsau@mail.ru

*Рассматривается метод захода на посадку посредством псевдоспутников.*

*Ключевые слова: псевдоспутник, посадка, навигация.*

### IMPROVING THE EFFICIENCY OF LANDING BY STATIONARY PSEUDOLITES

*I. A. Akzigitova, E. I. Stapul'*

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: pnk-sibsau@mail.ru

*This article considers a method of approach by pseudo satellites.*

*Keywords: pseudolite, landing, navigation.*

Современные спутниковые радионавигационные системы ГЛОНАСС/GPS позволяют определить координаты потребителя с точностью порядка 10–15 м, что удовлетворяет требованиям по точности навигационных определений воздушных судов при маршрутных полётах и полётах в аэродромных зонах, включая некатегорированный заход на посадку. Вы-

полнение же требований по точности навигационных определений при обеспечении захода на посадку по категориям ИКАО может быть достигнуто с использованием дифференциальных методов спутниковой навигации. Перспективным вариантом является реализация дифференциального режима с использованием псевдоспутника (ПС). Наличие псевдоспутников

позволяет уменьшить значение геометрического фактора в вертикальной плоскости в 6–8 раз и в горизонтальной плоскости в 3–4 раза за счет появления в зоне радиобзора воздушного судна дополнительной радионавигационной точки, расположенной в нижней полусфере. Именно данное обстоятельство существенно уменьшает погрешность при использовании псевдоспутника [1].

При реализации дифференциальной системы с использованием псевдоспутника возникает ряд проблем. Излучаемые источником навигационного сигнала псевдоспутника сигналы являются помехой как для навигационной аппаратуры ГЛОНАСС/GPS воздушного судна, совершающего заход на взлетно-посадочную полосу, так и для эталонного навигационного приёмника самого псевдоспутника.

Псевдоспутники выполняют функции по формированию корректирующей информации и передаче на борт потребителя необходимых для дифференциальной коррекции сигналов. Цифровые сообщения могут передаваться в структуре цифрового кадра навигационного сигнала псевдоспутника аналогично информации навигационного космического аппарата (НКА). Первоначально при проработке систем с использованием ПС предлагалось сигнал псевдоспутника принимать той же антенной что и сигналы НКА. Следовательно, в таком варианте не требуются изменения и доработки в бортовом радионавигационном оборудовании ВС в связи с внедрением псевдоспутника.

Предполагается, что прием сигналов ПС должен производиться антенным устройством, расположенным в верхней части ВС и обеспечивающим одновременный прием сигналов навигационных спутников. Такой подход диктуется соображениями избежания усложнения аппаратуры. Однако при этом существует проблема приема сигнала ПС, так как ПС находится на земле (нижняя полусфера), и приём сигналов от ПС будет производиться боковыми лепестками ДН, уровень которых порядка минус 20 дБ (основной лепесток направлен вверх на приём сигнала НКА). Подавление принимаемого сигнала ПС может быть ещё больше вследствие того, что само ВС является большим экраном. Один из способов решения данной проблемы – увеличение мощности передатчика псевдоспутника, однако при реализации данного решения появляются следующие проблемы. У разных типов ВС может быть разное затухание сигнала, в зависимости от их конструкции и места установки приёмной антенны на ВС. Также затухание может меняться от типа (свойств) антенн, расположения воздушного судна в пространстве в связи с его маневрами и расстояния относительно ПС.

На основании анализа этой проблемы можно сделать вывод, что эффективное использование псевдоспутника возможно в случае применения на воздушном судне двух разнесённых антенн, одна из которых (штатная) – антенна аппаратуры воздушного судна для верхней полусферы, а вторая антенна – снизу фюзеляжа (для нижней полусферы) – обеспечивает приём сигналов псевдоспутника. Такой подход приведёт к усложнению самолётного оборудования, однако он является совершенно необходимым

для обеспечения эффективного использования псевдоспутника, и при этом данное усложнение конструктивно является незначительным. Необходимость установки антенны в нижней части воздушного судна диктуется также возможностью уменьшения мощности излучения сигнала ПС при данной конструкции, поскольку сигнал ПС принимается основным лепестком ДН нижней антенны.

При установке на ВС двух антенн возникает задача обработки двух сигналов. При этом целесообразно выполнять обработку сигналов в единой аппаратуре радионавигации (АРН). В этом случае необходимо выполнить суммирование сигналов верхней и нижней антенн.

Суммирование сигналов НКА и ПС проводится на высокой частоте, т. е. сразу с выходов малошумящих усилителей (МШУ) сигналы подаются на сумматор ( $\Sigma$ ), далее в радиотракт (РТ), аналогово-цифровой преобразователь (АЦП), блок цифровой обработки сигналов (БЦОС) и вычислительный блок (ВБ). При использовании данной схемы при приближении ВС к псевдоспутнику уровень принимаемого сигнала от ПС возрастает, в то же время уровень принимаемого сигнала от НКА остаётся неизменным, что приведет к нарушению работы АРН ВС [2].

Следовательно, простого добавления в оборудование стандартной антенны и МШУ с суммированием на высокой частоте недостаточно для обеспечения работы системы. Можно предложить установить после приёмной антенны сигналов ПС автоматический регулятор усиления (АРУ), который должен постоянно поддерживать необходимый уровень сигнала на входе сумматора (см. рисунок).

В связи с тем что промышленность не выпускает АРУ, обеспечивающих работу по сигналам малой мощности, необходимо усилить сигнал ПС перед АРУ. Для такого усиления целесообразно применить вариант усиления сигналов ПС с использованием преобразования частоты, поскольку значительное усиление сигнала на одной частоте трудно реализовать.

При реализации данного решения остаётся вероятность приёма сигнала ПС основной антенной ВС. Перспективным решением может быть передача сигналов ПС не в диапазоне частот работы ГЛОНАСС/GPS. Например, можно использовать полосу частот, согласно Регламенту радиосвязи РФ выделенную для радионавигации, – 9ГГц.

Одним из наиболее перспективных путей повышения помехозащищенности АРН является использование компенсирующей системы – инерциальной навигационной системы (ИНС). ИНС предназначена для определения координат, углов ориентации и параметров движения летательных аппаратов широкого класса. ИНС определяет и выдает потребителю полный комплект навигационной информации.

Инерциальную систему предлагается эксплуатировать одновременно с системой посадки. Расхождение в данных этих двух систем будет указывать на наличие помехи, что позволит, например, вовремя уйти на второй круг идущему на посадку воздушному судну.

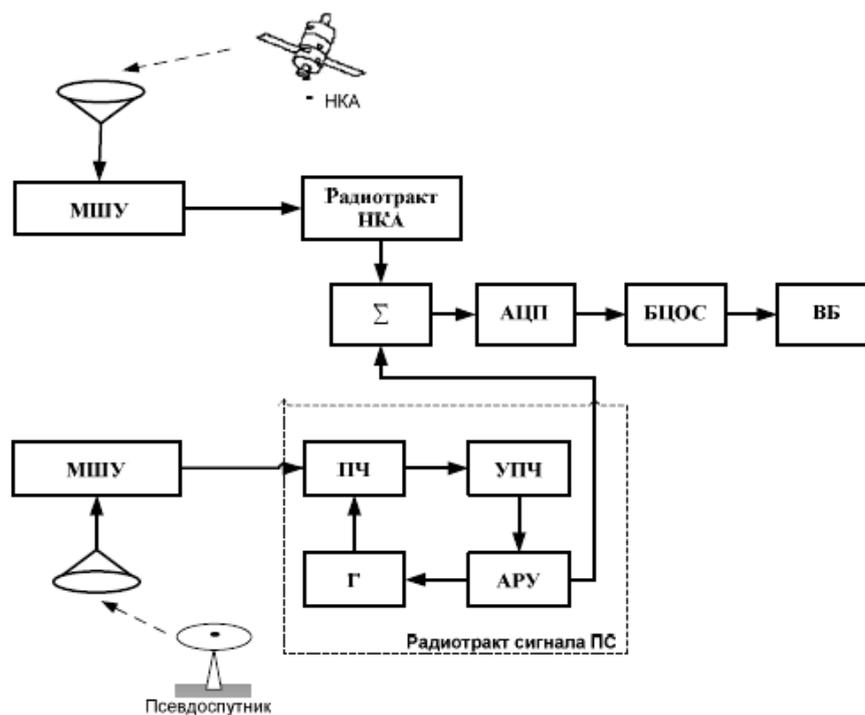


Схема структурная суммирования сигналов НКА

Инерциальной системой предусматривается определение координат с помощью спутниковых навигационных систем. При отсутствии сигналов ГЛОНАСС и GPS возможно использование сигналов псевдоспутников. После пропадания сигналов псевдоспутников система продолжает определение координат в течение 5 минут, а в течение 60 с система позволяет совершить посадку без сигналов от ПС и НКА, удовлетворяющую по точностным параметрам захода на посадку трем категориям ИКАО. Определение углов крена, тангажа, высоты и вертикальной скорости поддерживается неограниченное время.

#### Библиографические ссылки

1. Вовк В. И., Липин А. В., Саранский Ю. Н. Зональная навигация : учеб. пособие. СПб. : Академия ГА, 2004. 145 с.

2. Бочкарев В. В., Крыжановский Г. А., Сухих Н. Н. Автоматизированное управление движением авиационного транспорта / под ред. Г. А. Крыжановского. М. : Транспорт, 1999. 298 с.

#### References

1. Vovk V. I., Lipin A. V., Saranskij Ju. N. Zonal'naja navigacija: uchebnoe posobie. SPB. : Akademija GA, 2004. 145 s.

2. Bochkarev V. V., Kryzhanovskij G. A., Suhih N. N. Avtomatizirovanное управление dvizheniem aviacionnogo transporta / pod red. G. A. Kryzhanovskogo. M. : Transport, 1999. 298 s.

© Аксигитова И. А., Стапуль Е. И., 2013

УДК 620.179

### ИССЛЕДОВАНИЕ МЕТОДОВ ЗАЩИТЫ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ СИСТЕМ ПОСАДКИ ОТ ИНТЕРМОДУЛЯЦИОННЫХ ПОМЕХ

*И. В. Алтухов, В. М. Мусонов*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: pnk-sibsau@mail.ru

*Рассмотрен метод защиты бортовой аппаратуры от интермодуляционных помех системы посадки «Курс МП-70» с помощью колец из магнитомягкого феррита.*

*Ключевые слова: диапазон, приемник, частота.*

**THE RESEARCH OF METHODS OF LANDING SYSTEMS BOARD EQUIPMENT PROTECTION FROM INTERMODULATION**

*I. V. Altukhov, V. M. Musonov*

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: pnk-sibsau@mail.ru

*The article presents a method of on-board equipment protection from IM-landing system COURSE MP-70 intermodulation with rings of soft magnetic ferrite.*

*Keywords: range of the receiver, frequency.*

Бортовое радиоприемное оборудование навигации по системе VOR и бортовое радиоприемное оборудование посадки самолетов по системам ILS и СП работают в диапазоне радиочастот 108,0–117,95 МГц.

Рядом с навигационно-посадочным диапазоном размещен диапазон радиочастот 87,5–107,9 МГц, используемый радиовещательными станциями УКВ-ЧМ.

Согласно требованиям ИКАО нежелательные уровни сигналов радиостанций УКВ-ЧМ на входе приемников аппаратуры посадки и аппаратуры навигации нормированы и могут достигать на некоторых аэродромах значений, приведенных в таблице.

Под воздействием этих сигналов в приемниках, если в них не предусмотрена специальная защита, возникает интермодуляционная помеха [1].

**Уровни сигналов радиостанций УКВ-ЧМ на входе приемников**

Частота МГц	Максимальны уровень помехи на входе приемника	
	мкВ	дБм Вт
87,5–102,0	$1,26 \cdot 10^6$	+15
104,0	$0,70 \cdot 10^6$	+10
106,0	$0,40 \cdot 10^6$	+5
107,9	$0,07 \cdot 10^6$	-10

Интермодуляция – это возникновение помех на выходе устройства при воздействии на его вход двух или более сигналов, частоты которых не совпадают с частотой основного сигнала и приводят к помехам на частоте основного сигнала. В рассмотрении опасна интермодуляционная помеха третьего порядка, представляющая собой комбинацию  $2f_1 - f_2$ .

В незащищенном приемнике вследствие нелинейности активных элементов в маломощных каскадах высокочастотного тракта возникает множество гармонических составляющих, среди них присутствует и составляющая  $2f_1 - f_2 = 2 \cdot 107,7 - 107,3 = 108,1$  МГц. Частота 108,1 МГц совпадает с частотой основного сигнала посадочного маяка. Это означает, что посадочный канал 108,1 МГц оказался пораженным, и посадка (навигация) самолета становится невозможной.

В случае непринятия специальных мер по защите от помех пораженных каналов посадки и навигации становится много [2].

Динамический диапазон по побочным каналам, блокированию, перекрестным искажениям и интермодуляции при избыточности чувствительности приемного тракта может быть расширен путем снижения

крутизны нагрузочной прямой первого каскада усилителя высокой частоты. Это может быть обеспечено за счет уменьшения нагрузочного (коллекторного, стокового) сопротивления до величины, при которой значение чувствительности сохраняется в требуемых пределах. Так, например, по ТУ чувствительность должна быть не хуже 6 мкВ для изделия «Курс МП-70». Следовательно, имеется возможность снижения крутизны нагрузочной прямой и, следовательно, сопротивления нагрузки до 2,2 раза, за счет чего и может быть обеспечено расширение динамического диапазона [3].

Без каких-либо изменений и дополнений принципиальных схем частотная селективность входных цепей изделий «Курс МП-70» может быть повышена, если на высокочастотный кабель надеть кольцо из магнитомягкого феррита (рис. 1), то за счет индуктивности  $L_k$  и емкости  $C_k$  между кольцом и кабелем будет образован последовательный колебательный контур (рис. 2), характеризующийся резонансными свойствами.

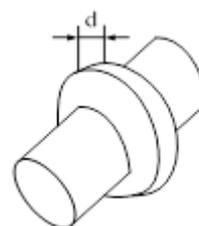


Рис. 1. Кабель с ферритовым кольцом



Рис. 2. Эквивалентная схема участка кабеля с кольцом

Для резонансной длины волны при постоянстве внутреннего диаметра кольца:

$$\lambda_p = d \sqrt{\mu_n \epsilon''},$$

где  $d$  – ширина кольца;  $\mu_n$  – магнитная проницаемость феррита;  $\epsilon''$  – минимальная часть диэлектрической проницаемости, связана со справочной величиной эффективной проводимости  $\sigma$ .

Марка феррита выбирается с учетом значения частоты радиосигнала. Так, например, для частот до 200 МГц

необходимо применять феррит марки 30ВЧ2 со справочными значениями  $\mu_n = 25...35$  и  $\sigma = 1,5 \cdot 10^6$  м·А–1, а для рабочих частот до 350 МГц – феррит марки 5ВЧ1 со справочными значениями  $\mu_n = 4,7...6,5$  и  $\rho = 107$  Ом·м.

Для повышения добротности следует применять два, три, четыре ферритовых кольца, надетых на кабель одно за другим и расположенных на расстоянии  $(3...4) \cdot d$  друг от друга. Увеличение количества колец свыше четырех может привести к снижению добротности колебательной системы и потерям мощности полезного сигнала.

Расстояние от кольца до концов кабеля особого значения не имеет. Важно, чтобы кабель имел как можно меньше изгибов и кольца располагались на прямолинейном участке. Это связано с тем, что изгибы кабеля характеризуются внесением реактивностей – индуктивностей и емкостей, что повлияет на резонансную частоту контура, образованного кольцами и кабелем [4].

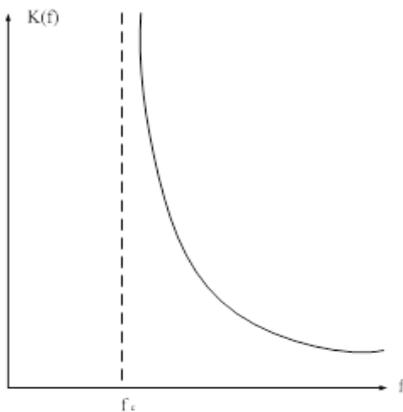


Рис. 3. Амплитудно-частотная характеристика фильтра нижних частот

Размеры ферритовых колец и место их установки с целью обеспечения наилучших фильтрующих свойств следует подбирать с небольшим разбросом вокруг значений  $d$  индивидуально для каждого варианта размещения изделий на борту воздушного судна. Кроме того, система из двух ферритовых колец, надетых на кабель, может представлять собой фильтр нижних частот, если одно кольцо имеет индуктивный характер, а второе – емкостный или активный. При этом если ширина  $d$  первого кольца рассчитывается по изложенной выше методике, то ширина второго кольца подбирается опытным путем в пределах  $(4...5) \cdot d$  с

тем, чтобы частота среза образовавшегося фильтра была достаточно близка к частоте сигнала (рис. 3). При этом мешающие сигналы с частотами выше частоты полезного сигнала будут отфильтровываться.

### Библиографические ссылки

1. Рамсен Д. М. Анализ причин аварий самолетов на этапах захода на посадку и приземления : перевод № 20/77 // Flight international. 1985. Vol. 107. № 3437. P. 107–112.
2. Бортовые радиоустройства посадки самолетов / И. А. Хаймович, П. А. Иванов, Ю. Е. Устроев и др. М. : Машиностроение, 1980. 382 с.
3. Кондрашов В. И., Федоренко В. Н. Бортовые радиотехнические средства ближней навигации и инструментальной посадки летательных аппаратов // Технология и конструирование в электронной аппаратуре. 2002. № 1. С. 3–9.
4. Кондрашов В. И., Федоренко В. Н. Анализ влияния частотно-модулированных помех, создаваемых УКВ радиовещательными станциями, на функционирование бортовой навигационно-посадочной аппаратуры // Науч. вестн. Моск. гос. техн. ун-та гражд. авиации. Сер. Радиофизика и радиотехника. 2003. № 62. С. 20–25.

### References

1. Ramsden D. M. Analiz prichin avarij samoletov na etapah zahoda na posadku i prizemljenija [perevod № 20/77] // Flight international. 1985. Vol. 107. № 3437. P. 107–112.
2. Bortovye radioustrojstva posadki samoletov / I. A. Hajmovich, P. A. Ivanov, Ju. E. Ustroev i dr. M. : Mashinostroenie, 1980. 382 s.
3. Kondrashov V. I., Fedorenko V. N. Bortovye radiotekhnicheskie sredstva blizhnej navigacii i instrumental'noj posadki letatel'nyh apparatov // Tehnologija i konstruirovanie v jelektronnoj apparature. 2002. № 1. S. 3–9.
4. Kondrashov V. I., Fedorenko V. N. Analiz vlijanija chastotno-modulirovannyh pomeh, sozdavaemyh UKV radioveshhatelnymi stancijami na funkcionirovanie bortovoj navigacionno-posadochnoj apparatury // Nauch. vestn. Mosk. gos. tehn. un-ta grazhd. aviacii. 2003. Ser. Radiofizika i radiotekhnika. № 62. S. 20–25.

© Алтухов И. В., Мусонов В. М., 2013

## НАДЕЖНОСТЬ АВИАЦИОННОГО ОБОРУДОВАНИЯ, ПРЕДОТВРАЩЕНИЕ КАТАСТРОФЫ

*А. А. Анисимова, Р. С. Паиков*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: martovskayaeva@gmail.com

*С момента появления в нашей жизни авиации случилось много прорывов, но и не меньше падений. Во многом такой неблагоприятный исход событий случался по вине человека, введенного в стрессовую ситуацию. На это могло повлиять огромное множество факторов. Человечество стремится снизить риск угрозы для жизни, и во многом это удается, путем совершенствования техники, создания более надежной аппаратуры. Нам нужно понять не только, как от обычного оборудования на борту воздушного судна зависит полет и жизни пассажиров и экипажа, но и как следует поступить, что бы предотвратить возможный риск.*

*Ключевые слова: электрооборудование, катастрофа, риск.*

## THE RELIABILITY OF AVIATION EQUIPMENT, DISASTER PREVENTION

*A. A. Anisimova, R. S. Pashkov*

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochoy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: martovskayaeva@gmail.com

*Since the advent of aviation in our lives both many breakthroughs and a lot of downfalls happened. In many ways, such an unfavorable turn of events happened because of a person entered in a stressful situation. This could be affected by a great many factors. Mankind aims to reduce the risk of life-threatening, and in many ways it succeeds, by improving technology, creating more reliable equipment. We need to understand not only how the flight and the lives of passengers and the crew depend on the usual equipment on board the aircraft, but also what should be done to prevent the risks.*

*Keywords: electrical equipment, disaster, risk.*

По данным голландского Фонда безопасности полетов, по числу авиакатастроф 2012 год стал самым безопасным за всю историю гражданской авиации с 1945 года. За год случились 23 авиакатастрофы, унесшие 475 человеческих жизней. Из 23 катастроф 2012 года лишь одна произошла во время взлета, пять – сразу после взлета, три в полете, десять – при заходе на посадку, четыре при посадке.

По статистике, причины катастроф распределяются следующим образом:

- ошибки пилотов – 50 %;
    - ошибки пилотов неспровоцированные – 29 %;
    - ошибки пилотов, вызванные сложными метеоро условиями, – 16 %;
    - ошибки пилотов, вызванные отказами техники, – 5 %;
  - отказы авиатехники – 22 %;
  - погодные условия – 12 %;
  - терроризм – 9 %;
  - ошибки наземного персонала (авиадиспетчеров, авиатехников и др.) – 7 %;
  - другие причины – 1 %;
- одним из факторов, увеличивающих вероятность катастроф являются помехи навигационных приборов. Наиболее вероятной причиной специалистам представляется отказ приемного навигационного оборудования, возникающий из-за износа или внешнего воздействия [1].

Назначение авиационных приборов состоит в обеспечении надежного контроля за текущими значениями параметров, характеризующих режимы полета самолета, работу двигателя и отдельных систем. Полет в сложных метеорологических условиях и ночью немислим без приборов, показывающих положение самолета в воздухе и направление его полета. Устанавливая наиболее рациональные режимы работы двигателя и режимы полета, можно увеличить срок службы двигателя, сделать полет более экономичным, увеличить дальность и продолжительность. При точных показаниях авиационных приборов, надежной их работе и правильном пользовании ими обеспечивается безопасность полета. Пилот, в совершенстве владеющий навыками полетов по приборам, может вывести самолет из любого сложного положения. Это значит, что все приборы на борту воздушного судна должны быть надежными, безотказными, долговечными, ремонтпригодными и могли сохранять все эти свойства в период эксплуатации. В этом случае снижается риск возникновения катастрофы [2].

Надежность любого электрооборудования и аппаратуры существенным образом зависит от условий эксплуатации. Условия эксплуатации в производственных помещениях характеризуются климатическими и электромеханическими воздействиями, режимами работы и отсутствием рационального технического обслуживания. Надежность всех объектов также зависит от коэффициента нагрузки: чем он больше,

тем надежность объекта меньше. Решить эту проблему можно либо путем уменьшения коэффициента нагрузки для этого же объекта, либо заменой этого объекта объектом большей мощности при том же коэффициенте нагрузки, но это сопряжено с увеличением экономических затрат, объемов, веса, габаритов, затрат электроэнергии. Поэтому находят такую структуру, которая в условиях экономических ограничений обладает наибольшей надежностью, или находят такой вариант структуры, для которого при ограничении на надежность стоимость затрат наименьшая.

Чаще всего отказы электрооборудования объясняются простейшими причинами, такими как повреждение коррозией либо ослабление крепления клеммных соединений, выход из строя предохранителя или плавкой вставки, отказ реле и т. п. Кроме проблем, связанных с нарушением качества электрических соединений, к числу наиболее вероятных и часто происходящих отказов электрических контуров следует отнести обрывы и короткие замыкания в цепи. Поэтому следует тщательнее делать технический осмотр на борту самолета, это может спасти многие жизни и технику тоже. Своевременный качественный техосмотр и своевременная замена устаревшего оборудования могут сни-

зить риск возникновения катастрофы, ведь от оборудования во многом зависит безопасность полета.

#### Библиографические ссылки

1. Рамсден Д. М. Анализ причин аварий самолетов на этапах захода на посадку и приземления : перевод № 20/77 // Flight international. 1985. Vol. 107. № 3437. P. 107–112.
2. Бортовые радиоустройства посадки самолетов / И. А. Хаймович, П. А. Иванов, Ю. Е. Устроев и др. М. : Машиностроение, 1980. 382 с.

#### References

1. Ramsden D. M. Analiz prichin avarij samoletov na jetapah zahoda na posadku i prizemlenija : perevod № 20/77 // Flight international. 1985. Vol. 107. № 3437. P. 107–112.
2. Bortovye radioustrojstva posadki samoletov / I. A. Hajmovich, P. A. Ivanov, Ju. E. Ustroev i dr. M. : Mashinostroenie, 1980. 382 s.

© Анисимова А. А., Пашков Р. С., 2013

УДК 629.7/621.01

### МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ТЕХНИЧЕСКОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ ДЛЯ ОЦЕНКИ ЭФФЕКТИВНОСТИ УПРАВЛЕНИЯ

*В. Ю. Афанасьев, К. Н. Марков, П. С. Чупряков, К. Н. Винокуров, Е. А. Фурманова*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: furmula@mail.ru

*Рассмотрена возможность оценки состояния системы технической эксплуатации воздушных судов применением аппарата полумарковских процессов. Результаты оценки состояния системы могут быть использованы для организации эффективного управления поддержанием летной годности.*

*Ключевые слова: поддержание летной годности, техническая эксплуатация, марковский процесс, эффективность.*

### MODELLING AIRCRAFT TECHNICAL MAINTANANCE PROCESS TO ESTIMATE CONTROL EFFECTIVENESS

*V. Y. Afanas'ev, K. N. Markov, P. S. Chupryakov, K. N. Vinokurov, Y. A. Furmanova*

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: furmula@mail.ru

*The possibility of aircrafts technical maintenance system condition estimation is considered. Also the usage of semi-Markov processes apparatus is considered. The results of system condition estimation may be used for organizing effective flightworthiness maintenance control.*

*Keywords: flightworthiness maintenance, technical maintenance, Markov process, effectiveness.*

Проблема поддержания летной годности (ПЛГ) воздушных судов (ВС) в современных условиях работы отрасли находится в центре внимания авиационной администрации, специалистов научно-исследовательских организаций, предприятий авиационной промышленности и гражданской авиации [1].

Основные требования и рекомендации по ПЛГ ВС содержатся в международных стандартах и руководствах ИКАО, в нормативных документах МАК и Российской Федерации, в опубликованных материалах научно-исследовательских работ в области ПЛГ ВС.

В «Транспортной стратегии Российской Федерации до 2030 года», утвержденной Правительством Российской Федерации 22.11.2008 г. № 1734-р, в ряду основных недостатков российского транспорта выделяются: низкий технический уровень и неудовлетворительное состояние производственной базы, сохранение тенденции старения основных фондов и их неэффективного использования [1; 2].

В связи с этим особую актуальность приобретает задача создания системы управления процессом технической эксплуатации (ТЭ) и ПЛГ ВС и разработка алгоритмов оценки ее эффективности. Для управления системой необходимо построение модели оценки состояния процесса.

Целью работы является построение полумарковской модели управляемых процессов ТЭ ВС для оценки их эффективности.

Поставленная цель в работе достигается построением полумарковской модели управления процессами ПЛГ компонентов ВС по состоянию с контролем параметров, изменение которых во времени образует процесс накопления, с учетом иерархической структуры процесса и характера исходной информации «старяющего» парка ВС [3].

При этом под управляемым процессом ПЛГ ВС понимается любая деятельность по ПЛГ, использующая ресурсы для обеспечения способности превращать входящие элементы процесса в выходящие. Часто выходящие элементы одного процесса напрямую образуют входящие элементы следующего процесса, а деятельность по ПЛГ охватывает выполнение всех мероприятий, которые гарантируют, что в любой момент срока эксплуатации все ВС соответствуют требованиям к летной годности и находятся в состоянии, обеспечивающем их безопасную эксплуатацию (Doc 9760, том 2, ICAO 2001).

Совокупность взаимосвязанных управляемых процессов ПЛГ ВС образует последовательную во времени смену состояний процесса в соответствии с принятой стратегией. При построении модели процесса ТЭ ВС на практике выделены следующие состояния: П – в полете, Ер – обеспечение вылета в рейсе, Вр – восстановление повреждений в рейсе, Mr – простои по метеословиям в рейсе, Г – в резерве, А – исправные, не совершавшие полетов, М – простои по метео в базовом аэропорту, Е – обеспечение вылета в базовом аэропорту, Тб – техническое обслуживание по форме Б, Тп – техническое обслуживание по периодическим формам, З – отсутствие запасных частей, Дв – отсутствие двигателей, Д – доработка по бюллетеням, Ж – рекламации промышленности, В – восстановление повреждений, Пр – продление ресурсов и сроков службы, Э – сертификация экземпляра ВС, Л – расследование происшествий, Мл – мониторинг летной годности, Ор – ожидание ремонта, Рк – ремонт капитальный, Жр – рекламации ремонтным заводам, С – списание [3].

В работе разработаны модели управляемых процессов ПЛГ ВС, учитывающие особенности процесса как объекта управления, свойства полумарковских процессов, характер исходной информации о процессах ПЛГ ВС по данным авиакомпания «Красэйр» за

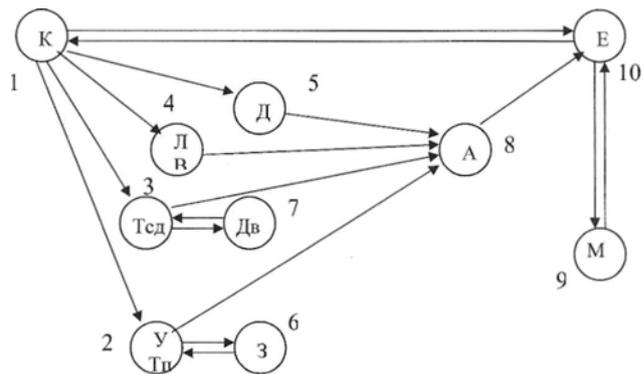
2004–2008 гг. Например, процесс технического обслуживания (ПТО) самолетов Ту-154 представлен графом, приведенным на рисунке.

На основании графов состояний и переходов процессов ТЭ составлялись дифференциальные уравнения Колмогорова, которые решались относительно вероятностей нахождения в состояниях эксплуатации.

В работе выполнена проверка адекватности полумарковских моделей ПЛГ исходным процессам, которая включает проверку того, что функции распределения случайных величин времени пребывания в состояниях эксплуатации зависят лишь от времени пребывания в предыдущем состоянии, и проверку того, что «вложенная цепь» смены состояний объектов является однородной марковской цепью первого порядка.

Применение математического аппарата управляемых полумарковских процессов для моделирования процессов ПЛГ самолетов на протяжении всего их жизненного цикла дает возможность выполнить оценку эффективности различных вариантов программы.

Оценка основных показателей эффективности процесса ПЛГ ВС выполнялась по коэффициентам пребывания в каждом из состояний, коэффициенту использования и коэффициенту простоев [2].



Ориентированный граф состояний и переходов системы ПТО самолетов Ту-154 М, реализуемой на авиационно-технической базе авиакомпании «Красэйр» за 2004–2008 гг.

Показано, что программа ПЛГ самолетов Ту-154 М (без капитального ремонта) в условиях центров ТОиР эффективнее исходной программы ПЛГ (с капитальным ремонтом и поэтапным продлением ресурсов и сроков службы) по показателям интенсивности использования и экономичности процессов.

Результаты проведенных исследований и опыт применения эффективной программы ПЛГ самолетов Ту-154 М (без капитального ремонта) в центрах ТОиР может быть использован при эксплуатации «старяющего» парка ВС других типов.

### Библиографические ссылки

1. Смирнов Н. Н., Владимиров Н. И., Черненко Ж. С. Техническая эксплуатация летательных аппаратов : учебник для вузов. М. : Транспорт, 1990. 423 с.
2. Ицкович А. А. Управление процессами технической эксплуатации летательных аппаратов : учеб. пособие. М. : МГТУ ГА, 1994. Ч. 1. 116 с.

3. Файнбург И. А. Научно-методическое обеспечение управления процессами поддержания летной годности воздушных судов : дис. ... канд. техн. наук / МГТУ ГА, М., 2009. 220 с.

#### References

1. Smirnov N. N., Vladimirov N. I., Chernenko Zh. S. *Tehnicheskaja jekspluatacija letatel'nyh apparatov* : ucheb. dlja vuzov. M. : Transport, 1990. 423 s.

2. Ickovich A.A. *Upravlenie processami tehnicheckoj jekspluatacii letatel'nyh apparatov* : ucheb. posobie ; MGTU GA M. 1994. Chast' 1. 116 s.

3. Fajnburg I. A. *Nauchno-metodicheskoe obespechenie upravlenija processami podderzhanija letnoj godnosti vozdušnyh sudov* : dis. ... kand. tehn. nauk ; MGTU GA. Moskva, 2009. 220 s.

© Афанасьев В. Ю., Марков К. Н., Чупряков П. С., Винокуров К. Н., Фурманова Е. А., 2013

УДК 656.7:658.012.011.56

### ЭФФЕКТИВНОСТЬ ИНТЕНСИВНОЙ ТЕХНИЧЕСКОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТОВ. РЕСУРСЫ И СРОКИ СЛУЖБЫ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ

*В. В. Барабаничиков, Э. В. Горбунов*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: pharo95@yandex.ru, eric.gorbunov@bk.ru

*Рассмотрены эффективность технической эксплуатации авиационной техники на протяжении всего её жизненного цикла, срок службы летательных аппаратов, а также состояние авиапарка, имеющегося в распоряжении авиакомпаний Российской Федерации.*

*Ключевые слова: авиация, летательные аппараты, авиакомпании, техническая эксплуатация авиационной техники.*

### THE EFFECTIVENESS OF INTENSIVE TECHNICAL OPERATION OF AIRCRAFT. RESOURCES AND TERMS OF SERVICE OF AVIATION TECHNICS

*V. V. Barabanshchikov, E. V. Gorbunov*

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia  
E-mail: pharo95@yandex.ru, eric.gorbunov@bk.ru

*The effectiveness of technical exploitation of aviation equipment throughout its life cycle, the service life of aircraft as well as the state of the fleet available for airlines of the Russian Federation are considered in the paper.*

*Keywords: aviation, aircraft, airlines, technical maintenance of aviation equipment.*

Эффективность технической эксплуатации самолетов существенно зависит, в частности, от следующих параметров летной эксплуатации:

- 1) средней продолжительности полета;
- 2) интенсивности полетов.

Продолжительность полета определяет затраты труда, времени и средств, необходимых для технической подготовки самолета к использованию по назначению и приведению его в исходное состояние после завершения каждого полета.

Интенсивность использования самолетов характеризует, в частности, интенсивность старения парка, т. е. выработку самолетами ресурсов и сроков службы.

Для авиационной техники ГА в целях обеспечения безопасности, надежности и эффективности эксплуатации могут задаваться:

1) ресурс до списания, задается для каждого типа самолета в целом и основных комплектующих изде-

лий из требований экономичности при условии обеспечения безопасности эксплуатации;

2) гарантийный ресурс самолета, определяет период действия гарантийных обязательств изготовителя и должен обеспечивать соответствие качества производимой продукции установленным в эксплуатационной документации требованиям;

3) межремонтный ресурс самолета – определяется условиями обеспечения надежности и экономичности эксплуатации парка самолетов данного типа и устанавливает ограничение по их применению.

Основным фактором старения парка отечественных типов самолетов является календарный срок их эксплуатации. Наиболее ярко тенденция старения прослеживается на самолетах, производство которых прекращено 10 и более лет назад [1].

Увеличение среднегодовых налетов до 3,5–4 тыс. ч позволит повысить эффективность эксплуатации парка самолетов как в плане удовлетворения спроса на

пассажирские перевозки, так и снижения удельных затрат на техническое обслуживание и ремонт.

За рубежом суточные налеты ближнемагистральных самолетов достигают 6–9 ч, а дальнемагистральных – 13–16 ч. Максимальные суточные и среднесуточные налеты ряда отечественных самолетов также достигают 10–14 ч, что свидетельствует о технической возможности интенсивной эксплуатации самолетов в ГА.

С учетом существующих технико-организационных резервов для самолетов Ил-96-300 и Ту-204 уже планируются и достигаются величины среднегодового налета до 4 000 ч. Однако практическая реализация таких возможностей для парка в целом требует существенного совершенствования организации эксплуа-

тации и изменения структуры парка самолетов ГА для каждого эксплуатанта и по стране в целом.

#### Библиографическая ссылка

1. Далецкий С. В., Деркач О. Я., Петров А. Н. Эффективность технической эксплуатации самолетов гражданской авиации // Воздушный транспорт. 2002. 216 с.

#### Reference

1. Daleckij S. V., Derkach O. Ja., Petrov A. N. Jefferktivnost' tehničeskoj jekspluatácii samoletov grazhdanskoj aviacii // Vozdushnyj transport, 2002. 216 s.

© Барабанщиков В. В., Горбунов Э. В., 2013

УДК 129.7.058.2

### СЕРИИ АВИАЦИОННЫХ ЭЛЕКТРОМАШИНЫХ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ И ОБЛАСТЬ ИХ ПРИМЕНЕНИЯ

*И. В. Герасев, Е. С. Золкина*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: piksi92@mail.ru

*Обозначены серии авиационных электромашинных преобразователей. Рассмотрена область применения авиационных электромашинных преобразователей. Приведена классификация авиационных электромашинных преобразователей.*

*Ключевые слова: авиационные электромашинные преобразователи, область применения авиационных электромашинных преобразователей, классификация авиационных электромашинных преобразователей.*

### SERIES OF AIRCRAFT ROTATING CONVERTERS AND THEIR APPLICATIONS

*I. V. Gerasev, E. S. Zolkina*

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochoy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: piksi92@mail.ru

*Series of aircraft rotating converters are described. The scope of application of air rotating converters is considered. The classification of aircraft rotating converters is given.*

*Keywords: aircraft rotating converters, application of air rotating converters, classification of aircraft rotating converters.*

На летательных аппаратах, где основной системой электроснабжения является система постоянного тока, для получения переменного тока стабильной частоты применяются преобразователи. Если первичной системой электроснабжения является система переменного тока, то преобразователи служат аварийными источниками энергии.

По принципу действия преобразователи подразделяют на электромашинные и статические, по виду выходного напряжения – на однофазные, трехфазные и комбинированные.

Электромашинные преобразователи представляют собой комбинированный агрегат постоянного тока с регулятором частоты вращения и генератора переменного тока со стабилизацией выходного напряже-

ния. Вследствие двойного преобразования энергии имеют низкий коэффициент полезного действия – 0,45–0,5.

Статические преобразователи не имеют подвижных частей, у них больше срок службы, более высокое качество переходных процессов, значительно меньшее время выхода на рабочий режим (в 5–10 раз), более простое техническое обслуживание. Коэффициент полезного действия – 0,55–0,7

Наиболее широкое распространение получили преобразователи: однофазные (ПО, МА), трехфазные (ПТ, ПАГ), трехфазно-однофазные (ПТО) и статические (ПТС, СПО).

Преобразователи однофазные типа ПО изготавливаются мощностью от 500 до 6 000 ВА. Преобразова-

тели представляют собой двигатель-генераторные агрегаты, состоящие из электродвигателя постоянного тока и однофазного синхронного генератора, которые имеют общий корпус и вал [1].

Трёхфазные преобразователи типа ПТ изготавливаются мощностью от 70 до 6 000 ВА. Преобразователи представляют собой двигатель-генераторные агрегаты, состоящие из электродвигателя постоянного тока и расположенного с ним на одном валу трёхфазного синхронного генератора.

Трёхфазные преобразователи типа ПАГ по принципу действия и устройства аналогичны преобразователям типа ПТ малой мощности. У преобразователей серий ПАГ и ПТ малой мощности (например, ПТ-125Ц) регулирование напряжения не осуществляется, так как они рассчитаны на постоянную нагрузку. Стабилизация частоты вращения ротора преобразователей осуществляется или с помощью центробежного регулятора (ПТ-70), или с помощью напряжения, подаваемого на обмотку управления двигателя.

Трёхфазно-однофазные преобразователи типа ПТО (ПТО-400/750М, ПТО-500/3000, ПТО-1000/1500М и др.) предназначены для преобразования постоянного тока напряжением 27 В в переменный однофазный ток напряжением 115 В и переменный трёхфазный ток напряжением 36 В частотой 400 Гц [2].

Преобразователи типа МА (мотор-альтернатор, т. е. двигатель-генератор) предназначены для преобразования постоянного тока бортовой сети в переменный ток напряжением 115 В, частотой 400 Гц. Преобразователи типа МА состоят из двух электромашин, размещённых в одном корпусе: электродвигателя постоянного тока смешанного возбуждения и бесколлекторного однофазного синхронного генератора переменного тока индукторного типа (ротором генератора является индикатор, выполненный из листов электротехнической стали, имеющей полюсные выступы). Сверху корпуса преобразователя размещена коробка управления, предназначенная для регулирования напряжения генератора, дистанционного включения преобразователя, регулирования режима работы.

Трёхфазные статические преобразователи типа ПТС предназначены для преобразования постоянного тока в трёхфазный переменный напряжением 36 и 115 В, частотой 400 Гц, мощностью 25–800 ВА. Они используются на ЛА в качестве вторичных источников электропитания. Преобразователь устанавливают на амортизационную раму. Основные элементы преобразователя – блоки управления и питания, стабилизатор напряжения, задающий генератор, инверторы, трансформаторно-фильтрующее устройство, электроventильатор, фильтры радиопомех.

#### Библиографические ссылки

1. Кондрашов В. И., Федоренко В. Н. Бортовые радиотехнические средства ближней навигации и инструментальной посадки летательных аппаратов // Технология и конструирование в электронной аппаратуре. 2002. № 1. С. 3–9.
2. Кондрашов В. И., Федоренко В. Н. Анализ влияния частотно-модулированных помех, создаваемых УКВ радиовещательными станциями, на функционирование бортовой навигационно-посадочной аппаратуры // Науч. вестн. Моск. гос. техн. ун-та гражд. авиации. 2003. Сер. Радиофизика и радиотехника. № 62. С. 20–25.

#### References

1. Kondrashov V. I., V. N. Fedorenko Bortovye radiotekhnicheskie sredstva blizhnej navigacii i instrumental'noj posadki letatel'nyh apparatov // Tehnologija i konstruirovanie v jelektronnoj apparature. 2002. № 1. S. 3–9.
2. Kondrashov V. I., Fedorenko V. N. Analiz vlijaniya chastotno-modulirovannyh pomeh, sozdavaemyh UKV radioveshhatel'nyimi stancijami na funkcionirovanie bortovoj navigacionno-posadochnoj apparatury // Nauch. vestn. Mosk. gos. tehn. un-ta grazhd. aviacii. 2003. Ser. Radiofizika i radiotekhnika. № 62. S. 20–25.

© Герасев И. В., Золкина Е. С., 2013

УДК 621.67

### РАЗРАБОТКА МОДЕЛИ АГРЕГАТА ЭЛЕКТРОТЕХНИЧЕСКОЙ СИТЕМЫ С ЦЕНТРОБЕЖНЫМ НАСОСОМ

*А. В. Дегтярев, О. А. Лысенко, Р. Н. Хамитов*

Омский государственный технический университет

Россия, 644123, г. Омск, просп. Мира, 11. E-mail: ya.avdeg@yandex.ru, deolas@mail.ru, apple\_27@mail.ru

*Рассматриваются вопросы моделирования динамических процессов авиационной системы «асинхронный двигатель – центробежный насос» на основе совместного рассмотрения подсистем, из которых состоит рассматриваемый комплекс.*

*Ключевые слова: моделирование, асинхронный двигатель, центробежный насос.*

**THE DEVELOPMENT OF A MODEL OF AN ELECTRICAL SYSTEM UNIT WITH CENTRIFUGAL PUMPS**

A. V. Degtiarev, O. A. Lysenko, R. N. Khamitov

Omsk State Technical University

11, Mira prosp., Omsk, 644050, Russia. E-mail: ya. avdeg@yandex.ru, deolas@mail.ru, apple\_27@mail.ru

*The article deals with the simulation of the dynamic processes of the “induction motor – a centrifugal pump” aviation system on the basis of joint consideration of subsystems that make up the complex under study.*

*Keywords: modeling, induction motor, centrifugal pump.*

В качестве систем автоматизированного электропривода центробежных насосов наибольшее распространение получили регулируемые электроприводы на базе асинхронного двигателя (АД). Частотное управление является наиболее экономичным способом плавного регулирования частоты вращения АД.

Установки центробежных насосов (УЦН) электрических комплексов (ЭТК), как правило, моделируются с помощью обобщенных интегральных характеристик, не позволяющих исследовать поведение ЭТК в динамических режимах работы. Исследования ЭТК, построенных с использованием динамических моделей ЦН, необходимы для реализации эффективного и энергосберегающего регулирования технологических параметров гидросети. Для этого необходи-

мо получить взаимозависимости основных параметров режимов работы насоса, трубопровода, двигателя и преобразователя как составляющих единой системы. Для решения этих задач необходимо рассмотреть вопросы моделирования отдельных элементов авиационной системы электропривода УЦН.

В качестве модели электрической подсистемы используется двухконтурная схема замещения асинхронного двигателя.

В основе методики построения математической модели центробежного насоса лежит подход, взятый за основу в работе В. С. Костышина [1]. На основе математических моделей отдельных устройств создаётся общая система уравнений УЦН, соответствующая схеме приведенной на рисунке [2].

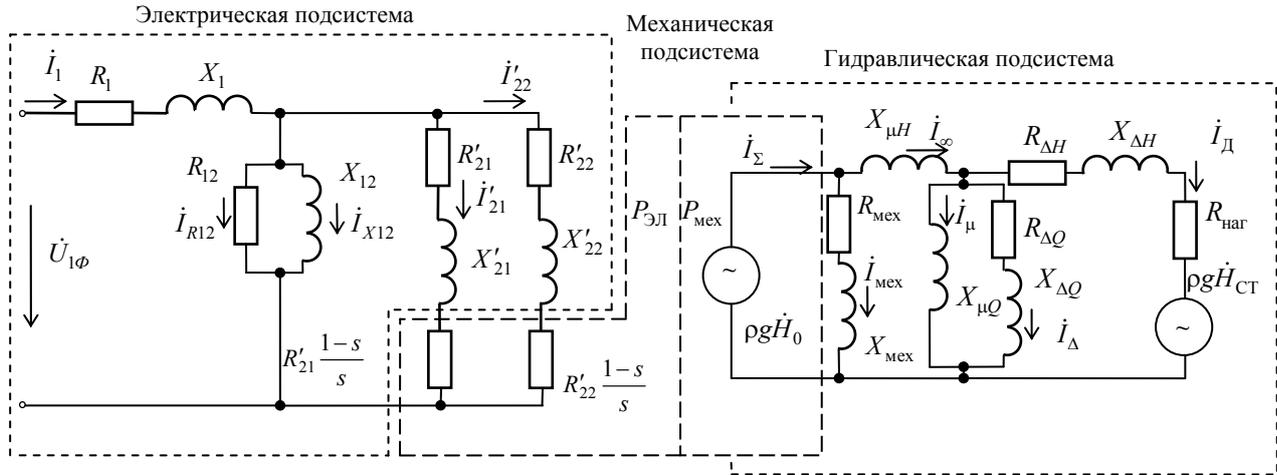


Схема замещения УЦН

$$\left. \begin{aligned} \dot{I}_1 - \dot{I}'_{21} - \dot{I}'_{22} - \dot{I}_{R12} - \dot{I}_{X12} &= 0; \\ \dot{I}_1(R_1 + jX_1) + \dot{I}_{R12}R_{12} &= \dot{U}; \\ \dot{I}_{R12}R_{12} - \dot{I}_{X12}X_{12} &= 0; \\ \dot{I}'_{21}\left(\frac{R'_{21}}{s} + jX'_{21}\right) - \dot{I}_{X12}jX_{12} &= 0; \\ \dot{I}'_{22}\left(\frac{R'_{22}}{s} + jX'_{22}\right) - \dot{I}_{X12}jX_{12} &= 0; \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

$$\dot{E}_0 \dot{I}_\Sigma (1-s) = m[(\dot{I}'_{21})^2 R'_{21} + (\dot{I}'_{22})^2 R'_{22}] \frac{1-s}{s}; \quad (2)$$

$$\dot{I}_{\text{мех}} (1-s)(R_{\text{мех}} + jX_{\text{мех}}(1-s)) = \dot{E}_0; \quad (3)$$

$$\dot{I}_\Sigma - \dot{I}_{\text{мех}} - \dot{I}_\infty = 0; \quad (4)$$

$$\left. \begin{aligned} \dot{I}_\infty - \dot{I}_\mu - \dot{I}_\Delta - \dot{I}_Д &= 0; \\ (1-s)(\dot{I}_\infty jX_{\mu H}(1-s) - \dot{I}_\mu jX_{\mu Q}(1-s) - \dot{I}_{\text{мех}}(R_{\text{мех}} + jX_{\text{мех}}(1-s))) &= 0; \\ (1-s)(\dot{I}_\Delta(R_{\Delta Q} + jX_{\Delta Q}(1-s)) - \dot{I}_\mu jX_{\mu Q}(1-s)) &= 0; \\ (1-s)(\dot{I}_Д(R_{\Delta H} + jX_{\Delta H}(1-s)) + \dot{I}_Д R_{\text{наг}} + \rho g \dot{H}_{\text{СТ}} - \dot{I}_\Delta(R_{\Delta Q} + jX_{\Delta Q}(1-s))) &= 0. \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

Система уравнений (1) представляет собой математическую модель электрической подсистемы. Уравнение (2) является уравнением связи между электрической и механической подсистемами. Уравнение (3) представляет собой математическую модель механической подсистемы. Уравнение (4) является уравнением связи между механической и гидравлической подсистемами. Уравнения (5) представляют собой математическую модель гидравлической подсистемы.

В уравнениях (1)–(5)  $\dot{I}_1, \dot{I}'_{21}, \dot{I}'_{22}, \dot{I}_{R12}, \dot{I}_{X12}$  – токи в соответствующих ветвях схемы замещения АД;  $\dot{I}_\Sigma, \dot{I}_{\text{мех}}, \dot{I}_\infty, \dot{I}_\mu, \dot{I}_\Delta, \dot{I}_D$  – токи в соответствующих ветвях схемы замещения ЦН;  $\rho g \dot{H}_{CT}$  – противоЭДС статического напора в трубопроводе;  $\rho g \dot{H}_0$  – ЭДС холостого хода;  $P_{\text{мех}}, P_{\text{эл}}$  – механическая и электрическая мощности;  $R_1, R_{12}$  – активные сопротивления статора и цепи намагничивания;  $R'_{21}, R'_{22}$  – активные сопротивления ротора;  $X_1, X_{12}$  – реактивные сопротивления статора и цепи намагничивания;  $X'_{21}, X'_{22}$  – реактивные сопротивления ротора;  $X_{\text{мех}}, R_{\text{мех}}$  – реактивное и активное сопротивления механических потерь;  $X_{\mu Q}$  – реактивное сопротивление изменения расхода жидкости в зависимости от количества лопастей;  $X_{\mu H}$  – реактивное сопротивление изменения напора жидкости в зависимости от количества лопастей;  $R_{\Delta Q}, X_{\Delta Q}$  – активное и реактивное сопротивления объемных потерь;  $R_{\Delta H}, X_{\Delta H}$  – активное и реактивное сопротивления потерь напора в отводе;  $R_{\text{нар}}$  – активное сопротивление потерь в нагрузке.

Для рассматриваемых элементов (ЦН марки К8/18, а также АД марки АД80А2У3) найдены соответст-

вующие параметры схемы замещения, определенные согласно методикам, предложенным в работах [1; 3].

Таким образом, полученная математическая модель позволяет получить основные динамические характеристики системы при основных динамических режимах работы (пуск, останов, сброс или наброс нагрузки). Расхождение расчетных и экспериментальных данных не превышает 15 %.

#### Библиографические ссылки

1. Костышин В. С. Моделирование режимов работы центробежных насосов на основе электрогидравлической аналогии : дис. ... д-ра техн. наук. Иванов-Франковск, 2000. 115 с.
2. Лысенко О. А. Исследование электротехнических комплексов с использованием динамических моделей центробежных насосов : автореф. дис. ... канд. техн. наук. Омск, 2012. 21 с.
3. Мошинский Ю. А., Беспалов В. Я., Кирякин А. А. Определение параметров схемы замещения асинхронной машины по каталожным данным // Электричество. 1998. № 4. С. 38–42.

#### References

1. Kostyshin V. S. *Modelirovanie rezhimov raboty centrobezhnyh nasosov na osnove jelektrogidravlicheskoj analogii*. Ivano-Frankovsk, 2000, 115 p.
2. Lysenko O. A. *Issledovanie jelektrotehnicheskikh kompleksov s ispol'zovaniem dinamicheskikh modelej centrobezhnyh nasosov*. Omsk, 2012, 21 p.
3. Moshhinskij Ju. A. *Jelektrichestvo*. 1998, № 4, pp. 38–42.

© Дегтярев А. В., Лысенко О. А., Хамитов Р. Н., 2013

УДК 621.7(07)

### ПРИЕМНОЕ УСТРОЙСТВО АВИАЦИОННЫХ НАВИГАЦИОННЫХ КОМПЛЕКСОВ И ПЕЛЕНГАТОРОВ

Ф. В. Зандер, А. В. Кацура, В. Н. Гейман

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: FZander@sfu-kras.ru

*Устройство позволяет определять направление подвижного объекта (летательного аппарата) на источник радиоизлучения, а также определять пространственную ориентацию подвижного объекта с повышенной точностью, надежностью и с минимальными аппаратными затратами.*

*Ключевые слова:* пеленгатор, пространственная ориентация, приемное устройство, навигационный комплекс.

### A RECEIVING DEVICE OF AIR NAVIGATIONAL COMPLEXES AND DIRECTION FINDERS

F. V. Zander, A. V. Katsura, V. N. Geiman

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: FZander@sfu-kras.ru

The device allows determining a direction of a mobile object (a flight vehicle) on a source of radio emission as well as for determination of space orientation of a mobile object with increased exactitude, reliability and with minimum hardware costs.

Keyword: direction finder, space orientation, receiving device, navigational complex.

В настоящее время актуальна задача создания интегрированных авиационных навигационных комплексов, соединяющих в себе не только функции собственно навигационных определений, но и определения пространственной ориентации подвижного объекта (летательного аппарата) и его направления движения относительно постороннего источника радиоизлучения. Для измерения направления на источник радиоизлучения и определения пространственной ориентации с погрешностью в единицы угловых минут необходимо иметь идентичность приемных каналов по внесению дополнительной фазовой погрешности на уровне единиц пикосекунд, в то время как только фильтры на ПАВ, применяемые в приемном канале, имеют разброс параметра, характеризующего задержку сигнала, на уровне десятков наносекунд.

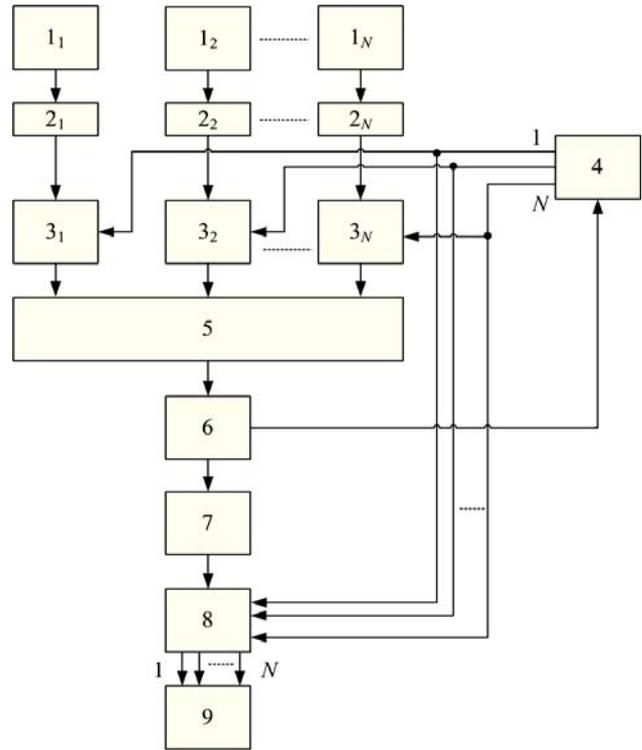
Недостатком существующих устройств является наличие нескольких приемных каналов, что усложняет устройство, повышает его габариты и стоимость, а также наличие сложного переключателя, также вносящего дополнительную фазовую и амплитудную погрешности в сигнал от антенн. При использовании в устройствах пеленгации трех и более антенн для определения не только направления но и пространственной ориентации объекта, построение устройства для определения направления на источник радиосигнала по этому принципу становится практически невозможным.

В разработанном приемном устройстве решена задача повышения точности и надежности определения направления на источник радиосигнала и пространственной ориентации подвижного объекта (летательного аппарата) путем использования всей энергии сигнала от каждой антенны на всем измерительном интервале за счет формирования единого группового сигнала, обрабатываемого в одном приемном канале, когда количество антенн 3 и более (Патент RU № 2425393, опубл. 27.07.2011. Бюл. № 21).

Предлагаемое устройство содержит в общем случае  $N$  антенн,  $N$  малошумящих усилителей,  $N$  модуляторов, сумматор, блок обработки группового сигнала, формирователь модуляционных последовательностей и демодулятор группового сигнала, причем каждые соответствующие из  $N$  антенн, малошумящий усилитель и модулятор соединены последовательно, выход каждого из  $N$  модуляторов соединен с соответствующим входом сумматора, который последовательно соединен с приемным каналом, блоком обработки группового сигнала, демодулятором и вычислителем направления, вход формирователя модуляционных последовательностей является вторым выходом приемного канала, а каждый из  $N$  его выходов соединен с управляющим входом соответствующего модулятора и с соответствующим управляющим входом демодулятора, где  $N \geq 3$ .

Преимущества предлагаемого технического решения заключаются в повышении точности измерения

информационных параметров за счет использования одновременно всей энергии сигналов от нескольких, в общем случае  $N$ , антенн при использовании одного приемного канала.



Структурная схема приемного устройства

Работает приемное устройство следующим образом (см. рисунок). Для определения направления на источник радиосигнала в трехмерном пространстве, а также для определения пространственной ориентации объекта необходимо использовать не менее 3-х антенн. Сигнал, излучаемый радионавигационным спутником, например спутником ГЛОНАСС, принимается антеннами  $1_1$ ,  $1_2$  и  $1_3$  и через малошумящие усилители  $2_1$ ,  $2_2$  и  $2_3$  подается на модуляторы  $3_1$ ,  $3_2$  и  $3_3$ . На управляющие входы модуляторов с формирователя 4 модуляционных последовательностей подаются кодовые последовательности, например, меандры кратных частот 2, 4, 8 кГц. Кодированные сигналы  $1_1$ ,  $1_2$  и  $1_3$  антенн суммируются в сумматоре 5 в единый (групповой) сигнал и далее обрабатываются в общем приемном канале 6, где групповой сигнал усиливается, фильтруется с целью подавления помех по соседним и зеркальным каналам и преобразуется на промежуточную частоту, пригодную для перехода на цифровую обработку, с учетом максимально ожидаемого доплеровского сдвига (не более 5 кГц). Имеющийся в приемном канале 6 синтезатор частот формирует сигналы гетеродинов для преобразования группового сигнала антенн на промежуточную частоту.

ту, а также тактовую частоту, поступающую на формирователь 4 модуляционных последовательностей. Преобразованный групповой сигнал с выхода приемного канала 6 подается в блок обработки группового сигнала 7, где, как правило, обработка переводится в цифровую форму путем аналогово-цифрового преобразования. В блоке обработки группового сигнала 7 производится ряд операций над сигналом, не требующих разделения на отдельные сигналы антенн: комплексное преобразование частоты, демодуляция псевдослучайного дальномерного кода, предварительное накопление сигнала и ряд других. Для обеспечения разделения сигналов от антенн в демодуляторе 8 группового сигнала производится демодуляция группового сигнала набором последовательностей, идентичных модулирующим кодам, использованным перед суммированием сигналов. Демодулированные сигналы подаются на вычислитель направления 9, где по измеренному значению разности фаз в двух пространственно удаленных друг от друга точках (согласно известному интерферометрическому принципу) определяется как направление на источник радиосигнала, так и пространственная ориентация объекта, на котором расположены антенны  $1_1$ ,  $1_2$  и  $1_3$ .

Таким образом, предлагаемое устройство обеспечивает определение направления на источник радиосигнала, а также пространственную ориентацию объекта с повышенной точностью относительно известных технических решений за счет исключения систематической погрешности измерения разности фаз сигнала одного источника радиосигнала на разнесенные антенны, обусловленной неидентичностью приемных каналов обработки сигналов антенн. При этом случайная погрешность как минимум не ухудшается по сравнению с известным способом, так как отсутствуют перерывы в наблюдении сигнала от одного источника, т. е. сохраняется максимально возможное отношение сигнал/шум за счет использования всей поступающей энергии сигнала.

Предлагаемое устройство позволяет с минимальными аппаратными затратами повысить на порядок и более точность измерения разности фаз и, соответственно, снизить погрешность определения направления, а также пространственной ориентации объекта.

© Зандер Ф. В., Кацура А. В.,  
Гейман В. Н., 2013

УДК 629.7

## НЕКОТОРЫЕ ВОПРОСЫ МЕТОДИКИ ОПТИМИЗАЦИИ ПАРКА ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

*А. В. Кравченко*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: aaa@mail.sibsau.ru

*Анализируются факторы, тормозящие развитие региональной авиации. Показано, что развитие собственных авиоперевозчиков – единственный сегодня путь вывода из состояния стагнации авиации регионов, дан вариант решения актуальной задачи по повышению эффективности применения авиации за счет оптимизации парка воздушных судов.*

*Ключевые слова: парк воздушных судов, факторы, региональная авиация, собственный авиоперевозчик, эффективность, оптимизация, внешняя среда функционирования, экономический анализ.*

## SOME ISSUES OF OPTIMIZATION METHODS OF AIRCRAFT FLEET

*A. V. Kravchenko*

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: aaa@mail.sibsau.ru

*The factors hindering the development of regional aviation are analysed. The development of regional air carriers currently are proved to be the only way out from the regional aviation stagnation, a variant to solve actual tasks to improve the efficiency of aviation operations by optimizing aircraft fleet is proposed.*

*Keywords: aircraft fleet, factors, regional aviation, private air carrier, efficiency, optimization, the external environment of functioning, economic analysis.*

В России авиационный транспорт в силу ее географического положения, социально-экономического развития, низкого уровня жизни населения играет большую социальную роль в обеспечении транспортных потребностей населения и интересов государства.

В настоящее время гражданская авиация вступила в стадию, когда моральное и физическое старение парка воздушных судов является тормозом в развитии отрасли в целом и субъектов Федерации в частности. Развитие региональной авиации тормозит много факторов: и недостаточная государственная поддержка,

и фактическое отсутствие системного подхода к решению ее проблем, и устаревшая, неэффективная авиатехника, и низкая платежеспособность населения. Отсюда и малая авиационная подвижность населения, составляющая в России 0,4 полета на человека в год, а в США – 2,5. А между тем малая авиация – единственное средство транспортной доступности для 15 млн человек, 28 000 населенных пунктов, 60 % территории РФ.

По данным Центра стратегических разработок в ГА было проведено исследование региональных и межрегиональных перевозок между городами Сибирского и Дальневосточного федеральных округов, в результате которого оказалось, что эти перевозки находятся в стадии стагнации: объемы перевозок растут в 4,3 раза медленнее, чем в целом по России, количество эксплуатируемых линий за период 2000–2011 гг. сократилось на 20 %. В России общая доля авиаперевозок между регионами на магистральных внутренних воздушных линиях (ВВП) составляет около 17 %, на региональных ВВП около 3 %. В основе такой ситуации низкий платежеспособный спрос населения и другие факторы, среди которых недостаточный уровень государственной поддержки [1]. В настоящее время существует практика государственной поддержки авиаперевозок в 16 субъектах Российской Федерации, в том числе субсидии распространяются на авиалинии за пределы субъектов. Первый шаг в развитии межрегиональных авиаперевозок при государственной поддержке за счет средств федерального бюджета предпринят в 2012 г. (4 федеральных округа – 162 маршрута). Но это не решает задачи для всех макрорегионов России. На примере маршрутной сети Приволжского федерального округа видно, что авиакомпании, не базирующиеся в регионе, выполняют не более 3 % рейсов на межрегиональных авиалиниях [1].

Выводы. В данной ситуации регионам необходимо развивать собственных авиаперевозчиков, настраивая модель их бизнеса на целевые рынки в пределах макрорегиона. Для этого должен использоваться комплексный механизм, включающий в себя государственно-частное партнерство с авиакомпаниями, программно-целевой метод управления проектом, что должно способствовать повышению эффективности применения гражданской авиации на основе улучшения интенсивного использования самолетно-вертолетного парка и путем реновации самолетно-моторного парка. Одним из способов улучшения интенсивности использования самолетно-вертолетного парка является оптимизация парка воздушных судов [2]. Решение задачи оптимизации можно рассмотреть по этапам.

1. На первом этапе необходимо проанализировать условия и особенности функционирования авиатранспортного комплекса региона. Для этого надо четко понимать, в каком состоянии находится экономика региона сегодня, в каком направлении она будет развиваться завтра, куда будут географически переме-

щаться основные инвестиционные проекты, а значит и трудовые ресурсы и грузы, как прогнозируется развитие демографической ситуации и уровня жизни населения, состояние и перспективы развития и провозные возможности транспортного комплекса. Другими словами, необходимо проанализировать состояние внешней среды функционирования гражданской авиации региона.

2. На втором этапе следует проанализировать состояние авиатранспортного комплекса региона (субъекта), проблемы (вызовы), препятствующие развитию, а именно: состав действующих авиаперевозчиков, состав, состояние, возможности и перспективы развития аэропортовой системы, сделать анализ авиаперевозок по аэропортам, маршрутам и типам воздушных судов, сделать выводы о необходимой (прогнозируемой) провозной потребности авиапарка, маршрутной сети исходя из спроса на авиационные перевозки как по секторам экономики, так и по социально значимым направлениям.

3. Третий этап – это этап экономического анализа маршрутов. Для этого выполняется предварительный выбор воздушных судов по их летно-техническим, эксплуатационным и экономическим характеристикам, проводится расчет экономической эффективности использования воздушных судов по конкретным маршрутам, обобщаются эти результаты. Исходя из прогнозируемого спроса делаются выводы по количественному и типовому составу парка воздушных судов в целом, так и по маршрутам, определяется необходимое количество рабочих мест. Таким образом можно получить более оптимальный с точки зрения экономической эффективности и безопасности полетов парк воздушных судов. Предложенный алгоритм оптимизации парка воздушных судов не является исчерпывающим. Кроме того, сама реализация предполагает использование простых, но достаточно точных методов расчета, позволяющих повысить эффективность процесса пассажирских перевозок.

#### Библиографические ссылки

1. Аралов Г. Когда региональная авиация встанет на крыло? // Aviation Explorer : материалы конф., 19 сент. 2012 г.
2. Цветцов А. В. Экономика предприятий авиационного транспорта : учеб. пособие / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2011.

#### References

1. Arapov G. When regional aviation embarks on the wing? // Aviation Explorer : conference materials, 2012.
2. Tsvetsikh A. V. *Economics of enterprises of aviation transport: textbook*. Siberian State Aerospace University. 2011, 112 p.

© Кравченко А. В., 2013

УДК 629.7.097.8

**ДИАГНОСТИРОВАНИЕ ПОМПАЖА ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ***Д. Д. Кудашов, В. П. Токарев*Уфимский государственный авиационный технический университет  
Россия, 450000, Республика Башкортостан, г. Уфа, ул. К. Маркса, 12. E-mail: Neruman@nextmail.ru

*Рассмотрены вопросы возникновения и протекания помпажа ГТД, описаны существующие методы определения предпомпажного состояния, рассмотрены их недостатки, предложена система оценки предпомпажного состояния ГТД с применением датчиков различных параметров.*

*Ключевые слова: помпаж, диагностика газотурбинного двигателя.*

**DIAGNOSTICS OF COMPRESSOR STALL OF GASE-TURBO ENGINE***D. D. Kudashov, V. P. Tokarev*Ufa State Aviation Technical University, Ufa, Russian Federation  
12, K. Marks str., Ufa, Resp. Bashkortostan. 450000, Russia. E-mail: Neruman@nextmail.ru

*The issues of GTE surging initiation and behavior, causes of its initiation are considered. The description to the existing methods of before-surfing condition detection and their shortcomings are given. The system for assessing the before-surfing condition of GTE using various sensors is proposed.*

*Keywords: compressor stall, diagnostics of gase-turbo engine.*

Помпаж – неустойчивый режим работы ГТД, при котором возникают автоколебания воздуха в компрессоре, приводящие к непредсказуемым последствиям работы двигателя.

Помпаж образуется вследствие срыва потока воздуха с рабочей поверхности лопатки компрессора, дальнейшего образования «вихревого течения», уменьшения эффективной площади сечения компрессора и последующего выброса воздуха на вход компрессора. Повторяющиеся пульсации давления в газоздушном тракте приводят к росту температуры в камере сгорания, неравномерности поля давления и как результат – к увеличению динамической напряженности и вибрации всех элементов силовой установки [1].

Предпомпажное состояние определяется по сопоставлению различных измеренных физических величин, определяющих режим работы двигателя с предельно допустимыми значениями этих же величин, характеризующих устойчивый режим работы ГТД.

Среди сигнализаторов помпажа имеются устройства, обнаруживающие начало срыва по резкому падению давления за компрессором, разности давлений на выходе компрессора и его входе, а также скорости изменения разности этих давлений. При превышении этими параметрами заданных значений вырабатывается сигнал воздействия на исполнительный орган.

Система диагностики помпажа ГТД представляет собой датчики, измеряющие параметры ГТД; микропроцессорный контроллер, фиксирующий возникновение помпажа по результатам измерения датчиков и вырабатывающий сигнал о возникновении помпажа потребителям.

В качестве датчиков, измеряющих параметры ГТД, используются следующие приборы: дифференциальный манометр для измерения разницы давления

воздуха на выходе и входе компрессора, пирометр спектрального отношения для измерения температуры выходящих газов, магнитно-индукционный датчик для измерения угловой скорости вращения ротора турбины ГТД и турбинный расходомер топлива.

Предлагаемый метод реализуется следующим образом: датчики, расположенные на ГТД, измеряют температуру газа за камерой сгорания ГТД  $T$ , давление воздуха на входе компрессора, давление воздуха на выходе компрессора, угловую скорость вращения ротора турбины ГТД  $\omega$  и мгновенный расход топлива  $G$ . Показания передаются в вычислительную систему, где вычисляются первая производная 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  $[\partial T/\partial t]$ ,  $[\partial \Delta P/\partial t]$ ,  $[\partial \omega/\partial t]$  соответственно, функционально зависящими от мгновенного расхода топлива, скорости и высоты полета ЛА. Функциональная зависимость определяется экспериментальным способом для каждой модели ГТД.

**Библиографическая ссылка**

1. Чичков Б. А. Рабочие лопатки авиационных ГТД. М. : Изд-во Моск. гос. техн. ун-та гражд. авиации, 2006. 73 с.

**Reference**

1. Chichkov B. A. Rabochie lopatki aviatsionnykh GTD. M. : Izd-vo Mosk. gos. tekhn. un-ta grazhd. aviatsii. 2006. 73 s.

© Кудашов Д. Д., Токарев В. П., 2013

**БОРЬБА ЗА УЗКОФЮЗЕЛЯЖНЫЙ РЫНОК**

Д. В. Линдт

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: pnk-sibsau@mail.ru

*Непримиримые конкуренты Boeing и Airbus отстаивают право на дуополию на узкофюзеляжном рынке, стремясь не пускать на него новых игроков. Солидные скидки для авиакомпаний позволили каждому из производителей значительно увеличить портфель заказов, в результате чего сейчас у них практически нет свободных слотов на поставку до 2020 года. В то же время программы новых игроков этого сегмента не укладываются в заданные изначально графики.*

*Ключевые слова: самолет, двигатель, программа.*

**FIGHT FOR THE MARKET OF NARROW-BODIED AIRCRAFT**

D. V. Lindt

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: pnk-sibsau@mail.ru

*Bitter rivals Boeing and Airbus, defending the right of a duopoly in the narrow-bodied aircraft market, try not to let new players appear there. Solid discounts for airlines allowed each of the manufacturers to increase the backlog of orders, as a result of which they have almost no free slots for delivery till 2020. At the same time, the programs of new players in this segment do not fit in the originally specified schedules.*

*Keywords: airplane, engine, program.*

Первый полет самолета CSeries канадской компании Bombardier был перенесен на месяц, китайскому C919 также не удастся соблюсти сроки. MC-21 пока придерживается расписания, но и оно было скорректировано в 2012 г.

Сегмент узкофюзеляжных самолетов по количеству эксплуатируемых машин считается самым большим в мире. Спрос на ВС вместимостью ориентировочно от 150 до 220 кресел будет расти, поскольку авиакомпаниям надо расширять парк и заменять уже эксплуатируемые машины. Пока этот рынок поделен практически поровну между американской Boeing и европейской Airbus, уже объявивших о следующих поколениях своих узкофюзеляжных самолетов. На конец июля Airbus получил твердые заказы на 2 348 самолетов семейства A320NEO, а Boeing – на 1 491 самолет семейства Boeing 737MAX. Оба производителя привлекают покупателей для своих узкофюзеляжных воздушных судов как существующего, так и нового поколения, предлагая значительные скидки. В частности, по некоторым данным, размер скидки при заказе ирландской низкотарифной авиакомпанией Ryanair 175 самолетов Boeing 737–800 составил почти 50 % от каталожной стоимости ВС [1].

На выход на рынок узкофюзеляжных самолетов сейчас, кроме того, претендует Bombardier с самолетом CSeries, а также российская корпорация «Иркут» с MC-21 и китайская COMAC с C919.

По количеству кресел семейство CSeries вплотную приближалось к наиболее востребованной размерности, но не вступало в прямую конкуренцию с магистральными узкофюзеляжными самолетами. Однако производитель в итоге принял решение о производстве самолетов CS300 вместимостью 160 кресел,

что фактически означает противостояние с Boeing и Airbus. Низкотарифные авиакомпании, например британская EasyJet, сейчас эксплуатируют самолеты Airbus A319, рассчитанные на 156 пасс. По различным данным, испанский авиаперевозчик Vueling сегодня выбирает между Airbus, Boeing и Bombardier, при этом ВС канадского производителя рассматривается в компоновке 160 кресел, а не 149, как предполагалось изначально. По некоторым данным, с такой же компоновкой эти суда может получить российский лизингодатель «Ильюшин Финанс Ко» (ИФК).

Ожидаемый в июле первый полет CSeries был одним из обсуждаемых событий во время авиационного салона в Ле-Бурже. Предполагалось, что канадский самолет полетит уже в начале второго летнего месяца. Однако в последний момент полет отложили еще на месяц, а в июле заявили, что полет состоится «в ближайшие недели», не уточнив, когда именно. Хотя на этот этап программы возлагаются особые надежды, поскольку ожидается, что он снимет опасения скептиков и подтолкнет продажи. Правда, в самой компании Bombardier не рассчитывают на значительное влияние первого полета на покупателей. Глава подразделения коммерческих самолетов Bombardier Майк Аркамон считает, что проблемы с самолетами A380 и Boeing 787 сделали всех перевозчиков более осторожными.

Во время Ле-Бурже Аркамон отметил, что количество твердых заказов на CSeries постепенно приближается к 200, он не стал называть точную цифру, добавил лишь, что сейчас часть заказчиков переводят опционы в твердые заказы. Правда, большинство участников рынка скептически относятся к тем объемам продаж, которых достиг самолетостроитель к сего-

дняшнему моменту. Тем не менее Aviation Week в своем рейтинге, опубликованном в ежедневном издании на Ле-Бурже, отметил, что у Bombardier не самые плохие достижения. Один из создателей классических схем авиационного лизинга, глава Air Lease Corp Стивен Удвар-Хази считает, что продажи тормозятся из-за высокой стоимости инфраструктуры по обслуживанию новой авионики, двигателей и других систем; эти минусы сведут на нет преимущества топливной эффективности самолета.

В ИФК полагают, что самолеты CSeries могут сформировать семейство в паре с российским MC-21 вместимостью 150–230 пасс., который также заказала лизинговая компания. «У CSeries и MC-21 очень много общего, поскольку у них 65 % общих поставщиков компонентов – в частности, с авиастроителями работают одни и те же поставщики двигателей, авионики, электрических систем, шасси и т. д. Для нас эти самолеты в одной линейке. Они даже внутри, в салоне, похожи, потому что поставщик интерьеров один и тот же», – говорит глава ИФК Александр Рубцов. Правда, пока идея о возможном семействе российского и канадского самолетов существует только в России, нигде на мировом рынке она не озвучивалась. Со стороны Bombardier идея об унификации звучала в марте 2012 г., но тогда потенциальным партнером назывался китайский C919, речь шла об унификации кабин CSeries и C919. Однако по другим параметрам эти самолеты существенно различаются: к примеру, C919 предполагается оснащать двигателями Leap-X производства компании CFM International, в то время как производители CSeries и MC-21 выбрали различные варианты двигателя GTF Pratt & Whitney.

Создателям MC-21, так же как и Bombardier, пришлось менять расписание: в прошлом году было объявлено, что американский двигателестроитель Pratt & Whitney переносит поставку первых двигателей для MC-21 с конца 2014 г. на I квартал 2015 г. По словам представителей производителя, это решение было связано с окончательным утверждением требований и параметров контракта. Второй двигатель – российский ПД-14 – получит сертификат в 2017 г. На данный момент «Иркут» подписал твердые контракты на поставку 135 ВС MC-21. Первыми заказчиками стали входящая в госкорпорацию «Ростех» лизинговая компания «Авиакапитал-Сервис» (заказ на 85 самолетов), а также «Ильюшин Финанс Ко» (50 ВС). Кроме того, у компании «ВЭБ-Лизинг» есть соглашение на поставку 30 самолетов. По словам главы «Иркута» Олега Демченко, в рамках МАКС-2013 авиакомпания «ИрАэро» закажет 10 самолетов. Всего «Иркут» рассчитывает произвести и поставить заказчикам 1 200 машин. Поскольку сейчас на рынке в общей сложности эксплуатируется около 10 000 ВС семейств Boeing 737 и A320, это составляет около 12 % нынешнего объема рынка. Однако и Boeing, и Airbus сейчас производят почти по 500 узкофюзеляжных ВС в месяц, по мере роста их количества в парке авиа-

компаний потенциальная доля MC-21 на рынке будет сокращаться. Западные эксперты считают, что MC-21, скорее всего, будет продаваться на внутреннем рынке, его перспективы в других странах пока оцениваются скептически [2].

Ситуация с китайским самолетом COMAC C919 еще более неопределенная. Первый полет этого самолета перенесен с 2014 г. на II квартал 2015 г. По новому расписанию выкатка самолета состоится в декабре 2014 г. Первый двигатель LEAP-1C может быть сертифицирован в июне 2015 г., однако согласно сообщению Aviation Week Администрация гражданской авиации КНР может разрешить испытательные полеты еще до завершения процедуры сертификации двигателя в Китае. Очередной перенос срока не вызвал удивления, поскольку программа стала отставать от расписания уже на этапе выбора поставщиков и подписания соглашений с партнерами.

Вице-президент «Boeing – Гражданские самолеты» и глава программы Boeing 737MAX Джозеф Озимек, комментируя перспективы CSeries и C919, сказал, что канадскому и китайскому производителям стоит «работать над продажами самолетов. Как только они начнут продавать больше самолетов, их ВС станут полноправными участниками этого рынка, тогда мы сможем составить о них реальное мнение. Однако пока обе эти компании не слишком хорошо справляются со своей работой». Пока Bombardier и COMAC откладывают этапы своих программ, Boeing, напротив, изменил расписание на более раннее. Начало эксплуатации Boeing 737MAX перенесли с IV на III квартал 2017 г., а это значит, что конкуренция за свою долю рынка в сегменте узкофюзеляжных самолетов для новых игроков будет еще сложнее. Дуополия отстает свои позиции.

### Библиографические ссылки

1. Рамсен Д. М. Анализ причин аварий самолетов на этапах захода на посадку и приземления : перевод № 20/77 // Flight international. 1985. Vol. 107. № 3437. P. 107–112.
2. Бортовые радиоустройства посадки самолетов / И. А. Хаймович, П. А. Иванов, Ю. Е. Устроев и др. М. : Машиностроение, 1980. 382 с.

### References

1. Ramsden D. M. Analiz prichin avarij samoletov na jetapah zahoda na posadku i prizemlenija : perevod № 20/77 // Flight international. 1985. Vol. 107. № 3437. P. 107–112.
2. Bortovye radioustrojstva posadki samoletov / I. A. Hajmovich, P. A. Ivanov, Ju. E. Ustroev i dr. M. : Mashinostroenie, 1980. 382 s.

© Линдт Д. В., 2013

УДК 629.7.064

## ПРИМЕНЕНИЕ ГИБРИДНЫХ ОПТОВОЛОКОННЫХ СВЕТОВОДОВ ПРЯМОГО СОЛНЕЧНОГО СВЕТА НА ВОЗДУШНЫХ СУДАХ

*Е. А. Лосев*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: pnk-sibsau@mail.ru

*Рассматривается возможность применения гибридных оптоволоконных световодов прямого солнечного света на воздушных судах.*

*Ключевые слова: световод, гибрид, оптоволоконный*

## THE APPLICATION OF HYBRID OPTICAL FIBERS OF DIRECT SUNLIGHT AT AIRCRAFT

*E. A. Losev*

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: pnk-sibsau@mail.ru

*The possibility of applying of hybrid fiber optic light guides of direct sunlight at the aircraft.*

*Keywords: light guide, hybrid, optical fiber.*

Лампы прямого накаливания превращают в свет только 25 % энергии, остальная часть преобразуется в тепло, излишне нагружая климатическое оборудование. Благодаря инновационным разработкам на рынке появились новые технологии освещения. Одной из этих передовых разработок стали гибридные оптоволоконные световоды прямого солнечного света. Инсоляция помещений с помощью оптоволоконных кабелей дает мягкий естественный свет на все внутреннее пространство, гарантируя бесперебойную подачу электричества круглые сутки. Фактически это автономная система питания, которая соответствует экологическим стандартам качества, является энергоэффективной и недорогой по сравнению с традиционной системой освещения. Гибридные оптоволоконные световоды применяются для прямой поставки естественного дневного света внутрь помещений. Эти осветительные системы также способны вырабатывать электричество, но на его выработку тратится небольшая часть солнечной энергии по сравнению с объемом отдачи. Световоды используют как в регионах с большим количеством ясных дней, так и в регионах низкой солнечной активности [1].

Гибридные световоды состоят из оптоволоконных кабелей, часть которых преобразует естественный свет в электрический, а другая – проводит дневной свет внутрь помещения. Устройство поглощает солнечный свет и передает его через оптоволоконный кабель внутрь помещения. Свет подается в специальную осветительную аппаратуру, которая содержит и электрические лампочки, и оптоволоконные световоды. В световодах не происходит конверсии дневного света в электричество, все гораздо проще: внутри аппаратуры солнечный свет разделяется на видимый спектр лучей, который по оптоволокну передается внутрь освещения, и на инфракрасное излучение, которое трансформируется в электрический ток. Инфракрасные лучи становятся электричеством за счет воз-

никновения электродвижущей силы под действием электромагнитного излучения. Причем после сепарирования инфракрасные лучи используются таким образом, что производимое электричество не имеет свойства нагревать осветительный прибор – он может подавать электричество сутками и оставаться холодным. Эти приборы оснащены рассеивателями света, которые схожи по эффекту с флуоресцентными лампами, распределяющими свет во всех направлениях [2]. Инфракрасное излучение подается в ячейки, которые превращают солнечный свет в электричество. Эксперты установили, что при наличии достаточного солнечного света гибридные световодные системы подают внутрь здания 80 % естественного дневного света и только 20 % искусственного, когда инфракрасное излучение подвергается фотовольтаическому эффекту. Иными словами, практически все внутреннее освещение обеспечивается напрямую естественным светом. Гибридные системы тем и хороши, что в их производственном цикле потребность в переводе солнечной энергии в электричество, а затем электричества в искусственное освещение сведена к минимуму.

Применение гибридных оптоволоконных световодов прямого солнечного света на бортах воздушных судов позволит снизить нагрузку на бортовую электрическую сеть. Также отмечено, что естественное освещение расслабляюще действует на человека, что позволит людям, панически боящимся перелетов, легче переносить полёт.

### Библиографические ссылки

1. Бочкарев В. В., Крыжановский Г. А., Сухих Н. Н. Автоматизированное управление движением авиационного транспорта / под ред. Г. А. Крыжановского. М.: Транспорт, 1999. 298 с.
2. Вычужанин В. Б., Борсоев В. А. Методы повышения достоверности передачи данных по спутнико-

вым каналам связи при УВД с автоматическим зависимым наблюдением // Современные проблемы радиоэлектроники : сб. науч. ст. Краснояр. гос. техн. ун-та. М. : Радио и связь, 2006. С. 446–450.

### References

1. Bochkarev V. V., Kryzhanovskij G. A., Suhii N. N. Avtomatizirovannoe upravlenie dvizheniem aviacionnogo

transporta / pod red. G. A. Kryzhanovskogo. M. : Transport, 1999. 298 s.

2. Vychuzhanin V. B., Borsoev V. A. Metody povysheniya dostovernosti peredachi dannyh po sputnikovym kanalams svjazi pri UVD s avtomaticheskim zavisimym nabljudeniem // Sovremennye problemy radiojelektroniki : sb. nauch. st. Krasnojarsk. gos. tehn. un-ta. M. : Radio i svjaz', 2006. S. 446–450.

© Лосев Е. А., 2013

УДК 621.396.932.1

## АНАЛИЗ ПРИМЕНЕНИЯ МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ ПРИ ОБРАБОТКЕ ПОЛЕТНЫХ ДАННЫХ

*М. В. Мурин, И. Л. Клепцов, Л. А. Надтокин*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: pnk-sibsau@mail.ru

*Рассматривается математическое моделирование движения воздушного судна для прогнозирования его поведения в полёте.*

*Ключевые слова: моделирование, самописец, метод Эйлера.*

## ANALYSIS OF MATHEMATICAL MODELS APPLICATIONS IN FLIGHT DATA PROCESSING

*M. V. Murin, I. L. Kleptsov, L. A. Nadtokin*

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: pnk-sibsau@mail.ru

*This article considers mathematical modeling of aircraft motion to predict its behavior in flight.*

*Keywords: modeling, data recorder, Euler's method.*

Математическое моделирование (ММ) движения воздушного судна (ВС), применявшееся вначале для прогнозирования его поведения в полете, находит всё более широкое применение для идентификации полетов и определения параметров ВС по данным бортовых регистраторов режимов полета [1].

Рассмотрим построение ММ для идентификации процесса разбега ВС. Первоначальная цель моделирования – определение взлетной массы ВС и взлетной тяги двигателей по данным бортового самописца. В дальнейшем предусматривается выдача данных экипажу о параметрах разбега, необходимых при подготовке к полету и в процессе взлета.

Вначале определим основополагающие свойства ММ, по которым будет произведена её разработка:

1. Адекватность. Уравнения модели должны соответствовать исследуемому процессу. Должны быть учтены все значащие факторы, определяющие его динамику. Поскольку на один и тот же параметр могут оказывать влияние одновременно несколько процессов, необходимо учесть это в ММ, что не всегда возможно, или создать методику выделения требуемого процесса из ПД, что не всегда просто, но возможно.

2. Достоверность и работоспособность. Параметры модели должны быть близки к параметрам объек-

та, решения уравнений – однозначными и устойчивыми. Для обработки ПД необходима эффективная методика подавления шумов.

3. Информативность. Разрабатываемую ММ необходимо сориентировать на решение поставленной задачи. Образно говоря, она должна быть «заточена» под получение нужных данных. Без этого работа с ММ превращается в математические упражнения с потерей всякого физического смысла.

*Исходные данные.* Уравнение разбега ВС имеет вид

$$dV/dt = [T_0 - K_T(mg - K_Y V^2) + K_d V - K_X V^2] / m,$$

где  $V$  – скорость самолета;  $t$  – время;  $m$  – масса ВС;  $T_0$  – суммарная тяга двигателей при  $V = 0$  с учетом температуры и давления;  $K_T$  – коэффициент трения качения;  $g$  – ускорение свободного падения –  $9,8 \text{ м/с}^2$ ;  $K_Y$  – обобщенный коэффициент подъемной силы ( $Y = K_Y V^2$ );  $K_d$  – коэффициент, определяющий снижение тяги двигателей от скорости ( $\partial T / \partial V < 0$ );  $K_X$  – обобщенный коэффициент лобового сопротивления ( $X = K_X V^2$ ).

Уравнение описывает движение ВС относительно воздуха, поэтому  $V$  – это истинная воздушная скорость. Принимаем воздух за инерциальную систему

отсчёта, т. е. пренебрегаем кратковременными порывами ветра, но его длительное изменение во время разбега, так называемый сдвиг ветра, система должна отслеживать (см. [2]).

Датчиками скорости могут быть собственные датчики самописца или система воздушных сигналов, вычисляющая скорость ВС по соотношению полного и статического давлений. Период опроса датчиков 0,5 или 1 с. Полетные данные переписываются с магнитной ленты самописца в компьютер, где вводится поправка на сжимаемость воздуха, и устраняются систематические погрешности бортового датчика. Самописцы фиксируют приборную скорость ВС. Для перехода к истинной воздушной скорости необходимо ввести поправку на плотность воздуха если она отличается от плотности на уровне моря, по стандартной формуле

$$V_{\text{ист}} = V_{\text{приб}} \sqrt{\rho_{ca} / \rho}.$$

Полетные данные для ММ компьютер выдает в виде текстового файла, где записано текущее время, приборная скорость, угол тангажа, обороты двигателя. Из паспорта полета, который поступает вместе с магнитной лентой, получают данные о массе ВС, температуре, давлении и ветре при взлете, на основании которых производится расчет начальной тяги и вводятся необходимые уточнения коэффициентов.

*Методика обработки данных.* Уравнение разбега имеет аналитическое решение. Обычная практика работы при такой ситуации заключается в начальном сглаживании ПД и вариационном приближении решения уравнения к ним. Недостатками методики являются потеря и искажение информации в процессе сглаживания и неоднозначность получаемых результатов. Вообще-то такими недостатками страдают в разной степени все методики, но в данном случае процесс сглаживания непосредственно влияет на результаты. Кроме того, сглаживание полиномами делает погрешности коррелируемыми, и можно получить побочный процесс, вызванный связанными погрешностями.

Дабы избежать указанных недостатков, предлагается следующий приём: уравнение решается численным методом с коррекцией по ПД.

Практически это выглядит так. Возьмем для простоты изложения численный метод Эйлера:  $X_{i+1} = X_i + f(X_i)\tau$ , где  $f(X_i) = dX/dt$  при  $X = X_i$ ,  $\tau$  – шаг интегрирования. Можно взять любой другой, но выводы будут не так очевидны, и получить их намного сложнее.

В существующих методиках производная вычисляется разностным методом, иногда с применением сглаживания во избежание скачков:  $f(X) = \Delta X/\tau$ . Как видно из изложенного, в решении налицо обратная связь, которая может сделать решение неустойчивым, особенно при малых  $\tau$ .

В приведенном уравнении разбега производную можно вычислить, если известна скорость – она задана самим уравнением  $dV/dt = f(V)$ . Скорость можно взять из ПД. Рассмотрим этот процесс подробнее.

Положим  $X(0), X(1)X(2) \dots X(n)$  – значения аналитического решения уравнения при  $t = i \tau = 0, 1, 2 \dots n$ ,

$X_1 X_2 X_3 \dots X_n$  – это ПД для тех же моментов времени, а  $Y_i = f(X_i)$  – производная, вычисленная аналитическим путем. С учетом погрешностей численное решение  $X_{i+1} = X(i) + \Delta_i + f[X(i) + \Delta_i]\tau$ , где  $X_i = X(i) + \Delta_i$ ,  $\Delta_i$  – погрешность  $i$ -го измерения. Итак, имея набор ПД, можно вычислить все  $Y_i$ . Далее можно интегрировать двумя способами: обозначим через  $Z_i$  полученное решение для  $t = i\tau$ :

1 способ:  $Z_i = X_0 + \tau \sum Y_k$  для  $k$  от 0 до  $i-1$ ;

2 способ  $Z_i = X_{i-1} + \tau Y_{i-1}$  при  $Z_0 = X(0)$  – начальное условие.

Очевидно, что оба способа не итерационные, соответственно, обратная связь отсутствует. Значит, решения устойчивы. Для оценки точности решения представим  $f[X(i) + \Delta_i]$  как  $f[X(i)] + \Delta_i \partial Y / \partial X$  при  $X = X_i$ , тогда погрешность  $Z_{i+1}$  можно представить для первого способа как  $\Delta Z_{i+1} = \Delta_0 + \tau \sum \Delta_k \partial Y / \partial X_{k=1,2,\dots,i}$ , для второго  $\Delta Z_{i+1} = \Delta_i + \tau \Delta_i \partial Y / \partial X_i$ .

Поскольку погрешность  $\Delta_i$  носит случайный характер, то и  $\Delta Z_{i+1}$  является также случайной величиной. Для первого способа погрешность зависит от количества шагов – среднеквадратичное отклонение суммы, в соответствии с предельной теоремой теории вероятности, возрастает пропорционально корню квадратному от числа шагов. Во втором способе  $i$  – погрешность попадает только в  $i + 1$  решение и далее не двигается. К ней прибавляется  $\tau \Delta_i \partial Y / \partial X_i$ , если  $\partial Y / \partial X_i$  имеет знак, противоположный  $\Delta_i$ , то возможно уменьшение погрешности. Для этого  $\tau \Delta_i \partial Y / \partial X_i$  не должна превышать  $\Delta_i$  по абсолютному значению более чем в два раза.  $|\tau \Delta_i \partial Y / \partial X_i| < |2\Delta_i|$ , или  $|\tau \partial Y / \partial X_i| < 2$  при  $\partial Y / \partial X_i < 0$ . При этом последнее условие  $\partial Y / \partial X_i < 0$  является необходимым, первое, достаточное, можно выполнить масштабированием.

Из этого получается интересное следствие: в процессе интегрирования происходит сглаживание, но без потери информации и связывания погрешностей. Еще одно, неочевидное следствие: если повторить процесс несколько раз, используя уже не полетные данные, а результаты предыдущего решения  $X_i = Z_i$ , значение  $Z_i$  будет с каждой итерацией неограниченно приближаться к аналитическому решению (в пределах точности выбранного метода решения). Процесс становится итерационным, но под итерацией понимается не вычисление  $i$ -го значения, а проход по всем шагам.

Дальнейшие выкладки относятся только ко второму способу.

Нетрудно убедиться, что уравнение разбега удовлетворяет обоим приведенным выше условиям.

Перед началом работы производятся имитационные вычислительные эксперименты на аналитическом решении. Определяется вес коэффициентов на разных этапах разбега. На зашумлённом решении проверяется процесс сглаживания погрешностей.

Работа модели происходит следующим образом: по ПД для каждого момента времени вычисляется производная. По ПД и производной вычисляются значения скорости для всех моментов. ПД заменяются этими значениями, и процесс повторяется до тех пор, пока значения скорости при следующей итерации будут отличаться от предыдущих не более чем на зара-

нее заданную величину. При этом имеет значение путь, пройденный каждой точкой от ПД до последней итерации. Поскольку ПД не сглаживаются, исследуется путь от первой итерации, где сглаживание уже произошло. Варьируя коэффициентами, нужно минимизировать этот путь. Как показали вычислительные эксперименты, имеет значение не только длина пути, но и траектория точки. Она может быть колебательной с затуханием и без или аperiodической. Колебательность появляется при значительном отличии массы или тяги модели от реальных. Такой симбиоз модели и ВС позволяет довольно быстро и точно получить нужную информацию о массе и взлетной тяге двигателей. Для процесса идентификации точность метода численного интегрирования не имеет первостепенного значения – путь минимизируется практически одинаково при любом методе. Высокая точность потребуется для прогнозных расчетов – например, при определении взлетной дистанции. В этом случае применимо аналитическое решение или, если его нет, точный метод на основе данных идентификации.

### Библиографические ссылки

1. Вовк В. И., Липин А. В., Саранский Ю. Н. Зональная навигация : учеб. пособие. СПб. : Академия ГА, 2004. 145 с.
2. Бочкарев В. В., Крыжановский Г. А., Сухих Н. Н. Автоматизированное управление движением авиационного транспорта / под ред. Г. А. Крыжановского. М. : Транспорт, 1999. 298 с.

### References

1. Vovk V. I., Lipin A. V., Saranskij Ju. N. Zonal'naja navigacija: uchebnoe posobie. SPB. : Akademija GA, 2004. 145 s.
2. Bochkarev V. V., Kryzhanovskij G. A., Suhih N. N. Avtomatizirovanное upravlenie dvizheniem aviacionnogo transporta ; pod red. G. A. Kryzhanovskogo. M. : Transport, 1999. 298 s.

© Мурун М. В., Клепцов И. Л., Надтокин Л. А., 2013

УДК 629.7.016

## ВЛИЯНИЕ ПРИСОЕДИНЕННОГО ВИХРЯ НА ПОДЪЕМНУЮ СИЛУ КРЫЛА

*Е. А. Нартов, Г. Д. Коваленко*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: evgeniy\_n@sibsau.ru, gena@sibsau.ru

*Приведен оценочный расчет изменения коэффициента подъемной силы для аэродинамического профиля с вихрегенератором. Обозначено дальнейшее направление исследований и возможность применения вихрегенераторных крыльев для самолетов авиации общего назначения.*

*Ключевые слова: циркуляция скорости, вихрегенератор, присоединенный вихрь, аэродинамический профиль, подъемная сила.*

## THE INFLUENCE OF THE BOUND VORTEX ON THE LIFT OF A WING

*E. A. Nartov, G. D. Kovalenko*

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: evgeniy\_n@sibsau.ru, gena@sibsau.ru

*An estimated calculation of the change of the lift coefficient for an airfoil with vortex generators is given. Future direction of research and the possibility of application of wings with vortex generator for general aviation aircrafts are considered.*

*Keywords: circulation velocity, vortex generator, attached vortex, airfoil lift.*

Одним из аспектов повышения качества крыла летательного аппарата является увеличение подъемной силы крыла, и один из способов увеличить подъемную силу – это создать на верхней панели крыла присоединенный вихрь.

Первым автором, кто предложил создание вихревого крыла, был В. А. Каспер [5]. На рис. 1 можно увидеть сечение крыла самолета Каспера. Как видно из рисунка, механизация крыла является вихрегенератором, которая создает псевдопрофиль большей толщи-

ны и кривизны, чем исходный, и за счет этого увеличивалась подъемная сила на крыле. В. А. Каспер занимался проблематикой устойчивости бесхвостых летательных аппаратов на малых скоростях полета и при больших углах атаки (30–35°).

В работе [6] изучалось влияние вихря на подъемную силу и управление им при помощи отсоса воздуха. Вихрь сгенерирован на верхней панели толстого профиля (рис. 2). Эта работа проводилась с целью применения таких профилей на дальнемагистральных

самолетах в концепции: уменьшение скорости полета за счет увеличения подъемной силы крыла и как следствие – роста экономичности таких перевозок.



Рис. 1. Крыло В. А. Каспера

В работе [2] приведены натурные испытания мото-дельтаплана с адаптивным вихрегенераторным крылом.

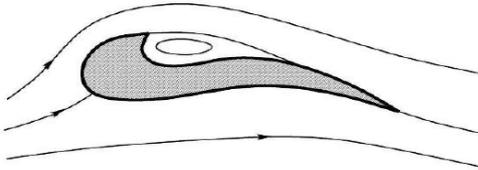


Рис. 2. Толстый аэродинамический профиль с вихрегенератором в верхней части

Для приблизительной минимальной оценки влияния присоединенного вихря на подъемную силу произведем перерасчет коэффициента подъемной силы  $c_{ya}$  для трех случаев: 1) когда присоединенный вихрь образован каверной, начинающейся с 25 % от начала хорды (рис. 3, а); 2) вихрь образован на 50 % хорды (рис. 3, б); 3) вихрь начинается на 75 % хорды (рис. 3, в). В качестве исходного профиля возьмем профиль ЦАГИ Р-II-12 [7].

Воспользуемся формулой Жуковского [1; 3; 4] для определения циркуляции по исходному замкнутому контуру:

$$Y_a = \rho V_\infty \Gamma, \quad (1)$$

где  $Y$  – подъемная сила;  $\rho$  – плотность воздуха;  $V_\infty$  – скорость набегающего потока;  $\Gamma$  – циркуляция

по контуру. С другой стороны подъемная сила крыла равна:

$$Y_a = c_{ya} q S, \quad (2)$$

где  $c_{ya}$  – коэффициент подъемной силы;  $q = \rho_\infty V_\infty^2 / 2$  – скоростной напор;  $S = bl$  – площадь крыла ( $b$  – хорда крыла;  $l$  – размах крыла). Исходя из формул (1) и (2) циркуляция по замкнутому контуру (в сечении крыла) будет равна

$$\Gamma = c_{ya} V_\infty b / 2. \quad (3)$$

Для определения циркуляции присоединенного вихря, образующегося в каверне  $\Gamma_{\text{кав}}$  (на месте вырезанной части профиля), воспользуемся формулой для вихревого шнура [1; 3; 4]:

$$\Gamma_{\text{кав}} = 2\pi r V, \quad (4)$$

где  $r$  – радиус вихревого шнура;  $V$  – скорость потока на радиусе вихревого шнура.

Для приблизительной оценки положим, что  $V \approx V_\infty$ ,  $r = h/2$ , где  $h$  – высота каверны (рис. 3, а).

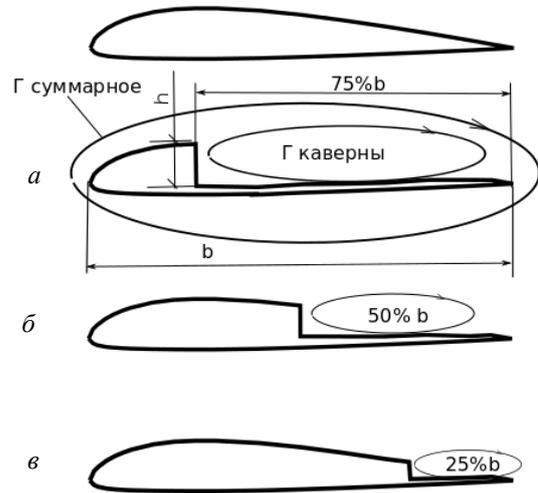


Рис. 3. Исходный и исследуемые профили

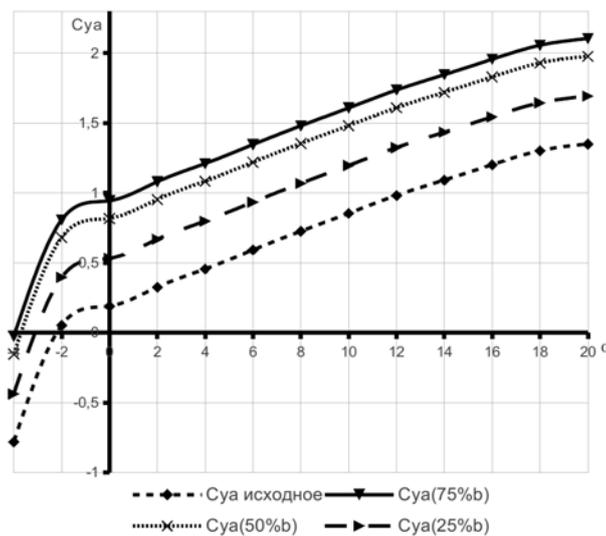


Рис. 4. Коэффициенты подъемной силы для исходного и исследуемых профилей

Согласно теореме Стокса [1; 3] суммарная циркуляция будет равна сумме интенсивностей вихревых нитей, пересекающих поверхность (контур):

$$\Gamma_{\Sigma} = \Gamma_{\text{кав}} + \Gamma_{\text{проф}},$$

где  $\Gamma_{\text{проф}}$  – циркуляция по контуру профиля или циркуляция сечения исходного профиля.

На графике  $c_{ya}(\alpha)$  (рис. 4) показаны результаты расчета, которые довольно близки по значениям к натурным испытаниям, приведенными в работе [2].

Приведенный выше расчет был сделан для одной скорости потока, равной 41 м/с, и числа  $Re = 850\,000$ , однако для того чтобы оценить изменение коэффициента сопротивления  $c_{xa}$ , коэффициента момента  $c_{mA}$ , необходимо провести продувки. Причем в работе [2, с. 84] было показано, что с изменением чисел  $Re$  меняется вихревая картина в каверне, что также может менять и прирост  $c_{ya}$ . В дальнейшем мы планируем подробно изучить влияние присоединенного вихря на аэродинамические характеристики крыла и исследовать возможность применения таких крыльев для самолетов авиации общего назначения.

#### Библиографические ссылки

1. Мхитарян А. М. Аэродинамика. М.: Машиностроение, 1976. 448 с.
2. Коваленко Г. Д., Глухова Л. Г., Кацура А. В. Основы проектирования летательных аппаратов с гибким крылом / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2006. 104 с.
3. Белоцирковский С. М., Ништ М. И. Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью. М.: Наука, 1978. 352 с.
4. Лойцянский Л. Г. Механика жидкости и газа // М., 1950. 678 с.
5. Kasper W. A. Some ideas of vortex lift // SAE Prepr № 750547.

6. Chernyshenko S. I. VortexCell2050 «Fundamentals of activity controlled flows with trapped vortices» [Электронный ресурс]. URL: <http://cordis.europa.eu/documents/documentlibrary/120142501EN6.pdf> (дата обращения: 1.09.2013).

7. Кашафутдинов С. Т., Лушин В. Н. Атлас аэродинамических характеристик крыловых профилей // Сиб. науч.-исслед. ин-т авиации им. С. А. Чаплыгина, 1994.

#### References

1. Mkhitaryan A. M. *Aerodinamika* (Aerodynamics). M.: Engineering, 1976. 448 s.
2. Kovalenko G. D., Glukhova L. G., Katsura A. V. *Osnovi proektirovaniya letatel'nykh apparatov s gibkim krilom* (Fundamentals of aircraft with flexible wing.). Sib. gos. aerokosmich. un-t. Krasnoyarsk, 2006. 104 p.
3. Belotsirkovsky S. M., Nisht M. I. *Otrivnoe i bezotrivnoe obtekanie tonkih kril'ev ideal'noy zhidkost'u.* (Breakaway and steady airflow around the thin wings of a perfect fluid.). M.: Nauka, 1978. 352 p.
4. Loitsyanskii L. G. *Mehanika zhidkosti i gaza.* (Fluid Mechanics). M., 1950. 678 p.
5. Kasper W. A. Some ideas of vortex lift // SAE Prepr № 750547 (No date).
6. Chernyshenko S. I. VortexCell2050 «Fundamentals of activity controlled flows with trapped vortices» [Elektronnyj resurs]. URL: <http://cordis.europa.eu/documents/documentlibrary/120142501EN6.pdf> (data obrascheniya: 09.01.2013).
7. Kashafutdinov S.T., Looshin V. N. *Atlas aerodinamicheskikh harakteristik krilovih profiley.* (Atlas aerodynamic characteristics of airfoils.). Sib. nauch.-issled. inst. aviatsii im. S. A. Chaplygina, 1994.

© Нартов Е. А., Коваленко Г. Д., 2013

УДК 621.396.932.1

## ПРОЕКТИРОВАНИЕ И РАЗРАБОТКА КОНТРОЛЬНО-ПРОВЕРОЧНОЙ АППАРАТУРЫ СИСТЕМЫ TCAS

П. А. Росинский, А. Ю. Окладников, В. Н. Гейман

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: [pnk-sibsau@mail.ru](mailto:pnk-sibsau@mail.ru)

*Система TCAS предназначена для предотвращения столкновения воздушных судов в воздухе. При ежегодном росте объема воздушных перевозок от исправности данной системы очень сильно зависит безопасность полетов. Разработанная контрольно-проверочная аппаратура предназначена для проверки работоспособности системы TCAS.*

*Ключевые слова: система TCAS, контрольно-проверочная аппаратура, безопасность полета.*

## STRUCTURAL ENGINEERING AND DEVELOPMENT OF CHECKOUT EQUIPMENT OF TCAS SYSTEM

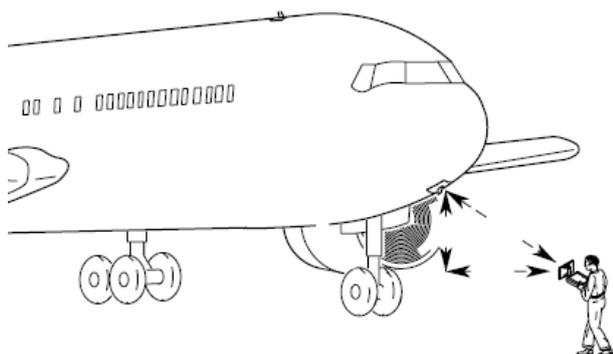
P. A. Rosinskii, A. Yu. Okladnikov, V. N. Geiman

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: [pnk-sibsau@mail.ru](mailto:pnk-sibsau@mail.ru)

*TCAS is designed to prevent the incidence of mid-air collisions between aircraft. With annual growth in air traffic flight safety depends on the efficiency of the system. The developed test equipment is designed for checkout of TCAS.*

*Keywords: TCAS, checkout equipment, flight safety.*

Система предупреждения столкновений TCAS используется для предотвращения столкновения воздушных судов и обеспечивает безопасность полётов. Анализируя сигналы транспондеров, находящихся вблизи самолётов, TCAS может определить степень опасности каждого из них и формирует визуальный и звуковой сигнал-рекомендацию, помогая экипажу в принятии мер, предотвращающих столкновение. Проектируемая контрольно-проверочная аппаратура позволяет имитировать до 5 статических самолётов, находящихся в зелёной, желтой и красной зонах. Оператор КПА может запрограммировать скорость, высоту и удаление по каждому самолёту или воспользоваться одним из готовых тестовых сценариев, сохранённых в ПЗУ устройства. Тестовый сигнал на борт воздушного судна передается по радиоканалу на частоте 1030 МГц. По реакции бортового оборудования на тестовый сигнал принимается решение о работоспособности TCAS [1].



В результате проделанной работы была разработана и спроектирована контрольно-проверочная аппаратура, которая позволяет формировать запросные сигналы частотой 1 030 МГц бортовым системам TCAS, ответные сигналы в режиме S частотой 1 090 МГц. Аппаратура позволяет проверять работоспособность системы TCAS в сжатые сроки и без применения какой-либо специальной аппаратуры. Был разработан алгоритм проверки системы предупреждения столкновений в воздухе, а также проведены расчёты некоторых функциональных элементов схемы [2].

#### Библиографические ссылки

1. Липин А. В., Олянюк П. В. Бортовые системы предотвращения столкновений воздушных судов : учеб. пособие. СПб. : Академия ГА, 1999.
2. Сосновский А. А., Хаймович И. А. Радиоэлектронное оборудование летательных аппаратов : справочник. М. : Транспорт, 1987.

#### References

1. Lipin A. V., Oljanjuk P. V. Bortovye sistemy predotvrashhenija stolknovenij vozdushnyh sudov : ucheb. Posobie. SPb. : Akademija GA, 1999.
2. Sosnovskij A. A., Hajmovich I. A. Radiojelektronnoe oborudovanie letatel'nyh apparatov : spravochnik. M. : Transport, 1987.

© Росинский П. А., Окладников А. Ю., Гейман В. Н., 2013

УДК 620.169.1

### ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ КОРРОЗИОННЫХ ПОВРЕЖДЕНИЙ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ДЛИТЕЛЬНО ЭКСПЛУАТИРУЕМЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

*А. В. Рыбков, Д. С. Герасимова*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

*Описывается проблема коррозионных повреждений и их влияние на характеристики летательных аппаратов, методы защиты от коррозии, и определение мест, наиболее часто подверженных коррозионному поражению.*

*Ключевые слова: коррозия, коррозионные повреждения, анализ прочности.*

### ESTIMATION OF CORROSION IMPACT ON DAMAGE CHARACTERISTICS IN LONG MAINTAINED FLYING VEHICLES

*A. V. Rybkov, D. S. Gerasimova*

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia

*The problem of corrosion damages and their impact on flying vehicle characteristics is described. Methods to protect mechanisms against corrosion, and definition of places most often subject to corrosion defeat are proposed.*

*Keywords: corrosion, corrosion damages, the durability analysis.*

По существующим нормам каждый тип воздушного судна (ВС) регулярно или по мере наработки подвергается контрольным осмотрам с целью выявления возможных дефектов или разрушений и организации ремонтно-профилактических работ. Разрабатываются перечни мест конструкции планера и его элементов, подлежащие контролю при выполнении технического обслуживания (ТО) в процессе отработки установленного ресурса для всех эксплуатируемых типов ВС. Такими местами могут быть зоны конструкции, критические по условиям усталостной прочности и коррозии, элементы функциональных систем ВС, отказ которых может привести к возникновению опасной ситуации в полете.

В связи с этим большое внимание уделяется анализу коррозионного состояния конструкций, изучению количественных и качественных закономерностей развития коррозионных процессов в различных условиях эксплуатации и оценке влияния коррозионных повреждений на работоспособность, технико-экономические показатели конструкции. Также уделяется большое внимание развитию методов и средств технической диагностики и прогнозирования остаточной работоспособности конструкций.

До настоящего времени основным направлением обеспечения прочности и ресурса летательных аппаратов по критерию коррозионной стойкости оставалось предотвращение либо ограничение вредного воздействия коррозионно-активных сред непосредственно на конструкционные материалы путем разнообразных систем защиты. Как показывает практика, в условиях действия коррозионных сред долговечность изделия в целом ограничивается коррозионными разрушениями некоторых элементов или даже отдельных частей (зон) на детали при общей достаточно высокой коррозионной стойкости материала изделия, на этот факт часто не обращают должного внимания.

Внедрение при проектировании летательных аппаратов (ЛА) концепции «безопасно повреждаемой конструкции» привело к возникновению нового понятия – «допустимого повреждения», которое предполагает наличие в конструкции различных конструктивных и эксплуатационных дефектов и трещин, которые могут развиваться до возникновения некоторого предельного состояния, определяемого из условия силового нагружения конструкции и влияния факторов окружающей среды.

Обобщение информации по техническому состоянию длительно эксплуатируемых летательных аппаратов (ДЭЛА) и анализ отказов, приводящих к летным происшествиям, свидетельствует о том, что решение проблем, связанных с эксплуатацией стареющих ЛА, сводится к нахождению равновесия между требованиями, предъявляемыми к безопасности полетов, стоимостью их технического обслуживания и ремонта. Одним из основных факторов является фактор коррозии.

В работах ГОСНИИ ГА [1–5] проведена оценка влияния коррозионных повреждений элементов авиаконструкций на статическую и усталостную прочность. Эксперименты проведены на образцах, вырезанных из обшивки фюзеляжа самолетов Ту-154 Б, изготовленных из панелей обшивки самолетов, снятых по причине коррозии, и с искусственно нанесенными коррозионными повреждениями.

Результат испытаний свидетельствует о тенденции к снижению характеристик механических свойств, так для образцов толщиной 2 мм коррозия снижает характеристики пластичности приблизительно в 2 раза. Наличие коррозии снижает предел прочности, но не оказывает значимого влияния на предел текучести, наибольшие отличия наблюдаются для характеристики пластичности материала Д16Т. Проанализировано уменьшение циклической долговечности при наличии коррозионных повреждений из-за уменьшения площади поперечного сечения образцов, эффектов, связанных с концентрацией напряжений и изменением свойств материала, прилегающего к пораженной поверхности и влияния различных коррозионных повреждений на механические характеристики материала при статическом нагружении.

По этим причинам определение характеристик остаточной прочности и долговечности силовых элементов конструкции при воздействии коррозионных сред различной степени агрессивности и наличии коррозионных повреждений должно являться основой для принятия решений по вопросам прочности и ресурса ЛА с большой эксплуатационной наработкой. Таким образом, вопрос о более четком прогнозировании кинетики коррозионных процессов остается достаточно актуальным.

Результаты исследований по оценке коррозионных поражений в эксплуатации выявили ряд проблем:

- недоступны в полной мере базы данных авиапредприятий о коррозионных дефектах, для решения задач оценки прочностных характеристик элементов конструкции с коррозионными повреждениями;
- отсутствует единый подход к нормированию коррозионных повреждений;
- применяемые параметры коррозионных дефектов для оценки долговечности требуют уточнения;
- недостаточное количество данных о влиянии межкристаллитной коррозии на усталостные характеристики элементов конструкции самолетов;
- несмотря на большие достижения науки в этой области, не удается полностью исключить усталостные разрушения элементов планера, вызванные коррозионными поражениями.

Анализ изложенного состояния решения проблемы обеспечения прочности и ресурса при коррозионных поражениях показал необходимость:

- уточнения интегральных характеристик коррозионных дефектов на основе анализа напряженно-деформированного состояния;

- систематизации экспериментальных данных о характеристиках долговечности при коррозионных поражениях;
- разработки расчетно-экспериментальных методик оценки долговечности элементов конструкции с коррозионными поражениями;
- разработки методики оценки допустимого коррозионного поражения конструкции по критерию заданного уровня долговечности;
- статистической оценки параметров эксплуатационных коррозионных повреждений на основе металлографических повреждений.

#### Библиографические ссылки

1. Акимов Г. В. Теория и методы исследования коррозии металлов., 1945г.
2. Арепьев А. Н., Громов М. С., Шапкин В. С. Концепция сертификации экземпляра воздушного судна. Научный вестник МГТУ ГА 2000 № 28. Сер. Аэромеханика и прочность.
3. Проблемы коррозии в современном авиастроении (по материалам открытой иностранной печати за 1970–1984 гг.) : обзор ЦАГИ. № 672 / сост. : В. Н. Куранов, Л. А. Лебедева, Н. Н. Клочкова. 1987.
4. Свиницкий А. М., Воронкин И. Ф., Карлашов А. В., Гайнутдинов Р. Г. Исследование коррозионной агрессивности фюзеляжного конденсата пассажирских самолетов // Физико-хим. механика материалов. 1982. № 5.

5. Шапкин В. С. Влияние основных факторов эксплуатации на характеристики долговечности и ресурса длительно эксплуатируемых ВС и разработка методов их оценки применительно к элементам конструкции планера : автореф. ... дис. д-ра тех. наук. МГТУ ГА, 1995.

#### References

1. Akimov G. V The Theory and methods of research of corrosion of metals. 1945.
2. Arepnev A. N., Gromov M. C, Shapkin V. S. The concept of certification of a copy of an air vessel. The scientific bulletin of MGTU of HECTARES. 2000 № 28. Ser. Aeromechanics and durability.
3. Corrosion problems in modern aircraft engineering (on materials of an open foreign press for 1970–1984 гг.) : Review CAGI № 672 / Composers : V. N. Kuranov, L. A. Lebedeva, N. N. Klochkova, 1987.
4. Svinitskij A. M., Voronkin I. F., Karlashov A. V., Gajnutdinov R. G. Research of corrosion aggression fuselage condensate passenger planes // The physical and chemical mechanics of materials. 1982. № 5.
5. Shapkin V. S. Influence of major factors of operation on durability and resource characteristics is long maintained BC and working out of methods of their estimation with reference to elements of a design of a glider : автореф. dis. ... dr-a of those. sciences. MGTU of HECTARES, 1995.

© Рыбков А. В., Герасимова Д. С., 2013

УДК 621.396.932.1

### ПРИМЕНЕНИЕ КВОРУМ-ЭЛЕМЕНТОВ ДЛЯ КОНТРОЛЯ ОДНОТИПНЫХ ДАТЧИКОВ

*М. Г. Савина, В. М. Мусонов, В. П. Худоногов, В. С. Сеславин*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: pnk-sibsau@mail.ru

*Рассматривается применение кворум-элементов и мажоритарной логики. Приведены способы повышения надежности интегрированных вычислительных комплексов систем управления полетом на основе резервирования.*

*Ключевые слова: работоспособность, резервирование, кворум-элемент.*

### THE APPLICATION OF QUORUM-ELEMENTS FOR CONTROL OF SINGLE TYPE SENSORS

*M. G. Savina, V. M. Musonov, V. P. Khudonogov, S. V. Seslavin*

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: pnk-sibsau@mail.ru

*The article considers the use of quorum-elements and majority logics. There are ways to improve the reliability of integrated computer complexes of flight control systems based on reservation.*

*Keywords: performance, redundancy, quorum-element.*

Современные автоматические бортовые системы управления полетом (САУ) представляют собой сложные, многоконтурные и резервированные комплексы, решающие ответственные задачи управления,

навигации и контроля:

- навигационные вычисления;
- оптимальное автоматическое пилотирование;
- оптимизация работы авиадвигателей;

– автоматический контроль работоспособности системы;

– автоматическое переключение на резервный режим работы при отказе основного рабочего.

Контроль работоспособности этих систем в полетах, при подготовках к ним и при проведении профилактических работ имеет особо важное значение, поскольку от технического состояния указанных систем зависит безопасность и регулярность полетов.

Проблема безопасности полета в автоматизированных режимах зависит от обеспечения необходимого уровня надежности аппаратных средств интегрированных вычислительных комплексов систем управления летательными аппаратами (ИВК СУ ЛА) и про-

граммного обеспечения. Отказ ИВК может быть вызван нестабильной работой: процессора, памяти, устройства ввода-вывода, линии связи или программного обеспечения (рис. 1).

Техническая сложность и высокая стоимость ИВК СУ ЛА требует изучения влияния кратности резервирования аппаратуры (вычислительных модулей, датчиков и приводов) и разработки методик обеспечения надежности аппаратно-программных средств. Поэтому разработка отказоустойчивых интегрированных вычислительных комплексов систем управления летательными аппаратами является актуальной и своевременной.

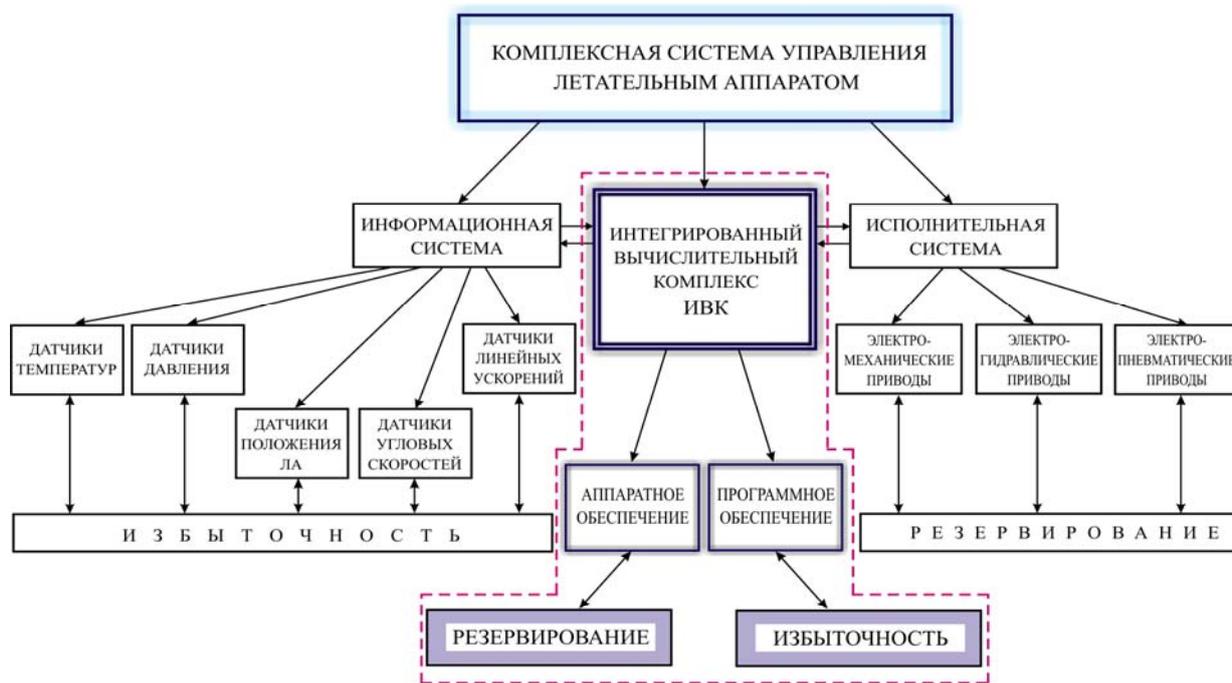


Рис. 1. Комплексная система управления летательным аппаратом

В качестве методов исследования могут быть использованы положения теории систем, теории графов, теории надежности, теории принятия решений. Методы исследования основаны на статистической теории максимального правдоподобия, наименьших квадратов и байесовых оценок [1].

Кворум-элементы используются для осреднения значений выходных сигналов датчиков (рис. 2). Этот способ также называют резервированием по методу голосования. Своим названием он обязан наличию в резервных группах специального элемента, называемого мажоритарным элементом, или элементом голосования (кворум-элементом).

Мажоритарное резервирование широко используется в дискретных (цифровых) системах, в том числе и вычислительных.

На выходы каждого из  $n$  сумматоров 1, 2, ...  $n$  подаются измеренные датчиками значения сигналов  $x_1, x_2, \dots, x_n$ , и результат  $x$  осреднения этих сигналов получается на выходе сумматора С. На выходе каждого из сумматоров 1, 2, ...  $n$  получаются значения разности  $\epsilon_i = x_i - x$ , которая поступает на усилитель У.

Если все  $n$  датчиков работоспособны, то значения  $\epsilon_i$  находятся в пределах допусков. Если же один из датчиков переходит в неработоспособное состояние, то соответствующая разность  $\epsilon_i$  превышает допустимые пределы. Параметр  $\epsilon_i$  используется для сигнализации и отключения отказавшего датчика канала измерения.

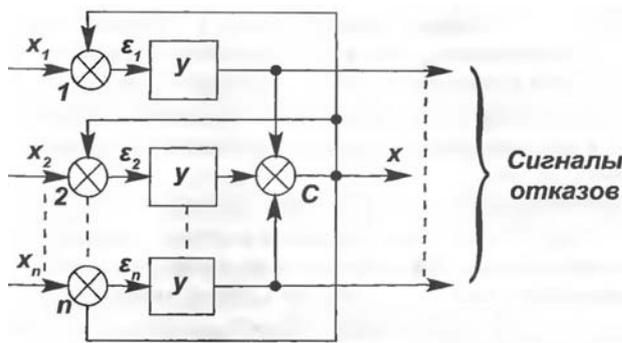


Рис. 2. Структурная схема кворум-элемента

Вполне обосновано допущение, что одновременно может отказать только один датчик, т. е. вероятность одновременного отказа двух и большего числа датчиков пренебрежимо мала. Поэтому после отказа и включения  $i$ -датчика кворум-элемент продолжает контроль работоспособности оставшихся  $n - 1$  датчиков.

Работоспособность нескольких датчиков одного и того же типа и назначения можно контролировать до тех пор, пока из их начального числа  $n$  останется в схеме лишь два, а остальные будут отключены ввиду их отказов. С этого момента кворум-элемент контролирует работоспособность не каждого из датчика, а системы из двух датчиков. При отказе любого из них выдается сигнал об отказе всей системы, поскольку кворум-элемент не может отличить неисправный элемент от работоспособного.

Кворум-элементы могут использоваться для контроля не только датчиков параметров, но и резервных участков канала передачи информации, положений выходных валов (штоков) исполнительных механизмов [2].

Алгоритмы для резервирования и контроля систем управления по мажоритарному принципу с помощью кворум-элементов определяют неисправный канал и отключают его автоматически от управления при несовпадении сравниваемых сигналов. Предложенный комплекс с контурами безопасности обладает высокой разрешающей способностью и возможностью выполнения отладочных работ без нарушения процесса нормального функционирования комплекса.

## Библиографические ссылки

1. Воробьев А. В., Кулабухов В. С., Куликов В. Е., Уйманов Б. А. Формирование облика интегрированных комплексов управления летательных аппаратов на ранних этапах системного проектирования // Перспективные системы и задачи управления : материалы II Всерос. науч.-практ. конф. Таганрог : Изд-во ТТИ ЮФУ, 2007. С. 278.
2. Воробьев В. Г., Константинов В. Д. Надежность и техническая диагностика авиационного оборудования : учебник. М. : МГТУ ГА, 2010. 448 с.

## References

1. Vorobev A. V., Kulabukhov V. S., Kulikov V. E., Ujmanov B. A. Formirovanie oblika integrirovannykh kompleksov upravleniya letatelnykh apparatov na rannikh etapakh sistemnogo proektirovaniya // Perspektivnye sistemy i zadachi upravleniya : materialy II Vseros. nauch.-prakt. konf. taganrog : Izd-vo TTI YUFU, 2007. S. 278.
2. Vorobev V. G., Konstantinov V. D. Nadezhnost i tekhnicheskaya diagnostika aviatsionnogo oborudovaniya : uchebnik. M. : MGTU GA, 2010. 448 s.

© Савина М. Г., Мусонов В. М.,  
Худоногов В. П., Сеславин В. С., 2013

УДК 629.7.017

## ТЕНЗОРНАЯ МЕТОДИКА АНАЛИЗА ОБЪЕКТА КОНТРОЛЯ

К. Ж. Саханов<sup>1</sup>, Д. С. Ергалиев<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Акционерное общество «Национальная компания «Казакстан Ғарыш Сапары»  
Республика Казахстан, 010000, г. Астана, Дом министерств, подъезд № 4. E-mail: pauck73@mail.ru

<sup>2</sup>Евразийский национальный университет имени Л. Н. Гумилева  
Республика Казахстан, 010000, г. Астана, ул. Мирзояна, 2. E-mail: eds\_kaz67@mail.ru

*Рассмотрен тензорный метод анализа сложных систем, в частности бортового комплекса оборудования, на примере разделения системы на ряд подсистем и сеть пересечений.*

*Ключевые слова: программа контроля, диакоптика, прогноз, бортовой комплекс оборудования, воздействие, реакция, процедуры преобразования, сеть пересечений.*

## TENSOR ANALYSIS METHOD OF CONTROL FACILITY

K. Zh. Sakhanov<sup>1</sup>, D. S. Yergaliev<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Joint-stock company «National company «Kazakhstan Gharysh Sapary»  
«House of Ministries», entrance № 4, Astana, 010000, the Republic of Kazakhstan. E-mail: pauck73@mail.ru

<sup>2</sup>L. N. Gumilyov Eurasian National University  
2, Mirzoyan str., Astana, 010000, the Republic of Kazakhstan. E-mail: eds\_kaz67@mail.ru

*The method of tensor analysis of complex systems, such as the board complex equipment, in particular, in terms of the system division into a number of subsystems and network intersections is considered.*

*Keywords: control program, diakoptika, prediction, board complex equipment, impact, reaction, conversion routines, network of intersections.*

Практическая разработка больших программ контроля сложных систем выдвинула на передний край ряд важных проблем, в первую очередь необходимость разработки программ контроля систем по частям с последующим объединением частных разработок. В отличие от стандартного применения метода диакоптики для расчета сложных систем, например, бортового комплекса оборудования, здесь диакоптика применяется для разработки по частям программ контроля систем [1].

Рассмотрим применение метода диакоптики при построении программы контроля системы, призванной рассчитывать изменения (давать прогноз) в заданной предметной области.

1. Прежде всего необходимо выявить, список запросов и ответов, на которые должна давать ответ будущая программа контроля системы.

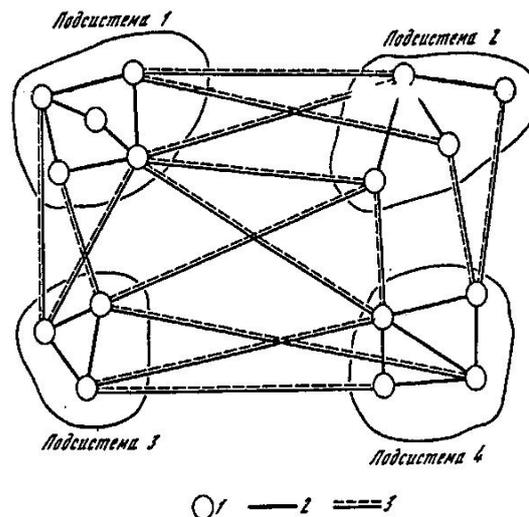
2. Второй этап – это выявление списков условий, воздействий и реакций, которые нужно принять во внимание при построении каждого номера из списка 1. Практически такой список выявляется путем опроса выходов из заданной предметной области. На полученном наборе условий в системе могут появляться и другие реакции, которые первоначально не были предусмотрены.

3. Проверка на общность словаря. Одинаково ли понимаются все термины в двух списках. Если есть термины в одном списке, которых нет в другом, то проверяется, нужны ли они. Есть ли синонимы, и если есть, то выбирается какой-нибудь один для дальнейшего использования.

Если запросы, в системе определены неоднозначно, то таковы же будут и прогнозы. Поэтому неоднозначное толкование терминов обычного человеческого языка специалисту ставит проблему: как языки различных предметных областей превращать в словари, с которыми можно будет работать? Один из способов – уточнение словарей. Необходимо выписать из списка оценки реакций, значения которых в реакциях могут быть описаны булевой переменной, т. е. «да» или «нет».

Далее следует выписать реакции, которые могут быть описаны вектором, 2-матрицей, 3-матрицей и т. д.

Для одинакового понимания реакций, которые выражаются булевыми переменными, скалярами, векторами,  $n$ -матрицами, необходимо также задать единицы измерения этих величин и процедуры измерения.



Метод диакоптики для системы  
1 – данные; 2 – процедуры; 3 – процедуры  
сети пересечений

4. Определение списка процедур по преобразованию данных, исходя из целей, стоящих перед разрабатываемой системой.

На основании списка процедур строится система, так как процедуры, очевидно, имеют взаимосвязи.

5. Построенная система разделяется на ряд подсистем и сеть пересечений в зависимости от числа кадров программы контроля системы. На рисунке показано разделение методом диакоптики исходной системы на четыре подсистемы и сеть пересечений [2].

#### Библиографические ссылки

1. Крон Г. Тензорный анализ сетей. М. : Сов. радио, 1978.
2. Хэпп Х. Диакоптика и электрические цепи. М. : Мир, 1974.

#### References

1. Cron G. *Tenzornyj analiz setej* (Tensor analysis of networks). M. : Sov. radio, 1978.
2. Hepp H. *Diakoptika i elektricheskie cepi* (Diakoptika and electrical circuits). M. : Mir, 1974

© Саханов К. Ж., Ергалиев Д. С., 2013

УДК 621.396.98

### АКТУАЛЬНОСТЬ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ КРОСПОЛЯРНЫХ ВОЗДУШНЫХ ТРАСС

Д. Е. Строков, В. В. Киселев, А. В. Кацура

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: pnk-sibsau@mail.ru

*Идея использования воздушного пространства России для выполнения спрямленных полетов из Азии в Северную Америку в последние годы широко обсуждается в отечественной и мировой печати. Она получила одобрение авиакомпаний и таких международных организаций, как ICAO и IATA и российско-американской группы по организации воздушного движения RACGAT.*

*Ключевые слова: путь, система, кроссполярные, маршрут.*

## FEATURES AND RELEVANCE OF CROSS-POLAR AIR ROUTES USE

D. E. Strokov, V. V. Kiselev, A. V. Katsura

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: pnk-sibsau@mail.ru

*The idea of using Russian airspace to carry straightened flights from Asia to North America in recent years has been widely discussed in the national and international press. Airlines and international organizations such as IATA and ISAO and the Russian-American group of air traffic RACGAT approved it.*

*Keywords: path, system, cross-polar, route.*

Отечественные авиационные власти поддержали идею создания таких трасс, увидев в ней реальный источник средств для модернизации устаревшей системы УВД страны.

В данной работе проанализированы технические и экономические особенности кроссполярных воздушных путей и их преимущества.

Преимущества использования кроссполярных маршрутов заключаются в следующем [1]:

- сокращение протяженности маршрута и времени полета;
- уход от встречных ветров (в приполярных районах ветров практически нет или они слабы);
- уход с перегруженных до предела ныне используемых трасс.

Кроссполярные перелеты имеют некоторые особенности, касающиеся технической эксплуатации ЛА [2; 3]:

1. Летная и техническая эксплуатация ВС в условиях низких температур имеет ряд особенностей. В этих условиях возникают специфические неисправности и отказы, вызывающие дополнительные простои ВС, нарушающие регулярность полетов и создающие предпосылки к АП. Причинами многих отказов и неисправностей являются попадание снега и образование льда в узлах крепления, воздухозаборниках и других системах и агрегатах, обледенение воздушных судов.

2. На субавроральных радиолиниях наблюдаются нарушения радиосвязи ввиду вхождения радиолиний в область главного ионосферного провала, где ионизация мала для обеспечения отражения радиоволн КВ-диапазона.

3. Невидимость ГСО для спутниковой связи.

4. Необходимость понижения эшелона для ухода от кристаллизации топлива из-за низкой температуры наружного воздуха.

В заключение необходимо отметить, что дает России использование кроссполярных воздушных трасс:

1. Развитие бизнеса, привлечение инвестиций, расширение торговли, туризма, развитие инфраструктуры сибирских регионов.

2. Возможность выхода российских авиакомпаний в любую точку мира.

3. Привлечение дополнительного потока воздушных судов иностранных авиакомпаний к использованию российского воздушного пространства и, соот-

ветственно, увеличение объема сборов за аэронавигационные услуги, предоставляемые системой ОВД России.

4. Увеличение возможностей для расширения географии полетов российских авиакомпаний при заключении соответствующих соглашений.

5. Российские авиакомпании, имеющие более низкие ставки аэронавигационных сборов, чем иностранные авиакомпании, находятся по сравнению с ними в более выгодных условиях при перелете через воздушное пространство Российской Федерации.

6. Интенсификация развития системы организации воздушного движения в северных регионах России с привлечением дополнительных источников финансирования на модернизацию и техническое оснащение центров УВД.

### Библиографические ссылки

1. Аверьянов Ю. И., Борсоев В. А., Михайлов Б. В. Открытие и развитие системы кроссполярных воздушных трасс // САКС-2002 : сб. материалов конф. Красноярск, 2002. С. 5–14.
2. Бондаренко В. Г. Особенности технического обслуживания воздушных судов в условиях низких температур // САКС-2002 : сб. материалов конф. Красноярск, 2002. С. 72–76.
3. Борсоев В. А., Гребенников А. В. и др. Результаты испытаний навигационной аппаратуры и средств радиосвязи на трансполярных трассах // САКС-2001 : сб. материалов конф. Красноярск, 2002. С. 9.

### References

1. Aver'janov Ju. I., Borsoev V. A., Mihajlov B. V. Otkrytie i razvitie sistemy krosspoljarnyh vozdushnyh trass // SAKS-2002 : sb. materialov konf. S. 5–14.
2. Bondarenko V. G. Osobennosti tehničeskogo obsluzhivanija vozdušnyh sudov v uslovijah nizkih temperatur // SAKS-2002 : sb. materialov konf. S. 72–76.
3. Borsoev V. A., Grebennikov A. V. i dr. Rezul'taty ispytaniy navigacionnoj apparatury i sredstv radiosvjazi na transpoljarnyh trassa // SAKS-2001 : sb. materialov konf. S. 9.

© Строков Д. Е., Киселев В. В., Кацура А. В., 2013

УДК 621.396.932.1

**РАЗРАБОТКА УСТРОЙСТВА СОПРЯЖЕНИЯ АЦП С ПЭВМ ПО СТАНДАРТУ USB***А. М. Тарасов, К. А. Сидоренко, Д. А. Медведев*Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: pnk-sibsau@mail.ru

*Устройство сопряжения подключается к уже готовой системе (в нашем случае – к персональному компьютеру). Разработчик устройства сопряжения должен всегда учитывать возможность того, что его устройство может нарушить работу системы в целом, причем не исключено, что только в одном, редко используемом режиме. Поэтому от разработчика требуется повышенное внимание при проектировании, а также аккуратная и тщательная отладка устройства сопряжения. При этом свобода разработчика ограничена особенностями внешних интерфейсов компьютера, которые надо знать и максимально использовать.*

*Ключевые слова: устройство сопряжения, АЦП, USB.*

**THE DEVELOPMENT OF ADC INTERFACE DEVICES WITH PC VIA THE USB STANDARD***A. M. Tarasov, K. A. Sidorenko, D. A. Medvedev*Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: pnk-sibsau@mail.ru

*The interface device is connected to a ready system (in this case – to a PC). The interfaces developer should always consider the possibility that his device can disrupt the system as a whole, and it is possible that only in one, rarely used mode. Therefore, the developer is required to pay more attention to the design as well as careful and thorough debugging of interfaces. In this case, the freedom of the developer is limited to the external features of computer interfaces to be aware of and make the most of.*

*Keywords: an interface, ADC, USB.*

В результате проделанной работы был разработан и спроектирован модуль, предназначенный для измерений параметров сигналов в широком частотном диапазоне (с частотой дискретизации до 500 кГц), поступающих с различных первичных преобразователей. Цифровой и аналоговый выходы модуля могут использоваться в цепях управления различными механизмами. Большой динамический диапазон входных каналов освобождает пользователя от переключения коэффициентов усиления. Модуль функционирует в режиме непрерывного ввода/вывода аналоговых и цифровых сигналов в память персонального компьютера с возможностью цифровой обработки сигналов. Разработанный модуль – это универсальная измерительная лаборатория на ладони, небольшое по размерам, но в то же время многофункциональное устройство [1].

Общие характеристики устройства.

Модуль работоспособен в следующих условиях:

- температура окружающей среды от 0 до +40 °С;
- атмосферное давление от 84 до 106,7 кПа (630–800 мм рт. Ст.).

Относительная влажность воздуха 80 % при температуре 35 °С и более низких температурах без конденсации влаги.

Габаритные размеры – 90×110×35 мм.

Потребляемые токи:

- не более 0,615 А по цепи +5 В;
- не более 0,265 А по цепи +12 В;
- не более 0,165 А по цепи –12 В;

- не более 0,1 А по цепи +3,3 В (если питание 3,3 В подается от системного разъема);

Входное сопротивление	2 кОм	100 Ом
Динамический диапазон	84 дБ	
Максимальная неравномерность АЧХ в частотном диапазоне 10 Гц...200 кГц	1 дБ	
Защита входов при включенном питании	±30 В	
Защита входов при выключенном питании	±30 В	
Межканальное проникновение	–72 дБ	
Входная емкость	20 пФ	

Встроенные аналого-цифровые функции:

- многоканальный аналого-цифровой преобразователь на 10 бит с производительностью 200 ksps (тысяч преобразований в секунду);
- возможность работы АЦП в дифференциальном и одноканальном режимах;
- программируемый «оконный детектор», позволяющий отслеживать аналоговую величину в заданном диапазоне значений;
- встроенные программируемые предусилители АЦП и высоковольтный дифференциальный усилитель (в семействе С8051F04х), допускающий напряжение до +60В прямо на выводы процессора;
- встроенный датчик температуры;
- 2 встроенных компаратора с программируемым временем срабатывания и гистерезисом;

– возможность дифференцированного использования в качестве источников опорных напряжений для АЦП внешнего напряжения, напряжения питания ядра или встроенного источника опорного напряжения.

Дополнительные функции:

– программируемый встроенный генератор, в том числе с прецизионной калибровкой, позволяющий микроконтроллеру «налету» переключаться между источниками тактовых сигналов (внешний – кварц, RC-цепочка или встроенный) и таким образом гибко регулировать потребляемую мощность;

– встроенная программируемая счетная матрица (ПСМ) с 3–6 модулями захвата/сравнения;

– встроенный ШИМ (широтно-импульсный генератор), строящийся на базе ПСМ;

– встроенный Watchdog таймер и двунаправленный Reset.

Разработанный модуль имеет довольно широкий диапазон применения, начиная от лабораторных стендов на основе ЭВМ до использования в составе КПА

авиационных пилотажно-навигационных систем, приборного и электрооборудования. Данный модуль является основой для разработки современных систем диагностики, которые в свою очередь способны сократить время, необходимое на техническое обслуживание, и одновременно повысить его эффективность.

#### Библиографическая ссылка

1. Новиков Ю. В. Разработка устройств сопряжения для персонального компьютера типа IBM PC : практ. пособие. М. : ЭКОМ, 1997. 224 с.

#### Reference

1. Novikov Ju. V. Razrabotka ustrojstv soprjzhenija dlja personal'nogo komp'jutera tipa IBM PC : prakt. posobie. M. : JeKOM, 1997. 224 s.

© Тарасов А. М., Сидоренко К. А., Медведев Д. А., 2013

УДК 621.396.932.1

### УПРАВЛЕНИЕ ВОЗДУШНЫМ ДВИЖЕНИЕМ ЧЕРЕЗ СПУТНИКОВЫЕ СИСТЕМЫ ПОСРЕДСТВОМ РАДИОСВЯЗИ

*К. В. Фрольченко, И. А. Акзигитова*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: pnk-sibsau@mail.ru

*Представлен метод контроля воздушных судов с помощью спутниковых систем навигации.*

*Ключевые слова: навигация, мониторинг, радиосвязь.*

### AVIATION TRAFFIC MANAGEMENT THROUGH SATELLITE SYSTEMS BY RADIOCONNECTION MEANS

*K. V. Frol'chenko, I. A. Akzigitova*

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: pnk-sibsau@mail.ru

*This article presents a method to control the aircraft with the help of satellite navigation systems.*

*Keywords: navigation, monitoring, radiconnection.*

В настоящее время в связи с повышением интенсивности полетов самолетов в высоких широтах и созданием новых трасс перед гражданской авиацией возникли серьезные проблемы по управлению воздушным движением в этих широтах и обеспечению надежной радиосвязи. Существующая система радиолокационного управления воздушными судами при создании новых трасс требует установки новых радиолокационных станций. В связи с этим встал вопрос о создании принципиально новой, активной системы управления воздушными судами [1].

Принцип этой системы заключается в следующем: Самолет оборудуется приемниками спутниковой системы навигации ГЛОНАСС-GPS. С этого приемника информация о местоположении самолета, его скоро-

сти и пространственной ориентации через последовательный порт передается на бортовой компьютер, связанный с системой автоматического управления. Через определенные промежутки времени навигационная информация через модем поступает в бортовую радиостанцию и передается на землю. Наземная радиостанция, приняв сигнал, через модем передает его в компьютер диспетчерской службы. Простота технического решения заключается в том, что информация о параметрах движения самолета отображается на мониторе обычного компьютера в виде метки самолета над земной поверхностью, движущейся по заданной траектории. Для точности восприятия оператором координат самолета на мониторе в цифровом виде отображаются широта, долгота, высота полета, борто-

вой номер самолета и другая служебная информация [2].

Программа позволяет вывести на монитор карту мира, СНГ, области, аэроузлы аэропортов (с зонами подхода) и любой иной участок земной поверхности в любом масштабе. Такой подход позволит при создании надежной радиосвязи (адаптивной радиосвязной, адаптивной через ретранслятор, установленный в средних широтах, дублированный в СВ диапазоне) обеспечивать УВД с наибольшей экономической эффективностью [3].

Благодаря этой системе отпадает необходимость в радиолокационном слежении при управлении самолетами гражданской авиации, возникает возможность управления воздушным движением всей страны из двух-трех пунктов. При организации ретрансляционной сети становится возможным управление воздушными судами, находящимися в любой точке планеты. Всё это, безусловно, приведет к повышению безопасности полетов, решит многие технические проблемы трасс.

#### Библиографические ссылки

1. Вовк В. И., Липин А. В., Саранский Ю. Н. Зональная навигация : учеб. пособие. СПб. : Академия ГА, 2004. 145 с.

2. Бочкарев В. В., Крыжановский Г. А., Сухих Н. Н. Автоматизированное управление движением авиационного транспорта / под ред. Г. А. Крыжановского. М. : Транспорт, 1999. 298 с.

3. Вычужанин В. Б., Борсоев В. А. Методы повышения достоверности передачи данных по спутниковым каналам связи при УВД с автоматическим зависимым наблюдением // Современные проблемы радиоэлектроники : сб. науч. ст. Краснояр. гос. техн. ун-та. М. : Радио и связь, 2006. С. 446–450.

#### References

1. Vovk V. I., Lipin A. V., Saranskij Ju. N. Zonal'naja navigacija: uchebnoe posobie. SPB. : Akademija GA, 2004. 145 s.

2. Bochkarev V. V., Kryzhanovskij G. A., Suhih N. N. Avtomatizirovannoe upravlenie dvizheniem aviacionnogo transporta / pod red. G. A. Kryzhanovskogo. M. : Transport, 1999. 298 s.

3. Vychuzhanin V. B., Borsoev V. A. Metody povysheniya dostovernosti peredachi dannyh po sputnikovym kanalams svjazi pri UVD s avtomaticheskim zavisimym nabljudeniem // Sovremennye problemy radiojelektroniki : sb. nauch. st. Krasnojarsk. gos. tehn. un-ta. M. : Radio i svjaz', 2006, s. 446–450.

© Фрольченко К. В., Аксигитова И. А., 2013

УДК 629.7/621.01

### К ВОПРОСУ ОЦЕНКИ НАРАБОТКИ ДО ОТКАЗА НЕВОССТАНАВЛИВАЕМЫХ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ СИСТЕМ

*Е. А. Фурманова, Я. И. Демченко, Д. С. Герасимова, Л. Г. Шаймарданов*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: furmula@mail.ru

*Рассмотрены особенности статистических оценок безотказности невосстанавливаемых функциональных систем, предложено по статистическим данным оценивать математические ожидания времен до отказов элементов в системе с учетом среднеквадратических отклонений.*

*Ключевые слова: безотказность, невосстанавливаемые системы, времени до отказа, элемент функциональной системы, среднеквадратическое отклонение.*

### TO THE ESTIMATION OF NONRESTORABLE FUNCTIONAL SYSTEM USAGE UNTIL THEIR FAILURE

*Y. A. Furmanova, Y. I. Demchenko, D. S. Gerasimova, L. G. Shaimardanov*

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: furmula@mail.ru

*The features of statistic estimations of failure-free nonrestorable functional systems are considered. Estimating expected values of system failure time elements according to statistic data considering standard deviations is proposed.*

*Keywords: failure-free, nonrestorable systems, time to failure, functional system element, standard deviation.*

Безотказная работа невосстанавливаемых технических объектов в течение длительного срока службы невозможна без обеспечения высокой надежности функциональных систем. Условия работы элементов

таких объектов соответствуют плану испытаний без восстановления [1].

Надежность необслуживаемых объектов закладывается при проектировании и обеспечивается при

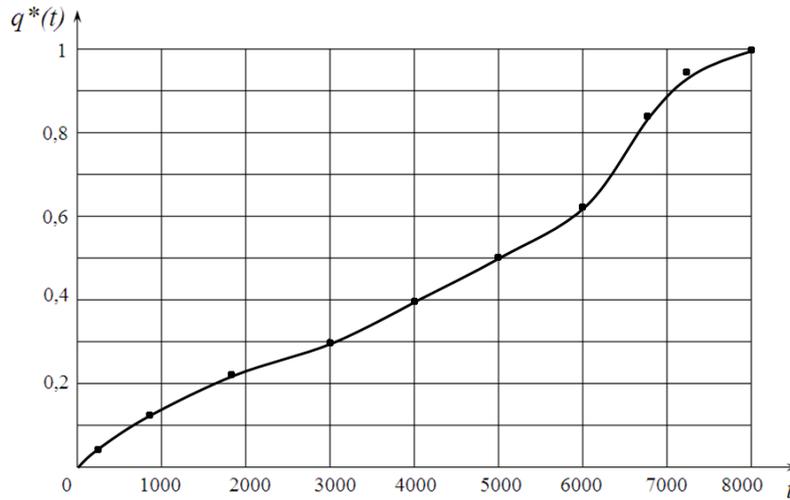


Рис. 1. Функция распределения вероятностей отказов невосстанавливаемых элементов

изготовлении и испытаниях. В связи с этим разработка адекватных методов оценки надежности таких систем представляется проблемой, заслуживающей внимания.

Применяемые в настоящее время методы расчета надежности невосстанавливаемых систем основываются на методологическом подходе, использующем теорему умножения вероятностей [2; 3].

В качестве математической модели вероятности безотказной работы элементов принята экспоненциальная модель. В ней свойство безотказности элементов оценивается одним параметром – интенсивностью отказов, определяемой в виде отношения плотности вероятности отказа элемента в точке  $t$  к вероятности безотказной работы. Недостатки такой модели рассмотрены в работах [4; 5]. Здесь следует отметить, что в теории вероятности интенсивность отказов как условная плотность вероятности в качестве характеристики функции распределения  $q^*(t)$  неизвестна.

При построении математической модели безотказности системы нарушено фундаментальное ограничение, наложенное в теории вероятности на применение теоремы умножения вероятности к вероятностям непрерывных случайных величин [6]. Вместе с этим традиционно получаемая функция распределения вероятности отказа системы  $Q(t)$  оценивает надежность на отрезке времени  $[0, t]$ . В пределах этого отрезка момент времени отказа никак не определен, что обесценивает результат.

Ниже в порядке обсуждения предлагается оценка наработки до отказа для расчета безотказности необслуживаемых систем, основывающаяся на использовании фундаментальных положений теории вероятностей.

В результате обработки статистических материалов испытаний элементов системы по плану невосстанавливаемых объектов строится функция распределения вероятностей их отказов  $q^*(t)$  вида, приведенного на рис. 1.

Функция (рис. 1) получена в [1] по результатам испытания 507 ламп накаливания, которые отказали в течение 8 000 ч. Подобные функции распределения

обеспечивают возможность определения математических ожиданий времени до отказа  $\langle t \rangle$  и среднеквадратических отклонений  $\sigma$ .

Рассмотрим функциональную систему, состоящую из  $n$  последовательно соединенных элементов (рис. 2).

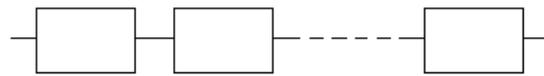


Рис. 2. Система с последовательным соединением  $n$  элементов

Поскольку рассматривается необслуживаемая система, то все ее элементы начинают работать одновременно, т. е. имеют общий ноль отсчета времени работы  $t$ . Тогда на временной оси могут быть отображены точки математических ожиданий времен  $\langle t_i \rangle$  отказов всех  $n$  элементов.

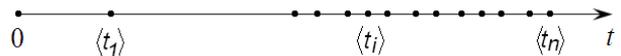


Рис. 3. Распределение математических ожиданий времени отказа элементов

Естественно, что в качестве математического ожидания времени до отказа рассматриваемой невосстанавливаемой системы следует принять отрезок времени от 0 до ближайшей точки математического ожидания времени до отказа наименее надежного элемента. Если время до отказа  $i$ -го элемента  $t_i$  определять с учетом среднеквадратического отклонения  $\sigma_i$  как

$$\langle t_i^{\min} \rangle = \langle t_i \rangle - \sigma_i,$$

где  $1 \leq i \leq n$ , то взамен рис. 3 можно построить на оси  $t$  точки минимальных значений времени до отказа элементов системы.

Таким образом, в работе показана возможность определения математического ожидания времени

до отказа системы непосредственно по экспериментальным функциям распределения вероятностей отказов элементов, составляющих систему. Математическое ожидание времени до отказа системы может рассматриваться в качестве основной числовой характеристики ее безотказности.

#### Библиографические ссылки

1. Воробьев В. Г., Константинов В. Д. Надежность и эффективность авиационного оборудования. М. : Транспорт, 1995. 245 с.
2. Гнеденко Б. В. Математические методы в теории надежности. Основные характеристики надежности и их статистический анализ. М. : Наука, 1965. 524 с.
3. Рябинин И. А. Надежность и безопасность структурно-сложных систем. СПб. : Изд-во С.-Петерб. ун-та, 2007. С. 6; 52.
4. Бойко О. Г. Надежность функциональных систем самолетов гражданской авиации // Избр. тр. Рос. шк. по проблемам науки и технологий. М. : РАН, 2009. 119 с.
5. Бойко О. Г., Шаймарданов Л. Г. Проблемы и перспективы методов расчета надежности сложных функциональных систем // Проблемы и перспективы развития авиации, наземного транспорта и энергетики // АНТЭ-2011 : материалы VI Междунар. науч.-техн. конф. Т. 1. Казань : КазГТУ-КАИ, 2011. С. 24–30.

6. Венцель Е. С. Теория вероятностей. М. : Физматлит, 1962. 563 с.

#### References

1. Vorobev V. G., Konstantinov V. D. Nadezhnost i effektivnost aviatsionnogo oborudovaniya. M. : Transport, 1995. 245 s.
2. Gnedenko B. V. Matematicheskie metody v teorii nadezhnosti. osnovnye kharakteristiki nadezhnosti i ikh statisticheskij analiz. M. : Nauka, 1965. 524 s.
3. Ryabinin I. A. Nadezhnost i bezopasnost strukturno-slozhnykh sistem. SPb. : Izd-vo s.-peterb. un-ta, 2007. S. 6; 52.
4. Bojko O. G. Nadezhnost funktsionalnykh sistem samoletov grazhdanskoj aviatsii : monogr. // IZBR. tr. ros. shk. po problemam nauki i tekhnologij. M. : Ran. 2009. 119 s.
5. Bojko O. G., Shajmardanov L. G. Problemy i perspektivy metodov rascheta nadezhnosti slozhnykh funktsionalnykh sistem // Problemy i perspektivy razvitiya aviatsii, nazemnogo transporta i energetiki // ANTE-2011 : Materialy vi mezhdunar. nauch.-tekhn. konf. T. 1. Kazan, kazgtu-kai, 2011. S. 24–30.
6. Ventsel E. S. Teoriya veroyatnostej. M. : Fizmatlit, 1962. 563 s.

© Фурманова Е. А., Демченко Я. И., Герасимова Д. С., Шаймарданов Л. Г., 2013

УДК 629.7.03

### ПУЛЬСИРУЮЩИЙ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ

*А. П. Шевченко, Н. В. Никушкин*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

*Работа посвящена бесклапаным ПуВРД. Выполнен анализ конструктивных особенностей бесклапанных ПуВРД, предложен вариант ПуВРД с аэродинамическим клапаном и эжекторным наддувом, рассмотрена методика визуализации процессов течения в газодинамическом тракте двигателя.*

*Ключевые слова: пульсирующий воздушно-реактивный двигатель.*

### PULSEJET

*A. P. Shevchenko, N. V. Nikushkin*

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia

*Valveless pulsejets are considered. The design features of valveless pulsejets are analysed, the variant of the pulsejet with an aerodynamic valve and ejector boost is proposed, the visualization technique of flow process in a gas-dynamic engine channel is presented.*

*Keyword: pulsejet.*

ПуВРД – бескомпрессорный воздушно-реактивный двигатель периодического действия с теплоподводом к рабочему телу при повышенном давлении газового потока, изобретён русским изобретателем Николаем Телешовым, получившим патент от 19 ок-

тября 1864 года на проект самолёта с пульсирующим воздушно-реактивным двигателем. Наиболее известным летательным аппаратом с ПуВРД Argus As-014 производства фирмы Argus-Werken, явился немецкий самолёт-снаряд Фау-1.

По конструктивным особенностям различают ПуВРД с одноклапанной камерой сгорания (клапаны на входе), с двухклапанной камерой сгорания (клапаны на входе и выходе из камеры) и с аэродинамическим клапаном, иначе именуемые бесклапанными. Идеальный цикл ПуВРД – цикл со сгоранием при постоянном объеме ( $V = \text{const}$ ) – обеспечивает потенциальные термодинамические преимущества ПуВРД перед воздушно-реактивным двигателем (ВРД), работающим по циклу со сгоранием при постоянном давлении ( $p = \text{const}$ ).

В работе рассмотрен вариант ПуВРД, имеющего аэродинамический клапан с эжекторным наддувом. Конструкция двигателя имеет встроенный в камеру сгорания (КС) эжектор, осуществляющий наддув за счёт энергии обратного тока выхлопных газов в КС для уменьшения потерь в аэродинамическом клапане. На входе двигатель имеет профилированный канал, выполняющий роль аэродинамического клапана, и кольцевой канал эжектора для обратного тока выхлопных газов.

Визуализацию протекающих процессов в проточной части ПуВРД предполагается выполнить на экспериментальной установке методом дымовой визуализации с фиксацией процесса движения газов на видеокамеру.

Выполнен статистический анализ соотношения основных геометрических размерений двигателя по отношению к объёму КС [2]. По результатам термогазодинамического расчёта определены расходные параметры рабочего тела, его характеристики и термический КПД цикла [1; 6–8; 11; 12]. Выполнено профилирование газодинамического тракта двигателя [3–5; 10]. Для эжектора определены рабочие параметры и режимы заправки.

#### Библиографические ссылки

1. Рыжков С. В. Термодинамический расчёт сопла Лаваля / МГТУ им. Баумана. М., 2013.
2. Бородин В. А. Пульсирующие воздушно-реактивные двигатели летающих моделей самолетов. 1968.
3. Горлин С. М. Экспериментальная аэромеханика. М. : Высш. школа, 1970. 423 с.
4. Бородин В. А. Авиамодельный ПуВРД. М., 1951.
5. Бородин В. А. Пульсирующие воздушно-реактивные двигатели летающих моделей самолетов. М. : Изд-во ДОСААФ, 1968. 102 с.
6. Мухачев Г. А., Щукин В. Е. Термодинамика и теплопередача. М. : Высш. школа, 1991. 400 с.
7. Кирилин В. А., Сычев В. В., Шейндлин А. Е. Техническая термодинамика. М. : Энергоатомиздат, 1983. 416 с.

8. Сборник задач по технической термодинамике и теплопередаче / под ред. Б. Н. Юдаева. М. : Высш. школа, 1968. 372 с.

9. Требования к оформлению учебных текстовых документов : метод. указания / сост. В. Н. Белозерцев, В. В. Бирюк, А. П. Толстоногов / Куйбышев. авиац. ин-т. Куйбышев, 1988. 29 с.

10. Белозерцев В. Н., Бирюк В. В., Толстоногов А. П. Методические указания по оформлению пояснительной записки к курсовой работе (проекту) / Куйбышев. авиац. ин-т. Куйбышев, 1987. 16 с.

11. Меркулов А. П. Техническая термодинамика : конспект лекций / Куйбышев. авиац. ин-т. Куйбышев, 1990. 235 с.

12. Толстоногов А. П. Техническая термодинамика : конспект лекций / Куйбышев. авиац. ин-т. Куйбышев, 1990. 100 с.

#### References

1. Ryzhkov S. V. Thermodynamic calculation of the Laval nozzle. MGTU im. Bauman, 2013.
2. Borodin V. A. Pulsejet flying models of the aircraft. 1968.
3. Gorlin C. M. Experimental Aeromechanics. M. : Higher School, 1970. 423 с.
4. Borodin V. A. Pulsejet modal aircraft PuVRD. 1951.
5. Borodin V. A. Pulsejet flying model airplanes. M. : Izd-vo DOSAAF, 1968. 102 с.
6. Mukhachyov G. A., Shchukin V. E. Thermodynamics and Heat Transfer. M. : Higher School, 1991. 400 p.
7. Kirilin V. A., Sychev V. V., Sheindlin A. E. Technical Thermodynamics. M. : Energoatomizdat, 1983. 416 p.
8. Problems in engineering thermodynamics and heat transfer / edited by B. N. Yudaeva. M. : Higher School, 1968. 372 p.
9. Requirements for registration of training text documents : method. instructions / Comp. : V. N., Belozertcev, V. V. Biryukov, A. P. Tolstonogov ; Kuibyshev. aviation. Inst. Kuibyshev, 1988. 29 p.
10. Belozertcev V. N., Biryukov V. V., Tolstonogov A. P. Guidelines for the design of the explanatory notes to the course work (project) ; Kuibyshev. aviation. Inst. Kuibyshev, 1987. 16 p.
11. Merkulov A. P. Engineering Thermodynamics : lecture notes ; Kuibyshev. aviation. Inst. Kuibyshev, 1990. 235 p.
12. Tolstonogov A. P. Engineering Thermodynamics : lecture notes ; Kuibyshev. aviation. Inst. Kuibyshev, 1990. 100 p.

© Шевченко А. П., Никушкин Н. В., 2013

## ГОРЕНИЕ ДИЗЕЛЬНОГО ТОПЛИВА И АВИАКЕРОСИНА

*Е. Д. Шемелёв, С. Е. Мащенко*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: havok1994@mail.ru

*Целью работы является исследование влияния промоторов (топливных присадок) на процесс горения, улучшения качества и свойств авиационного и дизельного топлива.*

*Ключевые слова: промотор, присадка, регламент.*

## COMBUSTION OF DIESEL FUEL AND JET FUEL

*E. D. Shemelev, S. E. Mashchenkov*

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: havok1994@mail.ru

*The aim of our work is to investigate the influence of promoters (fuel additives) on the combustion process, improve the quality and properties of aviation and diesel fuel.*

*Keywords: promoter, additive, regulations.*

На сегодняшний день данная тема является очень актуальной, так как повышение качества и свойств топлива за счет промоторов (топливных присадок) ведет к наименьшей износостойкости авиационных запчастей, а также к повышению коэффициента полезного действия (КПД) двигателя. Вследствие этого авиационный транспорт нужно будет меньше отправлять на технический осмотр и техническое обслуживание. А это в свою очередь ведет к наименьшим экономическим затратам в авиакомпаниях, которые на сегодняшний день и без того испытывают финансовый кризис. Объектом исследования являются различные дизельные и реактивные топлива [1].

Ход работы: немаловажным элементом являются способы введения промоторов в топливо. Существует только два вида введения промоторов в топливо. Два эти способа на сегодняшний день очень хорошо изучаются. Мы предлагаем в качестве промоторов горения использовать amino- и азотосодержащие присадки, которые улучшают процесс горения за счет более полного сгорания углерода (нагара). Одним из вариантов может быть добавление такой присадки в реактивное топливо вместе с ПВК. Эти присадки можно добавлять непосредственно в топливозаправщик, выбрав концентрации, примерно равные соотношению этих присадок (0,1–0,15 %), и такое же количество amino- или азотосодержащих соединений [2].

На сегодняшний день промоторы, конечно же, являются важным компонентом топлива. Но следует соблюдать ряд стандартов для топливных присадок, как мировых, так и отечественных. Одним из таких стандартов является технический регламент «О требованиях к автомобильному и авиационному бензину,

дизельному и судовому топливу, топливу для реактивных двигателей и топочному мазуту», принятый Федеральным законом «О техническом регулировании» Правительством Российской Федерации от 27 февраля 2008 г. № 118. До принятия этого регламента в топливные присадки можно было вводить ряд элементов, которые, конечно же, улучшали свойства топлива, но в то же время они очень токсичны как для человека, так и для окружающей среды. По новому техническому регламенту от 27 февраля 2008 г. № 118 требования к присадкам и к самому топливу изменились. Добавление в присадки соединений, которые можно было добавлять по старому техническому регламенту, в новом техническом регламенте запрещено, поскольку они наносят значительный вред экологии и здоровью человека.

### Библиографические ссылки

1. Экспериментальное исследование промоторов воспламенения для современных видов топлив [Электронный ресурс]. URL: [www.mixent.ru](http://www.mixent.ru).
2. Болгов В. Присадки и добавки. М. : Эксмо, 2011.

### References

1. Jeksperimental'noe issledovanie promouterov vosplamenenija dlja sovremennyh vidov topliv [Elektronnyj resurs]. URL: [www.mixent.ru](http://www.mixent.ru).
2. Bolgov V. Prisdaki i dobavki. M. : Eksmo, 2011.

*Секция*

**«ЭКСПЛУАТАЦИЯ И РЕМОНТ  
РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ»**



## СОВРЕМЕННОЕ СОСТОЯНИЕ И СПОСОБЫ МОДЕРНИЗАЦИИ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

*А. В. Евтух, А. С. Крылов*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: Pxores@yandex.ru

*РКТ России находится в постоянном процессе развития, так как данная отрасль приобретает всё большую популярность по нескольким причинам. Одна из них – возможность перенести площадку старта боевых ракет в нужное место и сэкономить на инфраструктуре. Исходя из этого видимой целью является нахождение новых способов модернизации РКТ.*

*Ключевые слова: ракетно-космическая техника, крылатая ракета, ракетно-космическая промышленность.*

## CURRENT STATE AND WAYS OF MODERNIZATION OF THE MISSILE AND SPACE EQUIPMENT

*A. V. Evtukh, A. S. Krylov*

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: Pxores@yandex.ru

*RKT Russia is a constant process of development as it the industry has become increasingly popular for several reasons. One of them is the possibility to transfer the site launch missiles at the right place and save on infrastructure. On this basis, the apparent aim is to find new ways to upgrade RKT.*

*Keywords: rocket and space technology, cruise missile, rocket and space industry.*

Согласно Посланию Президента России Федеральному Собранию Российской Федерации от 5 ноября 2008 года к ориентирам развития ракетно-космической промышленности и техники России относятся следующие:

- требование безотлагательной реализации стратегических программ;
- необходимость действовать на опережение, создавать основы национальной конкурентоспособности там, где можно получить будущие выгоды и преимущества [1];
- быстро осваивать высвобождаемые в мировой экономике ниши;
- внедрять самые передовые технологии.

Человечество создало устройства для старта ракет с поверхности материков Земли, из-под земли, с автомобильного шасси, с железнодорожного вагона, с поверхности океана (морской космодром). Следовательно, были реализованы самые смелые мечты К. Э. Циолковского и других ученых. По-видимому, человечество, встав на этот путь в 1897 году, никогда уже с него не свернет.

В связи с увеличивающейся востребованностью РКП России должна стать экономически устойчивой, конкурентоспособной отраслью промышленности, способной решать стратегические задачи совершенствования и развития ракетно-космических средств в интересах национальной безопасности, социально-экономической сферы, науки и международного сотрудничества, обеспечения гарантированного доступа и необходимого присутствия России в космическом пространстве, сохранения и укрепления ее позиций на мировом космическом рынке.

Одним из показательных представителей РКТ являются крылатые ракеты.

В настоящее время одним из главных нововведений в российской армии является крылатая ракета Х-90 «Коала» (Ту-160М).

В дальнейшем будущем планируется внедрение бомбардировщика Ту-22М3М. Оснащенный новым вооружением и оборудованием, этот самолет станет важным элементом боевой мощи российской военной авиации 2020–2030-х годов.

Основу боекомплекта тяжелого бомбардировщика Ту-160 сегодня составляют крылатая ракета Х-55 (Kh-55), созданная в начале 80-х годов, и ее производные. «Базовая» Х-55 с термоядерной боевой частью и дальностью полета до 2 500 км является достаточно гибким инструментом ядерной войны.

Сегодня в качестве перспективного вооружения тяжелых бомбардировщиков рассматривается пара ракет Х-101/Х-102 (Kh-101/Kh-102), отличающихся снаряжением [2].

Х-101 имеет неядерную боевую часть, а Х-102 несет «специальный заряд». Это дозвуковые ракеты. Дальность полета этой ракеты превышает 5 000 км, что сильно затрудняет обнаружение и перехват носителей.

Для модернизации производства РКТ следует произвести замену устаревшей производственно-технологической базы, не соответствующей современным требованиям по производительности, надежности, способности функционировать в информационной среде на отраслевом уровне и не обеспечивающей эффективный контроль качества производимой продукции.

В этой ситуации целесообразно сохранить уже развернутое или находящееся в высокой степени готовности на предприятиях-лидерах сборочное производство новых типов техники по проектам, имеющим экономически обоснованные программы выпуска, по крайней мере в среднесрочной перспективе [3].

Переход к созданию и использованию функционально сложного модульного базиса позволит существенно сократить номенклатуру комплектующих при производстве новых изделий РКТ, что создаст условия для концентрации финансовых, научных, производственных и других ресурсов РКП на разработке, подготовке высокоэффективного автоматизированного производства.

На заводах, не вошедших в ядро эффективных предприятий РКП, целесообразно создавать центры компетенции по отдельным технологическим направлениям, работающим в кооперации с отечественными и зарубежными предприятиями. На корпоративной основе необходимо создать отраслевую автоматизированную информационно-аналитическую систему мониторинга качества изделий РКТ, производимых в рамках Федеральной космической программы.

В идеале также необходимы соответствующие изменения в законодательстве по расширению возможностей участия в акционерном капитале РКП ино-

странных партнеров, осуществляющих деятельность по разработке, производству, испытаниям, ремонту и (или) утилизации РКТ, в том числе за счет частного государственного партнерства.

В результате решения рассмотренных широкомасштабных задач в интересах модернизации отечественной ракетно-космической промышленности будет обеспечена технологическая, производственная и институциональная готовность к реализации космических проектов.

## References

1. URL: <http://army-news.ru/2011/10/krylataya-raketa-x-90-koala/> (data obrascheniya: 12.10.2013).
2. URL: [https://www.google.ru/url?sa=t&rct=j&q=&esrc=s&source=web&cd=1&ved=0CCgQFjAA&url=http%3A%2F%2Ffederalbook.ru%2Ffiles%2FOPK%2FSoderjanie%2FOPK-7%2FIII%2FPerminov.pdf&ei=RuVMUpmIJcb54QTBj4GIDQ&usg=AFQjCNGIxDiKK2BFogZZe08xVkuGimyT\\_Q&bvm=bv.53537100,d.bGE&cad=rja](https://www.google.ru/url?sa=t&rct=j&q=&esrc=s&source=web&cd=1&ved=0CCgQFjAA&url=http%3A%2F%2Ffederalbook.ru%2Ffiles%2FOPK%2FSoderjanie%2FOPK-7%2FIII%2FPerminov.pdf&ei=RuVMUpmIJcb54QTBj4GIDQ&usg=AFQjCNGIxDiKK2BFogZZe08xVkuGimyT_Q&bvm=bv.53537100,d.bGE&cad=rja) (data obrascheniya: 12.10.2013).
3. URL: [http://rus.ruvr.ru/2012\\_03\\_07/67824023\\_data](http://rus.ruvr.ru/2012_03_07/67824023_data) obrascheniya: 12.10.2013).

© Евтух А. В., Крылов А. С., 2013

УДК 629.76/78

## ПРОБЛЕМЫ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ РКТ

*А. А. Ерисов, В. Е. Черепакхин*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: Yerisow@mail.ru

*С интенсивным освоением космоса становится острым вопрос об автоматизации и информационной безопасности, в связи с изучением дальнего космоса необходимы высокие скорости передачи данных и большая точность скоординированных действий.*

*Ключевые слова: информационная безопасность, передача данных, программное обеспечение, ракетно-космическая техника.*

## PROBLEMS AND PROSPECTS OF DEVELOPMENT OF RCT

*A. A. Erisov, V. E. Cherepakhin*

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: Yerisow@mail.ru

*With an intense exploration of outer space becomes an acute problem of automation and information security, with the study of outer space requires high data rate and high accuracy coordinated action.*

*Keywords: Information security, data, software, rocket and space technology.*

В XX веке человечество достигло выдающегося результата, впервые вырвавшись в космос. 4 октября 1957 г. первый искусственный спутник Земли был запущен на орбиту в СССР, что стало началом активного [3] этапа освоения космического пространства. За прошедшие полвека был достигнут значительный прогресс в данном направлении: первый полет человека в космос, выход человека в открытый космос,

полет на Луну, серьезные успехи в науке и технике.

В связи с широким использованием объектов РКТ многоцелевого назначения и активным управлением ими возрастает актуальность применения программно-обеспечения, позволяющего реализовать вербально-командное управление их состоянием и функционированием, основанное на распознавании голосовых команд, что позволяет существенно облегчить и повы-

суть оперативность и качество управления. При этом в связи с широким международным сотрудничеством в области космической деятельности может быть преодолен языковой барьер в рамках сотрудничающих сторон на основе использования автоматического распознавания голосовых команд [1] и перевода с одного языка на другой. Проблемным вопросом при создании такого интерфейса является разработка соответствующих физических датчиков, алгоритмов и программных средств, обеспечивающих в совокупности распознавание смысла голосовых команд или текста.

Одной из важнейших проблем является проблема обеспечения безопасности. Средства безопасности предусматривают использование целого ряда механизмов для защиты передаваемых управляющих сигналов, речи и данных. В их число входят средства аутентификации, обеспечения конфиденциальности, управление ключами (включая передачу последних по эфиру) и блокировка (разблокировка) терминалов. Кроме того, обеспечивается сквозное шифрование, при котором задействуется технология синхронного шифрования потока информации, что позволяет достичь высокого уровня защиты трафика пользователя. Криптографические методы и средства защиты информации в настоящее время экономически более выгодны, чем другие технические и организационные меры, а в ряде случаев только они способны дать существенные результаты. Уже сейчас производители предлагают широкий спектр криптосредств для сокрытия документальной, речевой и другой информации, которые работают в сетях при скоростях передачи информации от десятков бит до сотен мегабит в секунду.

В перспективе должна быть налажена индустриальная технология разработки программного обеспечения с использованием упомянутого ТПО. Экономические данные [2] свидетельствуют о том, что уже в настоящее время доходы от разработок программного обеспечения вносят существенный вклад в валовой национальный продукт ведущих стран, который с углублением информатизации будет только нарастать. Это обстоятельство является залогом самого пристального внимания к созданию программного обеспечения и серьезного отношения к его развитию, в том числе и применительно к ракетно-космической технике.

В РКТ программное обеспечение находит применение и развитие в области научных исследований, проектирования и производства, испытаний и управ-

ления полетом, т. е. на всех этапах жизненного цикла ракетно-космической техники. Сегодня и в будущем эффективное проведение научных исследований не мыслится без программного обеспечения поддержки банков данных и баз знаний. Современное проектирование элементов РКТ, ракетно-космических комплексов осуществляется с широким применением систем автоматизированного проектирования (САПР). Основу САПР составляют развитые аппаратно-программные средства в составе локальных вычислительных сетей (ЛВС). В ходе производства РКТ программное обеспечение используется как интеллектуальное ядро систем контроля качества продукции и диагностического контроля. В заводских условиях, на контрольно-испытательных станциях [3] и космодромах эффективное проведение испытаний возможно только при наличии высокоинтеллектуальных аппаратно-программных комплексов (АПК). На базе таких АПК создаются перспективные наземные проверочно-пусковые комплексы (НППК).

Программные средства перечисленных фрагментов обеспечивают автоматизированное решение функциональных задач, информационное взаимодействие между фрагментами, а также с центром управления полетом, информационными системами корпоративного управления предприятий и ведомств ракетно-космической отрасли, конструкторских организаций и научно-исследовательских учреждений. Без применения программных комплексов на объектах НАКУ, в ЦУПах и баллистических центрах невозможны контроль и управление полетом транспортных средств выведения и космических аппаратов. Дальнейшее развитие космической деятельности будет сопровождаться повышением роли, степени интеллектуализации и расширением областей применения программного обеспечения.

## References

1. URL: <http://www.kosmoc.info/> (data obrascheniya: 12.10.2013).
2. URL: <http://www.nppmera.ru/zadachi-i-perspektivnyi-avtomatizacii-izdelij-rkt> (data obrascheniya: 12.10.2013).
3. URL: <http://www.space-ins.ru/index.php/kategoria2/171-2010-10-25-08-18-49.html> (data obrascheniya: 12.10.2013).

© Ерисов А. А., Черепухин В. Е., 2013

УДК 629.783.002.71

## ВАРИАЦИИ УНИВЕРСАЛЬНЫХ КОНТЕЙНЕРОВ ДЛЯ ТРАНСПОРТИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

*С. Н. Лозовенко, В. И. Голублев, Л. С. Ермаков*

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52

*Рассмотрены универсальные транспортные контейнера разработки ОАО «ИСС», предназначенные для транспортирования изделий космической техники с обеспечением поддержания требуемых параметров для них внутри контейнера.*

*Ключевые слова: транспортные контейнеры, космическая техника.*

## VARIATIONS OF UNIVERSAL CONTAINERS FOR TRANSPORTATION SPACECRAFTS

S. N. Lozovenko, V. I. Golubev, L. S. Ermakov

JSC "Information Satellite Systems" named after academician M. F. Reshetnev"  
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia

*Universal transporting containers designed by JSC "ISS", assigned for transportation of products of space technics with assurance of required parameters inside the container for them.*

*Keywords: transporting containers, space technics.*

Современные тенденции развития космической техники и стремительное создание одновременно нескольких изделий космической техники обуславливают применение индивидуального универсального наземного технологического оборудования, порою под каждый конструктивный облик изделия космической техники, для работы с ними на всех этапах жизненного цикла.

На этапе транспортирования изделия космической техники, например, от ОАО «ИСС» до технического комплекса космодрома запуска, одним из видов наземного технологического оборудования является транспортный контейнер, предназначенный для доставки изделий космической техники с обеспечением поддержания требуемых параметров (комфортных условий), таких как чистота среды, температурно-влажностные параметры внутри контейнера.

В зависимости от требуемых задач и конструктивного облика транспортируемого изделия космической техники варьируется конструктивное исполнение транспортных контейнеров и его функциональная оснащенность, что отражает создание более 15 видов транспортных контейнеров в ОАО «ИСС» на 2013 год. Некоторые из них являются уникальными и перспективными образцами наземного технологического оборудования:

1. Транспортный контейнер 762.6420-0, предназначенный для транспортирования на небольшие расстояния автомобильным транспортом космического аппарата на базе платформы «Экспресс-1000» или его антенных панелей с обеспечением поддержания комфортных условий (рис. 1).

Комфортные условия внутри контейнера для транспортируемого изделия обеспечиваются:

- в части температуры – двумя тепловентиляторами, установленными внутри контейнера;
- в части влажности – подготовленным силикагелем, укладываемым внутри контейнера;
- в части чистоты среды – поддержанием избыточного давления с помощью подачи «чистого» воздуха от блока наддува [2].

2. Транспортный контейнер 154.9330-000, предназначенный для транспортирования автомобильным, авиационным и железнодорожным видами транспорта космического аппарата массой до 3 000 кг на полигон запуска (рис. 2).

Комфортные условия внутри контейнера для транспортируемого изделия обеспечиваются:

- в части температуры – основным и резервным холодильным агрегатом, основным и резервным нагревательным устройством, установленными внутри контейнера;

- в части влажности – подготовленным силикагелем, укладываемым в специальный наружный отсек, сообщающийся с внутренним объемом контейнера;

- в части чистоты среды – фильтрующими компонентами, укладываемыми в специальный наружный отсек, сообщающийся с внутренним объемом контейнера.

3. Транспортный контейнер 14Ф141.9420-0, предназначенный для транспортирования автомобильным, авиационным и железнодорожным видами транспорта космического аппарата массой до 5 тонн или двух космических аппаратов на базе платформы «Экспресс-1000» общей массой до 5 тонн на полигон запуска, что успешно подтверждено штатной доставкой одновременно двух космических аппаратов («Луч-5Б» и «Ямал-300К» на космодром «Байконур» (рис. 3).



Рис. 1. Транспортный контейнер 762.6420-0



Рис. 2. Транспортный контейнер 154.9330-000



Рис. 3. Транспортный контейнер 14Ф141.9420-0

Комфортные условия внутри контейнера для транспортируемого изделия обеспечиваются:

- в части температуры – восемью тепловентиляторами и двумя воздухоохладителями, установленными внутри контейнера;
- в части влажности – подготовленным силикагелем, укладываемым внутри контейнера;
- в части чистоты среды – поддержанием избыточного давления с помощью подачи «чистого» воздуха от блока наддува.

4. Транспортный контейнер 154.9447-000, предназначенный для межоперационного транспортирования железнодорожным транспортом между техническими комплексами космодрома запуска космического аппарата массой до 5 тонн или двух космических аппаратов на базе платформы «Экспресс-1000» общей массой до 5 тонн с обеспечением поддержания комфортных условий в процессе транспортирования и возможностью кантования изделия при проведении работ на техническом комплексе (рис. 4) [1].



Рис. 4. Транспортный контейнер 154.9447-000

Комфортные условия внутри контейнера для транспортируемого изделия обеспечиваются автономным агрегатом термостатирования, подсоединяемым к контейнеру [3].

Многовариантность конструктивного облика универсальных контейнеров для транспортирования космических аппаратов и его устройств, гарантированно обеспечивающих комфортные условия для космического аппарата при его транспортировании, в очередной раз подтверждает высокотехнический уровень специалистов ОАО «ИСС» благодаря их накопленному научно-практическому опыту при наземной эксплуатации космических аппаратов.

#### Библиографические ссылки

1. Лозовенко С. Н. и др. О создании транспортно-контейнера с устройством для кантования космических аппаратов // Решетневские чтения : материалы XVI Междунар. науч. конф. Красноярск, 2012. С. 338–339.
2. 762.6420-0РЭ. Контейнер транспортный. Руководство по эксплуатации. ОАО «ИСС», 2010.
3. 154.9447-000РЭ. Контейнер транспортный. Руководство по эксплуатации. ОАО «ИСС», 2011.

#### References

1. Lozovenko S. N. [i dr.]/ O sozdanii transportnogo kontejnera s ustrojstvom dlja kantovanija kosmicheskix apparatov // Reshetnevskie chtenija : materialy XVI Mezhdunar. nauch. konf. Krasnojarsk, 2012. S. 338--339.
2. 762.6420-0RJe. Kontejner transportnyj. Rukovodstvo po jekspluatacii. ОАО «ИСС», 2010.
3. 154.9447-000RJe. Kontejner transportnyj. Rukovodstvo po jekspluatacii. ОАО «ИСС», 2011.

© Лозовенко С. Н., Голублев В. И., Ермаков Л. С., 2013

УДК 629.76/78

## ПРОБЛЕМЫ ЭКСПЛУАТАЦИИ И РЕМОНТА МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ

*Д. Р. Тележенко, А. Ю. Леонгард*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: dentimenis@mail.ru

*Рассмотрены примеры крупных технических происшествий на Международной космической станции (МКС) и проблемы их устранения.*

*Ключевые слова: проблемы, МКС, открытый космос.*

## PROBLEMS OF OPERATION AND REPAIR OF THE INTERNATIONAL SPACE STATION

*D. R. Telezhenko, A. Y. Leongard*

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev

31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, Russia 660014. E-mail: dentimenis@mail.ru

*The examples of major technological accidents on the International Space Station (ISS) and the problems in their elimination.*

*Keywords: problems, ISS, spacewalk.*

С начала строительства Международной космической станции участникам программы пришлось столкнуться не с одним крупным инцидентом, каждый из которых приводил к серьезным затруднениям в дальнейшей работе космонавтов и самой станции [1].

Международная космическая станция – пилотируемая орбитальная станция, используемая как многоцелевой космический исследовательский комплекс. МКС – совместный международный проект, в котором участвуют 15 стран [2].

На одной из солнечных панелей Международной космической станции обнаружена небольшая дырка, пробитая метеороидом. Станция имеет несколько слоев обшивки из разного материала (у каждого модуля этот набор разный, но структура общая). Типичный метеороид, попавший в основную часть станции, не должен пробиться внутрь, но возможность пробины обшивки корпуса таким метеороидом все равно существует [3].

30 октября 2007 года во время выхода в открытый космос были установлены панели солнечной батареи сегмента Р6МКС. При развёртывании батареи космонавты с помощью камер наружного наблюдения обнаружили на ней разрыв длиной около 75 сантиметров. Несколько дней до починки руководство и технические специалисты НАСА тщательно разрабатывали план предстоящих работ. Сложность заключалась в том, что для доставки астронавта к месту поломки использовался кран-манипулятор, а также в опасности проведения работ рядом с устройствами, находящимися под напряжением [1].

Во время пребывания на станции экспедиции МКС-15 14 июня 2007 года сбой компьютера в российском сегменте оставил станцию без нормальной работы двигателей ориентации, оборудования для генерации кислорода, поглощения углекислого газа и других систем жизнеобеспечения; это послужило причиной снижения температуры воздуха на станции. Успешная перезагрузка компьютера привела к ложной пожарной тревоге, которая разбудила экипаж. В сложившейся критической ситуации генеральный конструктор РКК «Энергия» Николай Севастьянов

создал группу по анализу ситуации и разработке технических мероприятий по её устранению. Благодаря напряженной работе этой группы на Земле и космонавтов на борту МКС была определена причина сбоя – выход из строя вторичных источников электропитания компьютеров в результате воздействия на них электромагнитных помех – и способы решения проблемы [1].

Так как МКС находится в открытом космосе, решение большинства эксплуатационных проблем является затруднительным и опасным для жизни экипажа.

### Библиографические ссылки

1. Список крупных инцидентов на МКС [Электронный ресурс] // Википедия : свободная энцикл. 2010. URL: [http://ru.wikipedia.org/wiki/Список\\_крупных\\_инцидентов\\_на\\_МКС](http://ru.wikipedia.org/wiki/Список_крупных_инцидентов_на_МКС) (дата обращения: 02.10.2013).
2. Международная космическая станция [Электронный ресурс] // Википедия : свободная энцикл. 2013. URL: [http://ru.wikipedia.org/wiki/Международная\\_космическая\\_станция](http://ru.wikipedia.org/wiki/Международная_космическая_станция) (дата обращения: 02.10.2013).
3. Пробитие панели МКС [Электронный ресурс] // Космос-Журнал. 2011. URL: <http://www.cosmos-journal.ru/news/1706/> (дата обращения: 02.10.2013).

### References

1. List of major incidents on the ISS (Spisok krupnyh incydentov na MKS). Available at: [http://ru.wikipedia.org/wiki/Список\\_крупных\\_инцидентов\\_на\\_МКС](http://ru.wikipedia.org/wiki/Список_крупных_инцидентов_на_МКС) (accessed 2 October 2013).
2. The International Space Station (Mejdunarodnaya kosmicheskaya stanciya), Available at: [http://ru.wikipedia.org/wiki/Международная\\_космическая\\_станция](http://ru.wikipedia.org/wiki/Международная_космическая_станция) (accessed 2 October 2013).
3. The breaking of the panel ISS (Probitie paneli MKS). Available at: <http://www.cosmos-journal.ru/news/1706/> (accessed 2 October 2013).

*Секция*

**«ТЕХНОЛОГИЯ И МЕХАТРОНИКА  
В МАШИНОСТРОЕНИИ»**



УДК 629.78.002.3..661.6

## ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛАГОПОГЛОЩЕНИЯ УГЛЕПЛАСТИКА МАРКИ М55J, ПРИМЕНЯЕМОГО В КА

И. В. Башков<sup>1</sup>, В. В. Двирный<sup>1,2</sup>, В. В. Миронович<sup>1</sup>, И. В. Евкин<sup>1</sup>, А. Б. Кузнецов<sup>1</sup>

<sup>1</sup>ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 662972, г. Железнодорожный Красноярского края, ул. Ленина, 52

<sup>2</sup>Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

Приведены результаты измерения влагопоглощения углепластика марки М55j в зависимости от времени выдержки.

Ключевые слова: углепластик, влагопоглощение, космический аппарат.

## EXPERIMENTAL STUDY OF MOISTURE ABSORPTION M55J CARBON FIBER REINFORCED PLASTICS BRANDS USED IN SC

I. V. Bashkov<sup>1</sup>, V. V. Dvirny<sup>1,2</sup>, V. V. Myronovych<sup>1</sup>, I. V. Evkin<sup>1</sup>, A. B. Kuznetsov<sup>1</sup>

<sup>1</sup>JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”  
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia

<sup>2</sup>Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia

The results of the measurement of moisture absorption in M55j grade carbon fiber, depending on the exposure time are given.

Keywords: carbon fiber, moisture uptake, the spacecraft.

В настоящее время в конструкции космических аппаратов (далее – КА) для снижения массы широко применяется углепластик.

Так как углепластик содержит полимерную матрицу, то необходимо учитывать изменение его физических свойств под влиянием температуры и влажности. Эпоксидные углепластики способны поглощать влагу из атмосферы, что приводит к заметному ухудшению прочностных свойств.

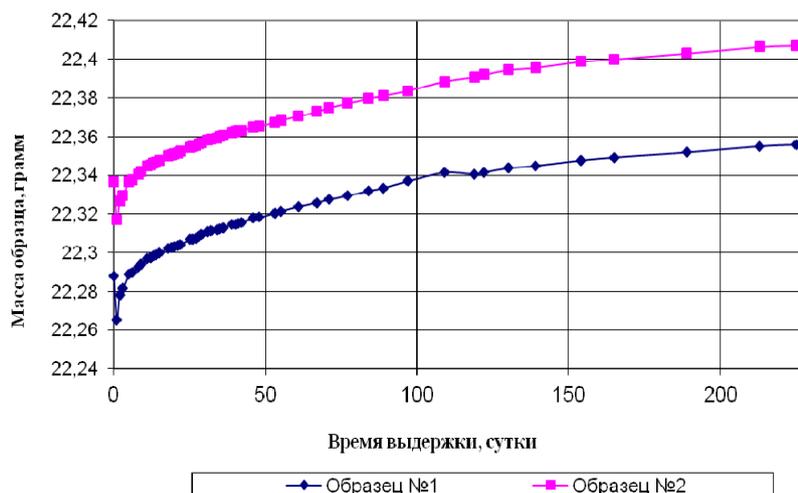
Некоторые части и детали КА могут длительное время находиться на хранении (до нескольких лет) перед отправкой на космодром. Во время хранения части и детали находятся при атмосферном давлении

и влажности воздуха около 60 %. По различным данным [1; 2], при влагопоглощении прочность углепластика снижается, что может снизить эксплуатационные качества изготовленных из него деталей и частей.

В работе приведены результаты измерений влагопоглощения углепластика марки М55j в зависимости от времени выдержки.

В качестве образцов для испытаний использовались 2 образца углепластика диаметром 92 мм и толщиной 2 мм.

Измерение массы производилось весами прецизионными электронными марки А&D HR-202 с дискретностью  $1 \times 10^{-5}$ .



Зависимость массы образцов от времени выдержки

**Метод испытания.** Порядок испытаний:

1. Кондиционирование образцов при температуре 24 °С в эксикаторе с относительной влажностью воздушной среды (55±3) %, до насыщения образцами паров воды в течение 24 часов.

2. Взвешивание образцов с точностью  $2 \times 10^{-5}$  г.

3. Проведение обезгаживания образцов в вакууме при температуре 125 °С в течение 24 часов.

4. После вскрытия камеры образцы помещались в эксикатор с силикагелем для предотвращения набора влаги из воздуха.

5. Взвешивание образцов с точностью  $2 \times 10^{-5}$  г в течение не более 15 минут после помещения их в эксикатор.

6. Произвести кондиционирование образцов углепластика при температуре 24 °С в эксикаторе с относительной влажностью воздушной среды (55%) – до насыщения образца парами воды.

7. Взвешивание образцов с точностью  $2 \times 10^{-5}$  г до установления постоянной массы образца.

Результаты испытаний представлены на графике (см. рисунок), по которому видно, что и по истечении 225 суток поглощение влаги из воздушной среды не прекратилось. Полученные данные говорят о том, что

процесс влагопоглощения углепластиком – это длительный процесс.

Необходимо продолжить испытания углепластика на влагопоглощение для установления времени его насыщения парами воды.

#### Библиографические ссылки

1. Кириллов В. Н., Ефимов В. А., Шведкова А. К. Влияние климатических факторов и механического нагружения на свойства углепластика на эпоксидном связующем // ВИАМ/2011 205959. С. 9.

2. Симамура С. Углеродные волокна. М.: Мир, 1987.

#### References

1. Kirillov V. N., Efimov V. A., Shvedkova A. K. Effects of climatic factors and mechanical loading on the properties of carbon fiber in the epoxy binder. VIAM/2011 205959, p. 9.

2. Simamura S. Carbon fiber edited, 1987.

© Башков И. В., Двирный В. В., Миронович В. В., Евкин И. В., Кузнецов А. Б., 2013

УДК 678.002.8

### ЛАБОРАТОРНЫЙ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЙ РЕГЛАМЕНТ ДЛЯ ВЫПОЛНЕНИЯ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИХ ИСПЫТАНИЙ ПОЛУЧЕНИЯ РЕЗИНОБИТУМНЫХ МОДИФИКАТОРОВ МЕТОДОМ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОЙ ДЕСТРУКЦИИ ОТХОДОВ РТИ

С. Г. Богданов<sup>1</sup>, С. П. Дроздов<sup>2</sup>

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

Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 29. E-mail: kras@krasmail.ru

<sup>2</sup> ЗАО «Компомаш – ТЭК»

Россия, 127018, г. Москва, 3-й проезд Марьиной рощи, 40. E-mail: info@compomash-tek.ru

*Рассмотрена проблема утилизации промышленных и бытовых отходов шин, а также рассмотрен лабораторный технологический регламент для выполнения исследовательских испытаний для получения новой технологии переработки дорожных резинобитумных модификаторов методом высокотемпературной деструкции. Данная технология производства резинобитумных модификаторов позволяет повысить физико-химические качества битумных вяжущих и дорожных покрытий. Также позволит миновать стадию измельчения исходного продукта (автомобильные шины) в резиновую крошку и очищения ее от металлических включений, что приводит к экономии энергоресурсов до двух раз и получению дорожных резинобитумных модификаторов нового поколения, а также металлического «скраба» для металлургической промышленности.*

*Работа выполнялась в рамках государственного контракта, финансируемого Министерством образования и науки России, № 14.515.11.0040 от 19 марта 2013 г.*

*Ключевые слова: утилизация шин, переработка, повышение экономии энергоресурсов, битум.*

### LABORATORY PRODUCTION SCHEDULES FOR PERFORMANCE OF RESEARCH TESTS OF RECEIVING RUBBER-BITUMEN MODIFIERS BY HIGH-TEMPERATURE WASTE DESTRUCTION METHOD OF RUBBER-TECHNICAL PRODUCTS

S. G. Bogdanov<sup>1</sup>, S. P. Drozdov<sup>2</sup>

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

29, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, Russia, 660014. E-mail: kras@krasmail.ru

<sup>2</sup>Closed Joint Stock Company «Compomash – TEK»

40, 3rd drive of Maryina Roshcha, Moscow, 127018, Russia. E-mail: info@compomash-tek.ru

*The utilization problem of industrial and household wastes of tires is considered, as the laboratory production schedules for realization of research tests for receiving new processing technology of road modifiers by a high-temperature destruction method. This production technology of rubber-bituminous modifiers allows to increase physical and chemical qualities bituminous knitting and pavings. As will allow to pass a reduction stage of an initial product (auto tires) in comminuted rubber and to its clarification from metal inclusions that leads to energy resources economy to two times and receiving road rubber-bituminous modifiers of new generation, and also a metal scrub for metallurgical industry.*

*The project was performed in the state contract, finance by the Ministry of education and science of Russia № 14.515.11.0040, march 19, 2013.*

*Keywords: utilization of tires, recycling, increasing savings of energy, bitumen.*

На сегодняшний день утилизация отработанных автомобильных шин – одна из серьезнейших проблем современного общества. Весь мир уже давно осознал опасность, которую несут в себе изношенные шины.

Ежегодно во всем мире общий объем изношенных шин увеличивается на 10–15 миллионов тонн, а перерабатывается всего около 20 % от их числа. Количество уже хранящихся на свалках по всей планете шин превышает 1 млрд штук. Если сравнить ситуацию, сложившуюся с этим вопросом в других странах, то в Японии перерабатывается 89 %, в США – 87 %, а в странах ЕЭС – 76 %.

Проблема переработки изношенных шин имеет важное экологическое значение, поскольку они накапливаются в местах их эксплуатации и имеют довольно высокий класс опасности. Вывозимые на свалки или рассеянные на окружающих территориях шины длительное время загрязняют окружающую среду вследствие высокой стойкости к воздействию внешних факторов (солнечного света, кислорода, озона, микробиологических воздействий). Засыпанная землей шина разлагается более 150 лет, а это немало. Места скопления отработанных покрышек, особенно в регионах с жарким климатом, служат благоприятной средой обитания и размножения для грызунов – переносчиков целого букета страшных заболеваний. Известны случаи, когда свалки покрышек служили главными причинами эпидемий в городах.

Кроме того, шины обладают высокой пожароопасностью и относятся к 4 классу опасности, а продукты их неконтролируемого сжигания оказывают крайне вредное влияние на окружающую среду и здоровье человека. Риск возникновения онкологических заболеваний – лишь малая толика той опасности, которую скрывают в себе продукты горения. Кроме того, небольшие хлопоты доставляют горящие свалки покрышек. Температура горения шины равна температуре горения каменного угля, поэтому потушить такое возгорание крайне сложно. В большинстве развитых стран отказываются от захоронения старых шин, потому что это еще более затратно, чем переработка. Ведь, кроме оплаты услуг по захоронению на полигоне, предприятия должны вносить деньги за негативное воздействие на окружающую среду. При этом проблема использования изношенных шин имеет существенное экономическое значение, поскольку потребности хозяйства в природных ресурсах непрерывно растут, а их стоимость постоянно повышается. В итоге крайне выгодно переработка изношенных шин, содержащих помимо резины, технические свой-

ства которой близки к первоначальным, также большое количество армирующих текстильных и металлических материалов.

Единственный на данный момент действенный способ улучшения экологической обстановки – вторичная переработка.

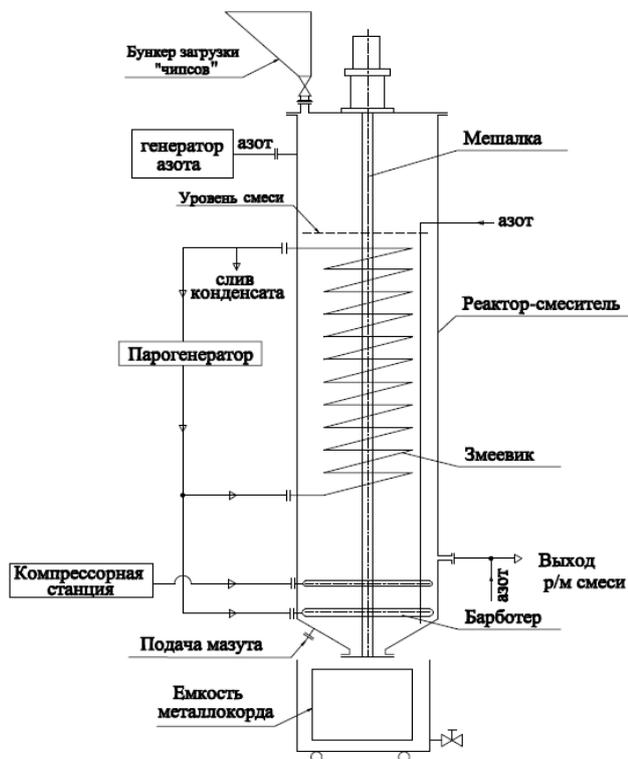
На данный момент существует технология получения строительных и дорожных битумов из переработки автомобильных шин, путем измельчения исходного продукта и отделения металлических включений. Получаемый из измельченных шин продукт – резиновая крошка – применяется для производства битума. Такой процесс получения битума в целях экономии является энергоресурсозатратным.

На предприятии ОАО «Красмаш» в рамках научно-исследовательских работ при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации для выполнения исследовательских испытаний получения резинобитумных модификаторов методом высокотемпературной деструкции отходов резинотехнических изделий (РТИ), разработан лабораторный технологический регламент, который предусматривает проведение испытаний на экспериментальном образце установки (реактор-смеситель) и отработку технологии получения резинобитумных модификаторов, включая стадию отделения металлических включений отходов РТИ в экспериментальном образце.

На рисунке изображена экспериментальная установка получения резинобитумных модификаторов.

Перед подачей в реактор-смеситель мазут предварительно разогревают в емкости до 60–70 °С с одновременным разогревом реактора-смесителя через змеевик. Разогрев корпуса реактора-смесителя происходит до температуры не менее 120 °С перегретым паром (во избежание появления конденсата), и затем подают 70 л мазута. После чего загружают резиновые «чипсы» (продукт переработки автомобильных шин размером 40×40 мм) и сланец. Далее загружают мазут разогретый до 360 °С, в необходимом объеме до заданного уровня. Перегретый пар подают в змеевик с температурой 420 °С и разогревают смесь до температуры 260 °С, включив мешалку. После достижения температуры 280 °С мешалка работает в непрерывном режиме. Далее повышают температуру в реакторе-смесителе до температуры 360 °С со скоростью в пределах 1–2 °С в минуту ориентировочно в течение 2,5 часов. После достижения в реакторе-смесителе заданной температуры 360 °С отключают подачу перегретого пара в змеевик.

В змеевик подают сырой пар с температурой 150 °С для охлаждения смеси в реакторе до 280 °С, при этом мешалка работает непрерывно в течение всего процесса охлаждения. Возможна подача через барботер небольшого количества газообразного азота для отгона жидких фракций из растворенной смеси резины и мазута.



Процесс окисления проводят при постоянно работающей мешалке и выключенной подаче пара в змеевик. В случае повышения температуры смеси в реакторе до 300 °С снижают подачу воздуха и подают в змеевик сырой пар с температурой 150 °С. Регулирование подачи воздуха и подачи сырого пара позволяет удерживать температурный режим в реакторе в пределах 280–290 °С. В случае если экзотермический эффект реакции не позволяет поддерживать данную температуру, то в змеевик реактора подают перегретый пар до достижения необходимой температуры.

Процесс окисления проводят в течение 8 часов при постоянно работающей мешалке. После четырех часов окисления каждый час производится отбор проб в специальный проботборник под азотной подушкой. Результаты анализа проб позволяют отработать режим окисления, при котором будет получено наилучшее качество битумного вяжущего.

Экспериментальный образец установки встроены в экспериментальный стенд, имеющий в своем составе линию получения «чипсов» размером 40×40 мм из отходов РТИ (автомобильные шины с металлическими включениями).

Испытания проводились согласно регламенту работ на установке.

Основными параметрами проведения процесса получения битумного вяжущего являются (в стадии растворения резины в мазуте):

- скорость и время разогрева исходной смеси;

- температуры, при которых происходит полное растворение чипсов;

- время выдержки и перемешивания смеси до получения гомогенного продукта.

Исследование на экспериментальном образце установки позволяет очертить границы исследования составляющих элементов.

Скорость разогрева исходной смеси ограничена интервалом 1–2 °С в минуту. Меньшая скорость разогрева повышает экономические затраты на проведение процесса растворения, а большая может привести к вспениванию смеси.

Основными параметрами проведения процесса окисления являются:

- начальная и конечная температуры;
- расход воздуха на единицу массы растворенной в мазуте резины;
- длительность процесса окисления.

В отличие от ранее выполненного варианта получения битумного вяжущего из резиновой крошки и мазута, спроектированная установка позволяет совместить растворение чипсов, отделение металлических включений и получение битумного вяжущего в одном аппарате.

Данная технология производства резинобитумных модификаторов позволяет повысить физико-химические качества битумных вяжущих и дорожных покрытий. Также позволит миновать стадию измельчения исходного продукта (автомобильные шины) в резиновую крошку и очищения ее от металлических включений, что в свою очередь приводит к экономии энергоресурсов до двух раз и получения дорожных резинобитумных модификаторов нового поколения, а также металлического «скраба» для металлургической промышленности.

### Библиографические ссылки

1. Ребиндер П. А. Физико-химическая механика. М.: Знание, 2006. 230 с.
2. Поконова Ю. В. Химия высокомолекулярных соединений нефти. Л.: Изд-во Ленингр. ун-та, 2007. 179 с.
3. Закирова Л. Ю., Вольфсон С. И., Хакимуллин Ю. Н. Химия и химическая технология. 2009. Т. 47. № 4. С. 81–85.
4. Печеный Б. Г. Битумы и битумные композиции. М.: Химия, 2009. 255 с.
5. Хойберг А. Дж. Битумные материалы (Асфальты, смолы, пеки) / под ред. А. Дж. Хойберга, М.: Химия, 2009. 241 с.
6. Колбановская А. С., Давыдова А. Р., Сабсай О. Ю. Физико-химическая механика дисперсных структур. М.: Наука, 1966. С. 103–113.

### References

1. Rebinder P. A. Fiziko-khimicheskaya mekhanika (Chemorheology). M.: Znanie, 2006. 230 p.
2. Pokonova U. V. Khimiya vysokomolekulyarnykh soedineniy nefi (Chemistry of high-molecular

compounds of naphtha). L. : Leningrad's University, 2007. 179 p.

3. Zakirova L. U., Volfson S. I., Hakimmulin U. N. Khimiya i khimicheskaya tehnologia (Chemistry and engineering chemistries), 2009. T. 47. № 4. P. 81–85.

4. Pechenyi B. G. Bitumy i bitumnye kompozicii (Bitumens and bituminous compositions). M. : Himiya. 2009, 255 p.

5. Hoyberg A. Dj. Bitumnye materialy (Asphalt, smoly, peki) (Bituminous materials (Asphalt, resins, pitches). M. : Himiya. 2009, 241 p.

6. Kolbanovskaya A. S., Davydova A. R., Sabsai O. U. Fiziko-khimicheskaya mekhanika dispersionnykh sistem (Chemorheology of dispersible structures), M. : Nauka, 1966. P. 103–113.

© Богданов С. Г., Дроздов С. П., 2013

УДК 621.798.1-034

### ПЕРСПЕКТИВЫ ПРИМЕНЕНИЯ РАДИАЦИОННО-АКУСТИЧЕСКОГО КОНТРОЛЯ ДЛЯ ДИАГНОСТИКИ КАЧЕСТВА СВАРНЫХ СОЕДИНЕНИЙ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

*В. В. Богданов<sup>1</sup>, М. А. Лубнин<sup>1</sup>, А. Ш. Герюков<sup>1</sup>, А. А. Измайлович<sup>2</sup>, Е. А. Клипов<sup>3</sup>*

<sup>1</sup>Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31.

E-mail: asker.geryukov.83@mail.ru

<sup>2</sup>ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52. E-mail: izmailovich@iss-reshetnev.ru

<sup>3</sup>ОАО «Красноярский машиностроительный завод»

Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 29. E-mail: pegaseg@gmail.com

*Рассмотрены особенности неразрушающего контроля качества сварных швов и основного материала изделий ракетно-космической техники. Предложен новый способ бесконтактного акустического неразрушающего контроля этих изделий. Описаны основные его преимущества.*

*Ключевые слова: ультразвуковой контроль, сварной шов, изделие, дефект, ракетно-космическая техника.*

### PROSPECTS OF APPLICATION OF RADIATION-ACOUSTIC CONTROL FOR DIAGNOSING THE QUALITY OF WELDED JOINTS OF ROCKET AND SPACE TECHNOLOGY PRODUCTS

*V. V. Bogdanov<sup>1</sup>, M. A. Lubnin<sup>1</sup>, A. W. Geriukov<sup>1</sup>, A. A. Izmailovich<sup>2</sup>, E. A. Klipov<sup>3</sup>*

<sup>1</sup>Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: asker.geryukov.83@mail.ru

<sup>2</sup>JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”

52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia. E-mail: izmailovich@iss-reshetnev.ru

<sup>3</sup>JSC «Krasnoyarsk Machine-Building Plant»

29, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: pegaseg@gmail.com

*The peculiarities of non-destructive quality control of welded joints and base material for rocket and space technology are considered. A new method of contactless acoustic nondestructive testing of these products is offered and its main advantages are described.*

*Keywords: ultrasonic inspection, welded seam, product, defect, rocket and space technology.*

Повышение требований, а также обеспечение высокого и стабильного качества изделий ракетно-космической техники (РКТ), увеличение скорости основных технологических операций при производстве, необходимость повышения информативности, достоверности методов контроля качества продукции обусловили развитие, практическое применение и реализацию в технологическом процессе изготовления изделий РКТ новых методов неразрушающего контроля (НК). Эффективность новых методов НК также во многом зависит от согласованности с технологическим процессом изготовления изделий. Произ-

водство изделий специального машиностроения, в том числе аэрокосмической техники, является в настоящее время одной из основных технологических проблем, на решение которой направлены усилия многих научно-исследовательских, конструкторских и технологических организаций.

Одним из главных факторов, влияющих на качество изделий, являются дефекты внутреннего строения основного металла и сварных соединений. Большая часть возникающих отказов при испытаниях и эксплуатации изделий связана именно с проявлением ранее не обнаруженных дефектов изготовления.

Поэтому НК играет важную роль как в процессе производства, так и в процессе технологической обработки изделий. Форма конструкций, наличие большого числа недоступных и труднодоступных мест для традиционных средств НК при требовании максимальной чувствительности и высокой разрешающей способности, а также особые условия производства – все это предъявляет жесткие требования к используемым методам и средствам НК и зачастую ограничивает применение многих традиционных способов контроля. В связи с этим крайне актуально создание принципиально новых методов и средств неразрушающего контроля.

Одним из наиболее распространенных в промышленности методов контроля является дефектоскопия с помощью акустических волн. Необходимость создания акустического контакта в подавляющем большинстве ультразвуковых (УЗ) приборов делает практически невозможным проведение НК в условиях вакуума или контролируемой среды, при значительных уровнях радиации и высоких температурах, что характерно, в первую очередь, для пучковых технологий. Проблема стабилизации акустического контакта также сдерживает разработку и создание автоматизированных высокопроизводительных систем акустического контроля. Все это обусловило и стимулирует интенсивное развитие исследований новых бесконтактных способов акустического контроля, основанных на использовании опто-акустического и радиационно-акустического (РА) методов генерации УЗ колебаний в материалах. Также широко известны методы бесконтактного ультразвукового контроля – емкостный и воздушно-акустический, за исключением электромагнитно-акустического (ЭМА). Они не нашли практического применения в машиностроении из-за своих низких производственно-эксплуатационных качеств. ЭМА-метод имеет достаточно полную разработанную теорию, значительный спектр технических средств и оборудования. Отличительной особенностью этого метода является возможность возбуждения и регистрации различных типов акустических волн: продольных, сдвиговых, поверхностных. Область применения электромагнитно-акустического метода в основном ограничена классом материалов с высокими электропроводностью и магнитной проницаемостью. Наиболее эффективно ЭМА-метод может применяться при контроле изделий из алюминия и его сплавов. К недостаткам ЭМА-метода следует отнести низкий коэффициент двойного преобразования. Сочетание критериев электромагнитно-акустического и метода генерации УЗ импульсными пучками электронов позволяет проводить неразрушающий контроль изделий из немагнитных сплавов [3].

Радиационно-акустический метод НК обладает следующими достоинствами;

- позволяет осуществлять бесконтактную дистанционную генерацию УЗ-колебаний практически в любых материалах;

- за счет управления ометрами пучка заряженных частиц получать акустические импульсы с заданными пространственно-временными и амплитудно-частотными характеристиками;

- получать дополнительную информацию о контролируемом изделии за счет регистрации рентгеновского излучения, генерируемого пучком заряженных частиц на поверхности контролируемого изделия;

- использование современных ускорителей заряженных частиц с высокой частотой следования импульсов обеспечивает необходимую производительность контроля;

- возможность применения РА метода контроля качества сварных соединений непосредственно во время или после сварки изделия;

б) реализация РА метода контроля в вакууме и камерах с контролируемой атмосферой при сварке разнородных и активных металлов.

Эти преимущества свидетельствуют о целесообразности и перспективности применения РА метода контроля в аэрокосмическом и специальном машиностроении с целью повышения достоверности, информативности и производительности НК. В работах [1; 2], посвященных радиационной генерации акустических колебаний, в материалах приведены в основном результаты экспериментальных и теоретических исследований по акустической дозиметрии, диагностике пучков высокоэнергетических заряженных частиц и элементам радиационно-акустического неразрушающего контроля.

Приведенное выше указывает на то, что несмотря на теоретически и экспериментально доказанные преимущества РА метода неразрушающего контроля, в настоящее время отсутствуют практические результаты, позволяющие осуществить разработку данного метода и средств его реализации, пригодных для использования в аэрокосмическом и специальном машиностроении. Это подтверждает необходимость комплексного исследования радиационно-акустического метода контроля качества сварных швов с целью повышения чувствительности способа и точности измерения.

#### Библиографические ссылки

1. Жуков В. К. и др. ЭМА-преобразователи для радиационно-акустического контроля // *Технология : науч.-техн. сб. / ЦНТИ «Поиск»*. 1990. Вып. 7. С. 83–88. ДСП.
2. Богданов В. В., Жуков В. К., Симанчук В. И. Особенности бесконтактной регистрации ультразвуковых колебаний, генерируемых импульсными пучками электронов в алюминиевых сплавах // *Технология : науч.-техн. сб. / ЦНТИ «Поиск»*. 1990. Вып. 7. С. 79–83. ДСП.
3. Беспалько А. А., Симанчук В. И. О возможности использования сильноточных электронных ускорителей в ультразвуковой дефектоскопии // *Дефектоскопия*. 1982. № 1.

#### References

1. Zhukov V. K. i dr. JeMA-preobrazovateli dlja radiacionno-akusticheskogo kontrolja // *Tehnologija : nauch.-tehn. sb. / CNTI «Poisk»*. 1990. Vyp. 7. S. 83–88, DSP.

2. Bogdanov V. V., Zhukov V. K., Simanchuk V. I. Osobennosti beskontaktnoj registracii ul'trazvukovyh kolebanij generiruemym impul'snymi puchkami jelektronov v aljuminievym splavah // Tehnologija : nauch.-tehn. sb. / CNTI «Poisk». 1990. Vyp. 7. S. 79–83. DSP.

3. Bepal'ko A. A., Simanchuk V. I. O vozmozhnosti ispol'zovanija sil'notochnnyh jelektronnyh uskoritelej v ul'trazvukovoj defektoskopii // Defektoskopija. 1982. № 1.

© Богданов В. В., Лубнин М. А., Герюков А. Ш., Измайлович А. А., Клипов Е. А., 2013

УДК 621.6.09:534.01

## УПРАВЛЕНИЕ ПАРАМЕТРАМИ ЭЛЕКТРОПНЕВМАТИЧЕСКОГО СЛЕДЯЩЕГО ПРИВОДА ОДНОСТОРОННЕГО ДЕЙСТВИЯ

В. А. Будьков, А. В. Скрипка, Н. Л. Ручкина, Л. В. Ручкин

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: budkoff@bk.ru

*Предложена микропроцессорная схема контроля силовых параметров следящих пневматических приводов в исполнительных системах технологического оборудования с описанием принципа работы устройств регулирования давления.*

*Ключевые слова: следящий пневмопривод, давление, микропроцессор.*

## CONTROL OF THE PARAMETERS OF THE ONE-WAY ELECTRO SERVO DRIVE

V. A. Bud'kov, A. V. Skripka, N. L. Ruchkina, L. V. Ruchkin

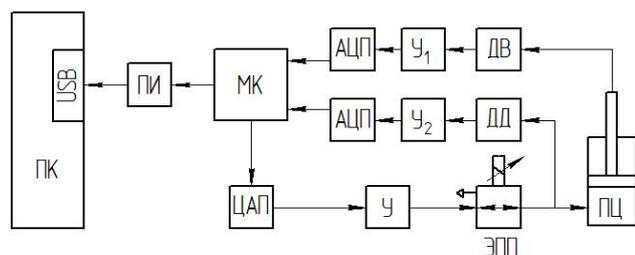
Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: budkoff@bk.ru

*Microprocessor-based control scheme for servo pneumatic actuator system power parameters is proposed in the executive process equipment with a description of the operation principle of the pressure control system.*

*Keywords: servo actuator, the pressure, the microprocessor.*

В настоящее время при использовании технологического оборудования различного назначения все чаще возникают вопросы усовершенствования системы управления приводами исполнительных механизмов, решение которых позволит обеспечить надежность устройства, повысить точность позиционирования приводов, а также создать условия для поддержания постоянного давления в рабочих камерах объемных пневмоприводов.

На рисунке представлена микропроцессорная схема управления электропневматическим следящим приводом, осуществляющая управление в автономном режиме.



Микропроцессорная схема

Схема состоит из следующих элементов: ПЦ – пневмоцилиндр; ДВ – датчик веса; ДД – датчик

давления; ЭПП – электропневматический преобразователь; У<sub>1</sub>, У<sub>2</sub> – усилитель мостовой схемы датчиков; У<sub>3</sub> – усилитель пневматического преобразователя; АЦП – аналого-цифровой преобразователь; МК – микроконтроллер; ПИ – преобразователь интерфейсов; ПК – персональный компьютер.

В качестве датчика веса, предназначенного для регистрации усилия на штоке пневмоцилиндра, выбран мостовой тензодатчик SCAIME ZFA50 с номинальной нагрузкой 50 кг и рабочим коэффициентом передачи 3мВ/В. В качестве датчика давления выбран датчик избыточного давления ДДИ-20, предназначенный для измерения быстропеременных давлений в пневматических и гидравлических системах. Нормирующий преобразователь датчика ДДИ-20 выполнен в виде полумоста, что позволяет применить схему преобразования малого сигнала тензорезисторов, схожую для обоих датчиков.

Для измерения пневматических параметров на основе мостовой схемы использован усилитель сигналов мостовых датчиков с нулевым дрейфом и цифровой регулировкой смещения и коэффициента усиления AD8555, разработанный для повышения точности и упрощения обработки сигналов мостовых датчиков давления фирмой Analog Devices. Усилитель имеет коэффициент усиления с цифровой регулировкой по последовательному однопроводному интерфейсу

в диапазоне от 70 до 1280, что позволяет работать с рабочим коэффициентом передачи 3 мВ/В мостовых датчиков.

После преобразования сигнала производится оцифровка с помощью сигма-дельта АЦП разрядностью 22 бит MCP-3551, разработанного компанией Microchip Technology Inc. MCP3551 обеспечивают высокую точность и низкий уровень шумов для задач, связанных с прямым измерением сигналов от первичных преобразователей, таких как сенсоры давления, температуры, влажности и т. д. В качестве интерфейса используется полнодуплексный последовательный периферийный интерфейс SPI, что делает возможным создавать интеллектуальные системы измерения параметров исполнительных объемных пневмоприводов на базе микропроцессоров и микроконтроллеров.

Для регистрации и анализа сигналов датчиков, а также задания алгоритма для управления параметрами пневмоцилиндра выбран микроконтроллер Atmega644P корпорации Atmel, который достигает производительности 1 миллион инструкций в секунду на мегагерц частоты синхронизации, что позволяет оптимизировать соотношение потребляемой мощности и быстродействия.

Поддержание постоянного давления воздуха в камере пневмоцилиндра осуществляется с помощью электропневматического преобразователя ITV1000, который предназначен для преобразования электри-

ческого управляющего сигнала в пропорциональное по величине давление на выходе. Управляющим сигналом является усиленный сигнал ЦАП MCP3208.

В предлагаемой микропроцессорной схеме контроля силовых параметров следящих пневматических приводов персональный компьютер предназначен для задания параметров управления микроконтроллеру и получения пользователем измеренных характеристик технологического оборудования. Микроконтроллер может подключаться к компьютеру посредством одного из двух доступных последовательных универсальных синхронно-асинхронных приемо-передатчиков (USART) через USB-USART мосты (преобразователи интерфейсов). Второй последовательный интерфейс может быть использован для создания сетевого обмена данными с аналогичными микропроцессорными устройствами.

С помощью данной микропроцессорной схемы можно создавать интеллектуальное управление группой электропневматических следящих приводов, обеспечить надежность устройств, повысить точность позиционирования приводов. Результаты проведенного исследования могут быть рекомендованы к использованию как в учебном, так и в испытательном оборудовании.

© Будьков В. А., Скрипка А. В., Ручкина Н. Л.,  
Ручкин Л. В., 2013

УДК 621.923.9

## СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИИ УМЕНЬШЕНИЯ ШЕРОХОВАТОСТИ ВНУТРЕННЕЙ ПОВЕРХНОСТИ УЛИТОК НАСОСОВ

*Е. А. Васильева, И. В. Жуковская, А. В. Чумакова, С. К. Сысоев*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: sibsau-tms@mail.ru

*Рассмотрена возможность использования роторно-абразивной обработки для формирования направленной шероховатости внутренних поверхностей улиток насосов.*

*Ключевые слова: роторно-абразивная обработка, шероховатость, улитка насоса, рабочая смесь.*

## THE IMPROVEMENT OF TECHNOLOGY OF SNAILS PUMPS INTERNAL SURFACE ROUGHNESS REDUCTION

*E. A. Vasil'eva, I. V. Zhukovskaya, A. V. Chumakova, S. K. Sysoev*

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: sibsau-tms@mail.ru

*The possibility of using a rotary-abrasive machining for the directed roughness formation of the snails pumps inner surfaces is considered.*

*Keywords: rotary-abrasive machining, roughness, snail pump, work medium.*

При обработке улиток фрезерованием в корпусах турбонасосных агрегатов формируется шероховатость поверхности 6,3...12,5 мкм. После виброобработки корпусов насосов в абразивной среде шероховатость каналов практически мало изменяется. При течении

компонентов по каналу в пристеночном слое корпуса ТНА возникают гидравлические потери напора вследствие возникновения трения жидкости о стенки, поэтому в чертежах на корпус установлены требования по шероховатости улиток корпусов ТНА в пределах

1,2...0,8 мкм [1]. При одинаковых величинах шероховатости поверхности, обработанные различными методами, в условиях эксплуатации ведут себя по-разному. Предпочтительно иметь шероховатость с направлением, совпадающим с направлением гидравлического потока в улитке. Поэтому выбор метода окончательной механической обработки является немаловажным.

Для уменьшения шероховатости рабочих внутренних поверхностей улиток насосов известные методы финишной обработки (турбоабразивная обработка, вибрационная, абразивно-экструзионная, гидроабразивная обработка) либо не обеспечивают требуемого качества, либо сложны в реализации [2].

Нами предложен способ отделки внутренних поверхностей улиток ТНА с вращением эластичного инструмента в абразивной среде (см. рисунок).

Под действием нормальных  $\sigma$  и тангенциальных  $\tau$  напряжений между ротором и обрабатываемой поверхностью формируется абразивный «хонинговальный брусок», который при движении отслеживает контуры улитки. На поверхности абразивного «бруска» находятся активные абразивные зерна, контактирующие с поверхностью образца, вследствие чего при движении снимается слой материала. Процесс резания при роторно-абразивной обработке является сложным комплексом физико-химических явлений (механических, тепловых, электрических, диффузионных, адгезионных и др.), которые сопровождают взаимодействие абразивного зерна с материалом обрабатываемой детали, и его следует рассматривать, учитывая конструктивно-технологические особенности, как улитки, так и устройства, реализующего процесс [3].

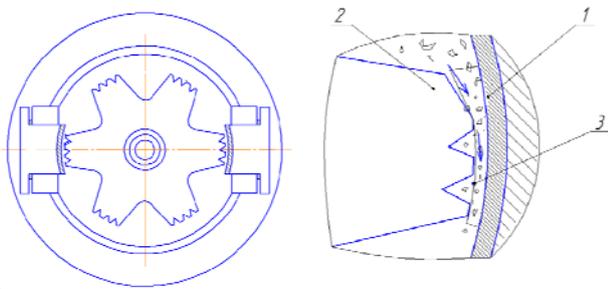


Схема роторно-абразивной обработки:  
1 – обрабатываемая поверхность; 2 – ротор;  
3 – абразивная среда

За основу конструкции установки взят сверлильный станок НС12А с электродвигателем, который служит для вращения инструмента. Блок управления электродвигателем представляет собой выпрямитель ВСА-5А-К с регулируемым выходным напряжением. К столу сверлильного станка закреплена опытно-экспериментальная установка, где ротор крепится к шпинделю станка. Частота вращения шпинделя составляла  $n = 1\,500 \text{ мин}^{-1}$ .

В функциональном виде зависимость шероховатость при роторно-абразивной обработке от основных факторов можно записать в виде

$$Ra = f[Ka, Ba, h, t, n, \alpha, P],$$

где  $Ka$  – количество абразива в рабочей смеси;  $Ba$  – величина абразива, мкм;  $h$  – зазор между ротором и обрабатываемой поверхностью, мм;  $t$  – время обработки, мин;  $n$  – частота вращения шпинделя станка,  $\text{мин}^{-1}$ ;  $\alpha$  – угол захода вращающегося ротора;  $P$  – сила уплотнения рабочей среды, Н.

Основной целью проведения экспериментальных работ на установке является выявление условий обеспечения шероховатости до  $Ra = 0,8 \text{ мкм}$  на образцах, имитирующих поверхность улитки.

В качестве основы рабочей смеси взят солидол. Для сравнительных исследований в качестве абразивных сред использовали электрокорунд белый марок F36, F60 и F100.

Нами проведен ряд экспериментальных исследований процесса формирования шероховатости на образцах из стали X18H10T с исходной шероховатостью 5,8...6,3 мкм по выбору состава рабочей смеси, содержанию абразива в смеси и его величины.

Установлено, что для достижения шероховатости образцов 0,8 мкм необходимо обеспечить зазор между ротором и обрабатываемой поверхностью 1 мм; применить рабочую смесь с концентрацией абразивных зерен 75 %, обрабатывать образцы в течение 3 мин.

Улитка ТНА имеет сложную криволинейную поверхность, поэтому в качестве рекомендации при внедрении процесса в производство требуемый зазор между ротором и пространственно расположенной стенкой следует обеспечить перемещением стола фрезерного станка 6Р13Ф3.

#### Библиографические ссылки

1. Емцев Б. Т. Техническая гидромеханика : учебник для вузов. М. : Машиностроение, 1978. 465 с.
2. Маслов Е. Н. Теория шлифования материалов. М. : Машиностроение, 1974. 320 с.
3. Сысоев С. К., Сысоев А. С. Экструзионное хонингование деталей летательных аппаратов: теория, исследования, практика : монография / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2005. 220 с.

#### References

1. Emcev B. T. Tehnicheskaja gidromehanika : Uchebnik dlja vuzov. M. : Mashinostroyeniye, 1978. 465 s.
2. Maslov E. N. Teorija shlifovaniya materialov. M. : Mashinostroyeniye, 1974. 320 s.
3. Sysoev S. K., Sysoev A. S. Jekstruzionnoye honingovanie detalej letatel'nyh apparatov: teorija, issledovaniya, praktika: monogr. / Sib. gos. ajerokosmich. un-t. Krasnojarsk, 2005. 220 s.

© Васильева Е. А., Жуковская И. В., Чумакова А. В., Сысоев С. К., 2013

УДК 621.384

## СЛЕЖЕНИЕ ЗА СТЫКОМ ПРИ ЭЛЕКТРОННО-ЛУЧЕВОЙ СВАРКЕ РАЗНОРОДНЫХ МАТЕРИАЛОВ

Т. Г. Вейсвер<sup>1</sup>, В. Я. Браверман<sup>2</sup><sup>1</sup> ОАО «Красноярский машиностроительный завод»

Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 29. E-mail: veisver@mail.ru

<sup>2</sup> Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

*Представлена система автоматического управления положением электронного луча при электронно-лучевой сварке (ЭЛС), разработанная на основе имитационных моделей. Система позволяет контролировать процесс при сварке разнородных материалов.*

*Ключевые слова: электронно-лучевая сварка, имитационное моделирование, система управления.*

## JOINT TRACKING FOR DIFFERENT MATERIALS DURING ELECTRON BEAM WELDING

T. Veisver<sup>1</sup>, V. Braverman<sup>2</sup><sup>1</sup>JSC «Krasnoyarsk Machine-Building Plant»

29 Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, Russia 660014. E-mail: veisver@inbox.ru

<sup>2</sup> Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia

*The automated control system for joint tracking during electron beam welding is introduced. The system is developed on the basis of simulation models. The system allows to control different materials welding process.*

*Keywords: electron beam welding, modeling, control system.*

В работах [1; 2] рассматривается возможность контроля положения луча относительно стыка по магнитному полю тока луча, распределенного по поверхности свариваемых деталей. При электронно-лучевой сварке (ЭЛС) разнородных материалов условия распределения токов меняются из-за разницы сопротивлений и магнитной проницаемости материалов. В результате при отсутствии отклонения луча от стыка имеется вертикальная составляющая магнитного поля, которую необходимо учитывать. ЭЛС является весьма эффективным способом сварки при решении задачи получения качественных сварных швов сталей с медными сплавами. Однако в случае когда одна из деталей изготовлена из высокопрочной легированной стали, возникают трудности формирования бездефектных сварных швов с требуемыми характеристиками.

На сегодняшний день в существующих технологиях ЭЛС высокопрочных сталей с другими металлами обязательным является предварительный подогрев расфокусированным электронным пучком сварного стыка со стороны противоположной стальной детали, а сварка осуществляется со смещением пучка со стыка от стальной детали.

Очевидно, что даже при незначительном изменении параметров сварочного процесса в сварном шве из-за различных коэффициентов теплового расширения могут появляться дефекты, в частности трещины.

Картинки распределения магнитного поля при сварке разнородных материалов («сталь + медь») представлены на рис. 1 и 2.

Для правильной работы системы управления необходимо задать корректирующую уставку для компенсации сигнала на входе системы при неотклоненном луче.

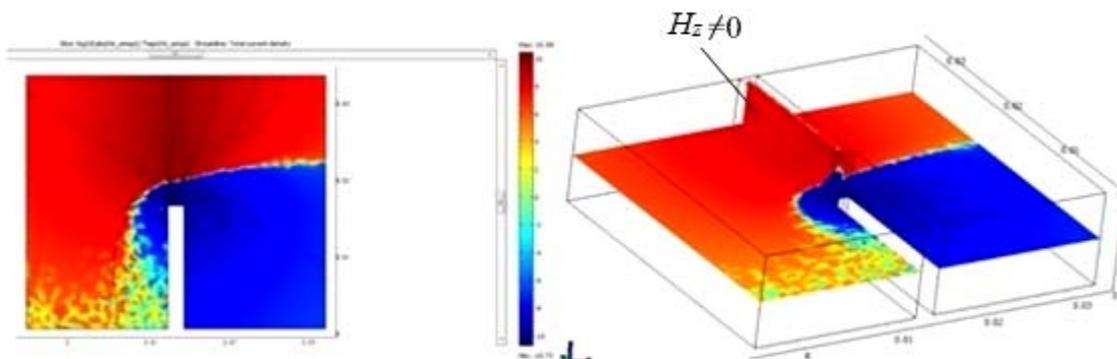


Рис. 1. Распределение магнитного поля при сварке разнородных металлов без смещения

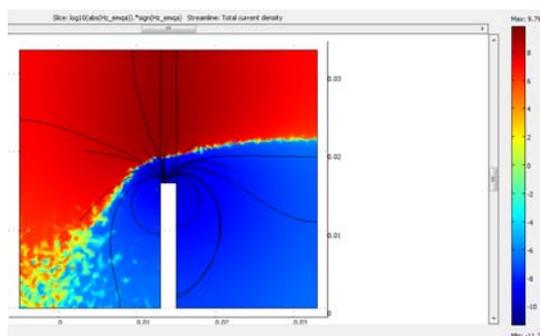


Рис. 2. Распределение магнитного поля при сварке стали и меди (медная пластина справа, смещение луча влево на 0,5 мм)

Полученные результаты моделирования подтверждены экспериментально.

проблемам науки и технологий, Миасс : МСНТ, 2013 С. 74.

#### Библиографические ссылки

#### References

1. Браверман В. Я., Белозерцев В. С., Вейсвер Т. Г. Повышение точности позиционирования луча по стыку при электронно-лучевой сварке в условиях действия магнитных полей // Вестник СибГАУ. 2011. № 4(37). С. 156–159.

1. Braverman V. Ya., Belozercev V. S., Veisver T. G. Vestnik SibGAU. 2011. № 4 (37), pp. 156–159.

2. Браверман В. Я., Вейсвер Т. Г. Определение отклонения луча от стыка при электронно-лучевой сварке // Тез. докл. XXXIII Всерос. конференции по

2. Braverman V. Ya., Veisver T. G. Opredelenie otkloneniya lucha ot styka pri electronno-luchevoy svarke. XXXIII Vseros. Konferencya po problemam nauki I technology, Miass : MSNT. 2013, p. 74.

© Вейсвер Т. Г., Браверман В. Я., 2013

УДК 678.002.8

### МЕТОД ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОЙ ДЕСТРУКЦИИ РЕЗИНОТЕХНИЧЕСКИХ ОТХОДОВ ДЛЯ ПОЛУЧЕНИЯ РЕЗИНОБИТУМНЫХ МОДИФИКАТОРОВ

С. П. Дроздов<sup>1</sup>, Т. Г. Вейсвер<sup>2</sup>, В. В. Кутаков<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Закрытое акционерное общество «Компомаш – ТЭК»  
Россия, 127018, г. Москва, 3-й проезд Марьиной рощи, 40. E-mail: info@compomash-tek.ru

<sup>2</sup>ОАО «Красноярский машиностроительный завод»  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 29. E-mail: kras@krasmail.ru

*Рассматривается метод высокотемпературной деструкции резинотехнических отходов при механических воздействиях. Проводится сравнительный анализ полученных лабораторных результатов. Метод предполагает процесс, при котором резиновую крошку в смеси с тяжелыми нефтяными остатками в соотношении 10:90–40:60 подвергают термическому окислению воздухом при 250–300 °С или термической обработке при 280–320 °С с последующим окислением воздухом при 230–270 °С при непрерывном перемешивании с получением модифицированного битумного материала. Полученный продукт может использоваться как вяжущий материал в дорожном строительстве, для изоляционных работ и в других областях. Рекомендуемые условия процесса установлены опытным путем.*

*Работа выполнялась в рамках государственного контракта, финансируемого Министерством образования и науки России, № 14.515.11.0040 от 19 марта 2013 г.*

*Ключевые слова: резинотехнические отходы, утилизация, деструкция, модификаторы, термокрекинг, адгезия.*

### METHOD OF HIGH-TEMPERATURE DESTRUCTION OF A RUBBER-TECHNICAL WASTAGE FOR RECEIVING RUBBER-BITUMEN MODIFIERS

S. P. Drozdov<sup>1</sup>, T. G. Veysver<sup>2</sup>, V. V. Kutakov<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Closed Joint Stock Company «Compomash – TEK»  
40, 3rd drive of Maryina Roshcha, Moscow, 127018, Russia. E-mail: info@compomash-tek.ru

<sup>2</sup>JSC «Krasnoyarsk Machine-Building Plant»  
29, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, Russia, 660014. E-mail: kras@krasmail.ru

*A method of high-temperature destruction of a rubber-technical wastage by mechanical action. The comparative analysis of the laboratory results. The method assumes process at which comminuted rubber in a mix with heavy petroleum residue in compliance 10:90–40:60 subject to thermal oxidation by air at 250–300 °C or a heat treatment at 280–320 °C with the subsequent oxidation by air at 230–270 °C at the continuous hashing with receiving the modified bituminous material. The received product can be used as cementing material in road construction for insulation works and in other areas. Recommended conditions of process are established by practical consideration.*

*The project was performed in the state contract, finance by the Ministry of education and science of Russia № 14.515.11.0040, march 19, 2013.*

*Keywords: rubber-technical wastage, recycling, destruction, modifiers, thermal cracking, adhesion.*

Утилизация резинотехнических отходов имеет важное экономическое и экологическое значение. Складирование и захоронение резинотехнических отходов экологически опасно. Наряду с проблемой утилизации резинотехнических отходов, включая изношенные автошины, стоит задача создания качественных износостойких, долговечных дорожных покрытий.

В настоящее время при создании асфальтовых покрытий используют в качестве связующего различные сорта битума. Однако применение обычного, немодифицированного битума не позволяет получать дорожные покрытия с нужным комплексом свойств, причем наиболее сильно это проявляется при высоких и пониженных температурах. В связи с этим основным направлением повышения качества и долговечности дорожных покрытий является модификация битума за счет введения в него различного рода добавок, в том числе резиновых модификаторов [1–6].

Метод предполагает процесс, при котором резиновую крошку в смеси с тяжелыми нефтяными остатками в соотношении 10:90–40:60 подвергают термическому окислению воздухом при 250–300 °C или термической обработке при 280–320 °C с последующим окислением воздухом при 230–270 °C при непрерывном перемешивании с получением модифицированного битумного материала. Полученный продукт может использоваться как вяжущий материал в дорожном строительстве, для изоляционных работ и в других областях. Рекомендуемые условия процесса установлены опытным путем.

В основе разрабатываемого процесса лежат известные представления о механизме термической деструкции (термического растворения) органической массы горючего сланца. В принятых условиях протекают процессы распада и оживления органической массы сланца с образованием радикалов различной молекулярной массы и жидких продуктов, которые содержат в своем составе соединения, обладающие донорно-водородными свойствами, гидропроизводные конденсированных ароматических углеводородов, азотистых и кислородсодержащих производных, а также циклических спиртов. Эти химически активные соединения, образующиеся из органической массы сланца в условиях процесса термохимической переработки, обуславливают деструкцию высококипящих углеводородов, входящих в состав гудрона и резиновой крошки по радикально-цепному механизму. На развитие реакций гидрирования соединений исходного сырья и продуктов его распада оказывает значительное влияние минеральная часть горючего сланца, состоящая в значительной степени из алюмосиликатов и солей железа.

При термохимической переработке гудрона, смешанного с измельченными отходами, и в присутствии сланца наряду с глубокой деструкцией высокомолекулярных углеводородов гудрона и резины происходит деструкция содержащихся в них асфальтенов.

Основная часть органической массы сланца (до 90 мас.%) переходит в жидкие и газообразные продукты. В разрабатываемом процессе горючий сланец и продукты его превращения активируют реакции деструкции гудрона и резины, а также являются источником компонентов жидких продуктов процесса.

Основными направлениями исследовательских испытаний являлось решение двух задач:

- изучение влияния соотношений растворяющего агента (мазута) и резины, а также влияние инициатора процесса растворения (сланца) с целью получения гомогенной смеси растворенной резины в мазуте;
- изучение и отработка технологических режимов процесса окисления гомогенной смеси растворенной резины с целью получения качественного битумного вяжущего.

В зависимости от исходного состава нефти на различных заводах получают различные по своему качеству и химическому составу виды мазута. Поэтому объем исследований по определению технологических параметров ведения процесса для получения битумных вяжущих различных рецептур чрезвычайно огромен. Объем исследований был ограничен мазутом марки М-100, полученным на Туапсинском НПЗ.

Для изучения процесса окисления растворенной резины в мазуте использовался реактор, в котором сверху, по трубке подавался воздух. Устройство подачи воздуха в реактор включает четыре отводящих от нижнего конца подающей трубки. Принципиальная схема подачи воздуха соответствовала схеме подачи воздуха в обычную окислительную колонну гудрона, используемую в промышленности. Для учета скорости подачи газа использовался шариковый ротаметр, а непрерывная подача воздуха обеспечивалась небольшим компрессором с ресивером.

Продолжительность процесса или его стадий, так же как и расход воздуха, выбираются исходя из требований к характеристикам получаемого битумного продукта. Увеличение продолжительности обработки воздухом и его расхода приводят к росту температуры размягчения и соответствующим изменениям других характеристик продукта. Рекомендуемый расход воздуха может составлять от 80 до 300 м<sup>3</sup>/т смеси в час (предпочтительно 200–250 м<sup>3</sup>/т смеси в час).

Для двухстадийного процесса термообработка при температуре выше 320 °C приводит к увеличению доли низкомолекулярных продуктов деструкции

резины и росту потерь органических веществ с отработанным воздухом на второй стадии.

Верхние границы температур обработки воздухом определяются допустимым уровнем уноса органических соединений с отработанным воздухом, который при 300 °С не превышает 1–2 вес. %.

Осуществление процесса при содержании резиновой крошки в исходной смеси ниже 10 % неэффективно с точки зрения переработки ее больших количеств, при содержании крошки более 40 % трудно гомогенизировать исходную смесь и продукт процесса содержит повышенное количество твердого наполнителя резины, сажи, что затрудняет его непосредственное использование в качестве битумного материала.

Разработанная технология и проведенные исследования на созданном экспериментальном образце установки позволяют оценить качество полученных новых модификаторов и битумов, которые имеют лучшие характеристики в сравнении с существующими и могут обеспечивать увеличение интервала пластичности, снижение температуры хрупкости, улучшение адгезионных свойств и растяжимости. Использование при изготовлении новых модификаторов резиновых чипсов относительно высокой крупности, а также тяжелых нефтяных остатков способствует низкой их себестоимости. Применение процесса термокрекинга при механическом воздействии является оптимальной технологией для получения высокоэффективных битумных вяжущих в виде крекинг-остатка.

Проведенные лабораторные исследования полученной экспериментальной партии продукции подтвердили работоспособность созданного оборудования.

Эффекты от внедрения результатов проекта:

– применение резинобитумных модификаторов позволит улучшить свойства битумов, характеризующие их качество: вязкость, пластичность, температуры размягчения и хрупкости, адгезии; позволит создавать новые марки битумов для различных климатических регионов России с необходимыми интервалами температур размягчения и хрупкости;

– технология получения битумных модификаторов минуя стадию измельчения отходов РТИ позволит до двух раз экономить энергоресурсы.

Проект выполнен в рамках федеральной целевой программы «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технического комплекса России на 2007–2013 годы».

#### Библиографические ссылки

1. Печеный Б. Г. Битумы и битумные композиции. М. : Химия, 2009. 255 с.
2. Поконова Ю. В. Краткий универсальный справочник. СПб. : Синтез, 2012. 345 с.
3. Уилкинсон У. Л. Неньютоновские жидкости. М. : Мир, 2010. 240 с.
4. Гохман Л. М. Улучшение рабочих характеристик дорожных битумов. М. : СоюздорНИИ, 1990. 37 с.
5. Полякова С. В. Применение модифицированных битумов в дорожном строительстве // Наука и техника в дорожной отрасли. 1991. № 1. С. 22.
6. Спейт Дж. Г. Химия и технологии нефти. Нью-Йорк : Марсель Деккер Инк., 2006. 491 с.

#### References

1. Baked B. G. Bitumy i bitumnye kompozitsii (Bitumen and bituminous composition) M.: Chemistry, 2009. 255 p.
2. Pokonova Y. Kratkiy univestal'nyy spravochnik (Short universal directory). St. Petersburg: IR. Synthesis, 2012. 345 p.
3. Wilkinson W. L. Nen'yutonovskie zhidkosti (Non-Newtonian fluids). Wiley, 2010. 240 p.
4. Gotkham L. M. Uluchshenie rabochih harakteristik dorojnyh bitumov (Improvement of performance characteristics of road bitumens) / L. M. Gokhman // M. : SouzдорНИИ, 1990. 37 p.
5. Polyakova S. V. Primenenie modifitsirovannykh bitumov v dorojnom stroitelstve (Application of the modified bitumens in road construction) / S. V. Polyakova // Nauka i tekhnika v dorojnoy otrasli, 1991. № 1. P. 22.
6. Speight J. G. The Chemistry and technology of petroleum. New York : Marsel Dekker Inc. 2006. 491 p.

© Дроздов С. П., Вейсвер Т. Г., Куцаков В. В., 2013

УДК 678

### РОБАСТНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ ПРИ ИЗГОТОВЛЕНИИ ПРЕЦИЗИОННЫХ АНТЕННЫХ РЕФЛЕКТОРОВ ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

Е. А. Жирнова, М. Н. Банщикова

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: ezhinova@mail.sibsau.ru

*Рассмотрены основные требования к антенным прецизионным рефлекторам. Показано, что отечественные рефлекторы отстают по ключевым характеристикам от зарубежных аналогов. Обоснованы причины применения полимерных композиционных материалов. Выделены основные проблемы изготовления рефлекторов из полимерных композиционных материалов. Рассмотрены преимущества применения робастного проектирования и инжиниринга качества для обеспечения требуемых характеристик антенных рефлекторов.*

*Ключевые слова: прецизионный антенный рефлектор, робастное проектирование, инжиниринг качества.*

## ROBUST DESIGN TO MANUFACTURE PRECISION REFLECTOR ANTENNA OF POLYMER COMPOSITES

E. A. Zhirnova, M. N. Banshchikova

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia E-mail: ezhinova@mail.sibsau.ru

*The basic requirements of precision antenna reflectors are presented. It is shown that domestic reflector is behind the key characteristics of their foreign counterparts. The reasons for applying polymeric composite materials are stated. The main problems to manufacture reflectors made of polymer composite materials are highlighted. The advantages in using robust design and engineering quality to ensure the required characteristics of the antenna reflectors are overviewed.*

*Keywords: precision antenna reflector, robust design, engineering quality.*

Качество космических спутниковых систем напрямую зависит от точности исполнения отражающей поверхности рефлекторов и от деформаций их рабочих поверхностей. Основным направлением работ по созданию прецизионных антенных рефлекторов является повышение точности формы отражающей поверхности рефлекторов, увеличение жесткости и уменьшение массы для улучшения пользовательских свойств антенн космических аппаратов нового поколения.

Прецизионные антенные рефлекторы должны удовлетворять жестким требованиям по геометрической точности (отклонение от теоретического профиля при изготовлении  $СКО \leq 0,01 \div 0,05$  мм), размеростабильности в диапазоне температур от минус 160 °С до + 140 °С ( $СКО \leq 0,01 \div 0,05$  мм.); удельной массе  $1,0 \div 2,5$  кг/м<sup>2</sup>; устойчивости к гигроупругим и гигроскопическим деформациям ( $СКО \leq 0,02 \div 0,04$  мм); высокой проводимости отражающей поверхности; устойчивости к ультрафиолетовому излучению и атомарному кислороду и прочим факторам космического пространства.

Сравнительный анализ антенн телекоммуникационных космических аппаратов (далее – КА) показывает заметное отставание по ключевым характеристикам от зарубежных аналогов (см. таблицу).

**Сравнительные характеристики антенн телекоммуникационных КА**

Параметр	Отечественные объекты аналогичного назначения ОАО «ИСС»	Зарубежные объекты аналогичного назначения EADS Launch Vehicles (EC)
Отношение массы рефлектора к площади, кг/м <sup>2</sup>	4,7	2,8
Отношение средне-квадратичного отклонения формы поверхности к диаметру рефлектора с учетом длины волны, $\lambda/50 \cdot D$ мм/м	0,2	0,1

В последнее время для таких конструкций стали применять полимерные композиционные материалы

(далее – ПКМ), имеющие малые коэффициенты линейного температурного расширения, высокие упруго-прочностные характеристики и малый вес по сравнению со стальными, алюминиевыми и титановыми сплавами, в первую очередь углепластик.

Применение именно высокомодульных углепластиков обусловлено тем, что они значительно превосходят прочие материалы по своим потенциальным возможностям при требованиях максимальной жесткости. А для таких конструкций, как раскрываемые антенны, фермы и панели для размещения высокоточной аппаратуры, качество, прежде всего определяется жесткостью, а не прочностью, так как на них действуют сравнительно небольшие нагрузки [1].

Главными недостатками конструкций из высокомодульных волокон является то, что углепластик склонен к влажностным деформациям, короблению от внутренних напряжений, а также подвержен растрескиванию полимерной матрицы, и только решение системного комплекса вопросов при проектировании и изготовлении способно минимизировать и предотвратить данные отклонения. Можно выделить следующие основные проблемы проектирования и изготовления прецизионных антенных рефлекторов из ПКМ: формо- и размеростабильность конструкции; геометрическая точность; предотвращение коробления, обусловленного влиянием остаточных напряжений и различного рода неравномерности свойств; минимизация влажностных деформаций (изменения формы при влагопоглощении); обеспечение устойчивости к воздействию факторов космического пространства при эксплуатации.

Важной особенностью является недостаточная изученность физико-химических свойств связующих, препрегов и ПКМ и необходимость разработок методик для проведения квалификационных испытаний в соответствии с мировыми стандартами ASTM, AITM, EN, BMS и др. [2]. Технический уровень изделий из ПКМ зависит от точности и оптимальности построения технологического процесса. Для управления характеристиками изделий, в том числе и точностными, необходимы модели, отражающие зависимость этих характеристик от технологических факторов (температуры, давления, времени выдержки, скорости нагрева и охлаждения и др.).

В зарубежной практике при создании объектов космической техники из ПКМ активно используют

робастное проектирование и инжиниринг качества [3; 4]. Робастность – это состояние, в котором характеристики технологии, процесса или продукции нечувствительны (в определенном диапазоне) к воздействию дестабилизирующих факторов (внешней среды или производственных), достигаемое при минимизации стоимости проектирования

Создание робастных антенных устройств основано на системной методологии обеспечения их качества при выборе концепции их построения, в ходе его схмотехнического, конструкторского и технологического проектирования, а также в ходе процесса производства антенных устройств с учетом использования средств активного контроля. Наиболее эффективными инструментами такого подхода являются робастное проектирование (методы Тагути) и наиболее новое его развитие – система Махаланобиса–Тагути, использующая идеи кластерного анализа в сочетании с робастным проектированием, а также структурирование функции качества. Робастное проектирование заключается в выборе варианта конструкции устройства и оптимизации параметров за счет уменьшения измеряемых вариаций технических характеристик в предположении о том, что эти технические характеристики настраиваются на номинальное или целевое значение.

Успешный опыт применения процедуры робастного проектирования и структурирования функций качества антенных устройств показан в монографии Семеновой Е. Г. «Основы моделирования и диагностики антенных устройств бортовых комплексов», где описан комплекс алгоритмов и программных средств моделирования сложнопрофильных элементов антенных устройств, выполненных из полимерных композиционных материалов [5].

Недостаточная проработанность указанной научно-технической проблемы требует исследования и формирования теоретико-методологического аппарата управления качеством антенных рефлекторов, включая процедуры структурирования функций качества, параметрического синтеза на этапе конструкторского и технологического проектирования, обеспечения робастности продукции. Разработка таких процедур может быть выполнена только путем создания рациональных процедур математического моделирования, отработки алгоритмов и комплексов программ, составляющих ядро системы автоматизации конструкторского и технологического проектирования со-

временной и перспективной ракетно-космической техники.

### Библиографические ссылки

1. Смердов А. А., Буянов И. А., Чуднов И. В. Анализ оптимальных сочетаний требований к разрабатываемым углепластикам для крупногабаритных ракетно-космических конструкций. М. : Машиностроение, 2012. № 8.
2. Коган Д. И., Тимошков П. Н. Современные технологии производства полимерных композиционных материалов нового поколения. М. : Труды ВИАМ. 2013. № 4.
3. Catchpole J. E. The international space station : building for the future / Berlin : Springer, cop. 2008. XXIII. 389 с.
4. Comprehensive nanoscience and technology. Vol. 5: Self-assembly and nanochemistry / volume ed. Scholes Gregory D., Caruso Frank. 2011.
5. Семенова Е. Г. Основы моделирования и диагностики антенных устройств бортовых комплексов : монография. СПб. : Политехника, 2003. 186 с.

### References

1. Smerdov A. A., Bujanov I. A., Chudnov I. V. Analiz optimal'nyh sochetanij trebovanij k razrabatyvaemym ugleplastikam dlja krupnogabaritnyh raketno\_kosmicheskikh konstrukcij // Mashinostroenie, 2012. № 8.
2. Kogan D. I., Timoshkov P. N. Sovremennye tehnologii proizvodstva polimernyh kompozitsionnyh materialov novogo pokolenija. M. : Trudy VIAM. 2013. № 4.
3. Catchpole J. E. The international space station : building for the future / Berlin : Springer, cop. 2008. XXIII, 389 p.
4. Comprehensive nanoscience and technology. Vol. 5: Self-assembly and nanochemistry / volume ed. Scholes Gregory D., Caruso Frank. 2011.
5. Semenova E. G. Osnovy modelirovanija i diagnostiki antennyh ustrojstv bortovyh kompleksov: monografija / SPb. : Politehnika, 2003. 186 p.

© Жирнова Е. А., Банщикова М. Н., 2013

УДК 621.924.079

## ИНСТРУМЕНТ ДЛЯ ПОЛИРОВАНИЯ ВОЛНОВОДНЫХ ТРУБ

*В. В. Зверинцев, С. К. Сысоев, А. В. Сысоев, Л. В. Зверинцева*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: hopmxd007@mail.ru

*Предложено использовать для полирования волноводных труб эластичный инструмент с наполненной абразивной смесью из каучука СКТ с фторопластом Ф4 и абразивными зёрнами.*

*Ключевые слова: волновод, каучук СКТ, полирование, инструмент.*

## THE CHOICE OF TOOLS FOR WAVEGUIDE PIPES POLISHING

V. V. Zverintsev, S. K. Sysoev, A. V. Sysoev, L. V. Zverintseva

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: hopmxod007@mail.ru

*For waveguide pipes polishing it is suggested to use an elastic tool filled with abrasive mixture of rubber SKT with PTFE F4 and abrasive grains.*

*Keywords: waveguide, rubber SKT, polishing, tool.*

Потери энергии в волноводных трактах зависят от качества обработки рабочих поверхностей, т. е. от шероховатости поверхности. С уменьшением шероховатости токонесущей поверхности глубина проникновения СВЧ-тока уменьшается и становится соизмеримой с микронеровностями поверхности металла. Требуемая шероховатость внутренней поверхности волноводов при частоте СВЧ-тока:  $R_a$  0,40...0,20 мкм при 3...10 ГГц;  $R_a$  0,100...0,025 мкм свыше 10 ГГц [1].

Внутренняя поверхность волновода преимущественно имеет прямоугольный профиль, поэтому инструмент для отделки токонесущей поверхности волновода нельзя вращать, и, следовательно, необходимо искать более простой и производительный способ обработки волноводных трактов без вращения инструмента.

Нами предложена схема отделки токонесущей поверхности прямых волноводов (см. рисунок) 1 с использованием эластичного инструмента 2, наполненного абразивной смесью 3, которая при перемещении инструмента прижимается к обрабатываемой поверхности мембраной 4 посредством сжатого воздуха давлением 0,1...1 МПа через отверстие 5.

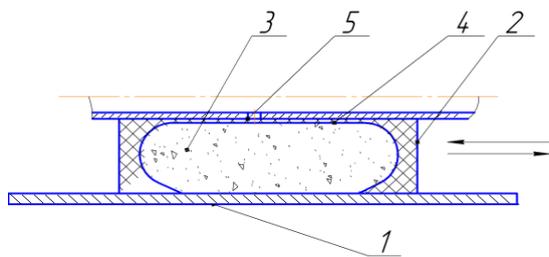


Схема обработки волновода

Абразивная мастика изготовлена смешением каучука СКТ с фторопластом Ф4 [2].

В зависимости от поставленной задачи при полировании, характера операции и обрабатываемого материала подбирается соответствующая комбинация переменных параметров смесей. Характеристики неабразивного компонента среды могут варьироваться в зависимости от вязкости, когезии, клейкости, смазывающей способности, текучести, растворимости, термостабильности.

Используется отечественный каучук марки СКТ ГОСТ 14680-69 – недорогой, безвредный для организма человека и отвечающий требованиям обработки (теплостойкость, адгезия и др.). Он является простейшим по сравнению с другими каучуками и отно-

сится к классу кремнийорганических полимеров. Стоек к действию кислорода, воздуха, озона, ультрафиолетовых лучей. Водопоглощение его не превышает 1...2 %.

При смешении каучука СКТ с загустителем, в качестве которого использован мелкодисперсный фторопласт Ф-4 (Ф-40), получают блок-полимеры, обладающие лучшими, по сравнению с исходными, физическими свойствами. Масса пробы полимера на различных его участках зависит от времени смешения компонентов. За 12...14 мин ингредиенты практически равномерно распределяются по всей массе каучука.

В результате опытов выявили, что через двое суток упругость полимера стабилизируется. При этом заметно уменьшается прилипание полимера к металлу, то есть увеличивается его адгезия.

При смешении компонентов необходимо равномерно распределить абразивные зерна в абразивной смеси.

Для приготовления небольших порций при проведении экспериментальных работ нами использована установка УЭШ-100 в лаборатории отделочных методов обработки СибГАУ. В нижнюю камеру рабочего цилиндра послойно закладывали носитель и абразив, а затем между камерами устанавливали решетку, имеющую 120 отверстий диаметром 6 мм. После смыкания верхней рабочей камеры с нижней включали режим перепрессования компонентов на 6...10 циклов. Во время смешения и после него производится визуальный контроль за чистотой смеси.

Полный объем абразивной смеси  $V_c$  состоит из объемов составляющих компонентов:

$$V_c = V_n + V_{\text{нап}} + V_a, \quad (1)$$

где  $V_n$  – объем носителя (каучука);  $V_{\text{нап}}$  – объем наполнителя (фторопласта Ф-4 или разбавителя);  $V_a$  – объем абразива.

Если использовать массовые соотношения компонентов, то зависимость (1) можно представить в виде

$$V_c = \frac{K_n}{\gamma_n} + \frac{K_{\text{нап}}}{\gamma_{\text{нап}}} + \frac{K_a}{\gamma_a}, \quad (2)$$

где  $K_n$ ,  $K_{\text{нап}}$ ,  $K_a$  – масса носителя, наполнителя и абразива соответственно;  $\gamma_n$ ,  $\gamma_{\text{нап}}$  – удельная масса носителя и наполнителя;  $\gamma_a$  – насыпная масса абразива.

Допуская, что абразивное зерно имеет шарообразную форму, массу абразива в смеси  $K_a$  можно определить по выражению

$$K_a = 4,19\rho^3 n \gamma_a, \quad (3)$$

где  $\rho$  – средний радиус округления абразивного зерна;  $n$  – количество зерен в смеси.

Тогда по формуле (3) можно вычислить количество зерен в смеси:

$$n = 0,238 \frac{K_a}{\rho^3 \gamma_a}. \quad (4)$$

При хонинговании приходится пользоваться не всем приготовленным объемом смеси, поэтому содержание абразива в смеси можно находить в относительных единицах, пользуясь коэффициентом концентрации:

$$k_a = \frac{K_a}{K_c}. \quad (5)$$

Концентрация абразива зависит от содержания используемого абразива в смеси.

Зная

$$K_c = K_n + K_{\text{нап}} + K_a, \quad (6)$$

получим

$$K_a = \frac{k_a K_n}{1 - k_a}, \quad (7)$$

где  $K_n = K_n + K_{\text{нап}}$  – масса полимера в смеси.

По уравнениям (4) и (7) рассчитаем

$$n = 0,238 \frac{k_a K_n}{(1 - k_a) \gamma_a \rho^3}. \quad (8)$$

Для вычисления удельной массы абразивных смесей приготавливали одинаковые по объему абразивные смеси с различными составами фторопласта Ф4 и размерами абразивных зерен в полимере. При определении удельной массы абразивной смеси выяснилось, что удельная масса смеси зависит от содержания абразива в смеси и мало зависит от величины абразивных зерен и содержания в полимере наполнителя.

Зависимость, удельной массы от концентрации абразива аппроксимирована уравнением

$$\gamma_A = 1,245 + 0,275 K_A.$$

Основными видами взаимодействия абразивных зерен с металлом при перемещении бруска по поверхности заготовки при подаче давления на эластичную мембрану являются микрорезание со снятием тончайших стружек и трение с пластическим отеснением металла.

#### Библиографические ссылки

1. Зверинцева Л. В. Абразивное полирование эластичным инструментом. Теоретические и практические основы процесса. LAP LAMBERT Academic Publishing GmbH & Co. KG Heinrich-Böcking-Str. 6–8, 66121 Saarbrücken, Germany. 200 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.

#### References

1. Zverinceva L. V. Abrazivnoe polirovanie jelastichnym instrumentom. Teoreticheskie i prakticheskie osnovy processa LAP LAMBERT Academic Publishing GmbH & Co. KG Heinrich-Böcking-Str. 6–8, 66121 Saarbrücken, Germany 2012. 200 s.
2. Sysoev S. K., Sysoev A. S. Jekstruzionnoe honingovanie detalej letatel'nyh apparatov: teorija, issledovanija, praktika : monografija ; Sib. gos. ajerokosmich. un-t. Krasnojarsk, 2005. 220 s.

© Зверинцев В. В., Сысоев С. К., Сысоев А. В., Зверинцева Л. В., 2013

УДК 621.924.079

### ГИБКА ВОЛНОВОДНЫХ ТРУБ ПРЯМОУГОЛЬНОГО СЕЧЕНИЯ С ПЕРЕМЕННЫМ РАДИУСОМ

*Л. В. Зверинцева, И. Ю. Квятковский, В. В. Зверинцев*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

*Проведено сравнение расчетов напряжений и деформаций при гибке волноводных труб прямоугольного сечения с переменным и постоянным радиусом с целью дальнейшего внедрения в производство.*

*Ключевые слова: прямоугольная труба, волноводы, гибка волноводных труб.*

### FLEXIBLE WAVEGUIDE PIPES OF RECTANGULAR SECTION WITH VARIABLE RADIUS

*L. V. Zverintseva, I. U. Kvytkovskiy, V. V. Zverintsev*

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia

*Comparison of calculation of stresses and strains bending in waveguide pipes of rectangular section with a variable and constant radius is performed to introduce the procedure to the production process.*

*Keywords: rectangular pipe, waveguides, flexible waveguide pipes.*

Гибка полых прямоугольных волноводных труб является одной из основных операций технологического процесса изготовления волноводного тракта. Известно много методов получения гнутых деталей труб [1].

При изгибе трубы с прямоугольным поперечным сечением распределение деформации происходит аналогично распределению деформаций круглой трубы. Возможны разрывы на наружной стенке, искажение прямоугольной формы поперечного сечения, появление гофр на внутренней стороне, утонение или увеличение толщины труб. Поэтому методы и оборудование для гибки постоянно совершенствуются. На основе анализа выбран метод гибки проталкиванием через канал разъемной матрицы. Трубную заготовку с давлением наполнителя, заключенного в ее полости, проталкивают через криволинейный ручей. При этом давление наполнителя по мере проталкивания увеличивают. Заготовка изгибается под давлением двух цилиндров. Предлагается заменить гибку с постоянным радиусом на гибку с переменным радиусом, т. е. по эвольвенте [2]. Заготовка трубы, помещенная в матрицу, проталкивается пуансоном. Усилия, действующие на заготовку, на внутренней границе канала включают осевую силу  $P$  от пуансона, силу реакции с учетом силы трения и изгибающий момент  $M$ .

По условию равновесия сил, момента и преобразований находим силу проталкивания через криволинейный канал с постоянным радиусом:

$$P = \frac{M(\sin \theta_0 + \mu \cos \theta_0)}{R_0 \sin \theta_0 + \mu(R - R_0 \cos \theta_0)}$$

Сила проталкивания через криволинейный канал с переменным радиусом

$$P = Fn(\mu \sin \theta_i + \cos \theta_i),$$

где  $\theta_0$  – постоянный уголгиба;  $\theta_i$  – переменный уголгиба;  $R$  – наружный радиусгиба;  $R_0$  – радиусгиба нейтрального слоя;  $\mu$  – коэффициент трения;  $M$  – общий изгибающий момент, который определяется как разность моментов для внешних и внутренних сторон трубы.

При гибке труб путем проталкивания через канал матрицы с постоянным радиусом кривизны радиус изгиба ограничивается в определенных пределах. Применение нового метода гибки труб проталкиванием через канал матрицы с переменным радиусом кривизны повышает степень деформации. Суть этого способа заключается в получении постепенной деформации, т. е. в процессе гибки радиусгибки постепенно снижается от большего до меньшего значения.

При гибке прямоугольных труб внешняя стенка трубы испытывает деформации растяжения, внутренняя стенка – деформации сжатия, а боковая стенка – изгиб на ребро. Вследствие их взаимного влияния напряженно-деформированное состояние трубы является сложным.

К деформации внешней и внутренней стенки трубы возможно применить схему изгиба широкого листа (см. рисунок).

Главные деформации определяются по формуле [3]

$$\varepsilon_\theta = -\varepsilon_p \ln \frac{R}{R_0}.$$

Для зоны растяжения ( $R_0 < R \leq R$ ) главные напряжения определяются по формулам

$$\sigma_p = 1,155\sigma_s \ln \frac{R_i}{R_0},$$

$$\sigma_\theta = 1,155\sigma_s \left(1 + \ln \frac{R_i}{R_0}\right),$$

$$\sigma_b = 1,155\sigma_s \left(1 + 2 \ln \frac{R_i}{R_0}\right).$$

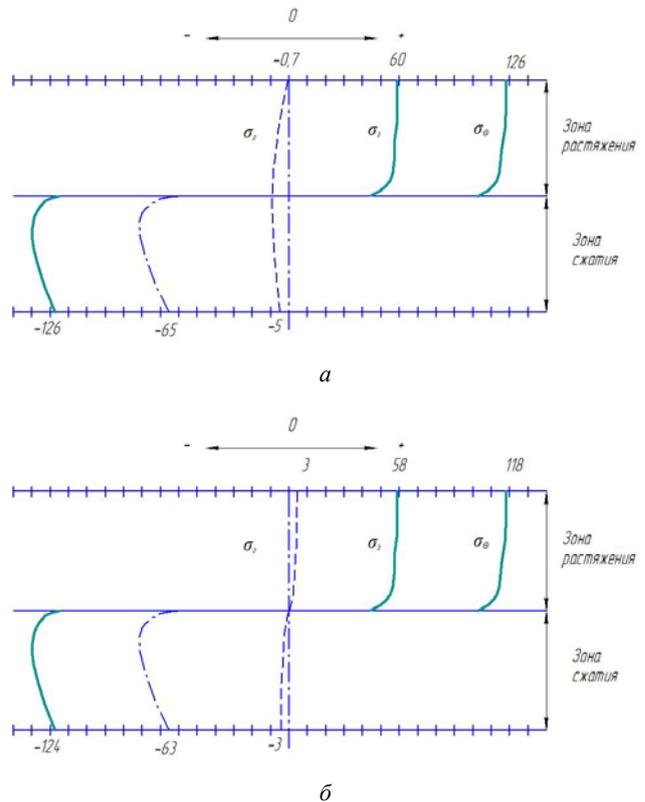
Для зоны сжатия ( $r_i \leq R_i < R_0$ ) главные напряжения определяются по формулам

$$\sigma_p = -1,155\sigma_s \ln \frac{R}{R_0},$$

$$\sigma_\theta = -1,155\sigma_s \left(1 + \ln \frac{R}{R_0}\right),$$

$$\sigma_b = -1,155\sigma_s \left(1 + 2 \ln \frac{R}{R_0}\right).$$

где  $\sigma_s$  – параметр упрочнения материала;  $r$  – внутренний радиусгиба.



Схемы распределения напряжений по толщине стенки при гибке:

$a$  – с постоянным радиусом;  $b$  – с переменным радиусом

Для расчета технологических параметров выбрана волноводная труба размерами  $24 \times 44 \times 250$  с радиусомгиба 25 мм из материала латуни Л96. Расчеты по гибке прямоугольной трубы с постоянным и переменным радиусом сведены в таблицу.

Сравнение технологических параметров гибки  
двумя методами

Параметры расчета		С постоянным радиусом	С переменным радиусом
Р		122 кН	434 кН
М		2 067 Н·м	4 345 Н·м
ε	ε <sub>i</sub>	-0,50	-0,43
	ε <sub>e</sub>	0,35	0,30
Растяжение	σ <sub>p</sub>	-0,7 МПа	3 МПа
	σ <sub>θ</sub>	126 МПа	118 МПа
	σ <sub>b</sub>	60 МПа	58 МПа
Сжатие	σ <sub>p</sub>	-5 МПа	-3 МПа
	σ <sub>θ</sub>	-126 МПа	-124 МПа
	σ <sub>b</sub>	-65 МПа	-63 МПа

Результаты расчета показывают, что при гибке волноводной трубы прямоугольного сечения деформации уменьшаются, а сила проталкивания через канал разъемной матрицы и изгибающий момент увеличиваются при изменении радиуса с постоянного на переменный, т. е. по эвольвенте.

## Библиографические ссылки

1. Зверинцева Л. В., Колпаков Н. П., Воронова Е. Ф., Кирьянов К. В., Минаев С. П. Гибка волноводов прямоугольного сечения // Решетневские чтения : материалы Междунар. науч. конф. / СибГАУ. Красноярск, 2007. С. 175–176.
2. Сяо Сяотин. Совершенствование технологии гибки труб прямоугольного сечения проталкиванием : дис. ... канд. техн. наук. М., 2004. 178 с.
3. Романовский В. П. Справочник по холодной штамповке. М. : Машиностроение, 1971. 782 с.

## References

1. Zverintseva L. V., Kolpakov N. A., Voronova E. F., Kiryanov K. V., Minaev S. P. Flexible waveguides rectangular // Reshetnev's reading : materials of the Intern. scient. conf. ; SibSAU. Krasnoyarsk, 2007, p. 175–176.
2. Siao Siatin. Improvement of the technology of bending of pipes of rectangular section pushing : dis. ... kand. techn. nauk. M., 2004. 178 p.
3. Romanovsky V. P. Reference book by cold pressing. M., Engineering, 1971. 782 p.

© Зверинцева Л. В., Квятковский И. Ю., Зверинцев В. В., 2013

УДК 621.3(075.3)

УСТАНОВКА ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ПРОЦЕССОВ ПОЛУЧЕНИЯ НИЗКОТЕМПЕРАТУРНОЙ  
ПЛАЗМЫ И ЕЕ ПРЕОБРАЗОВАНИЯ В ЭЛЕКТРИЧЕСКУЮ МОЩНОСТЬ

*Б. Н. Казьмин, И. В. Трифанов, Д. Р. Рыжов*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: sibgau-uks@mail.ru

*Рассмотрена экспериментальная установка для исследования процессов создания пучков низкотемпературной электронной плазмы и преобразования ее энергии в мощность электрической цепи.*

*Ключевые слова: электронная плазма, конвекционный ток, ток проводимости, токи электрического смещения, электродуговой плазмотрон.*

THE APPARATUS FOR STUDYING PROCESSES OF LOW-TEMPERATURE PLASMA  
AND ITS CONVERSION INTO ELECTRIC POWER

*B. N. Kazmin, I. V. Trifanov, D. R. Ryzhov*

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: sibgau-uks@mail.ru

*The experimental setup for studying the processes of creating beams of low-temperature electron plasma energy and convert it into electrical power circuit is described.*

*Keywords: electron plasma, convection current, conduction current, the currents of the electric displacement, electric plasma torch.*

Поток низкотемпературной плазмы можно получить с помощью электронной пушки с электродуговым плазмотроном [1] и преобразовать в электромагнитный процесс на основе уравнений Максвелла-Лоренца [2; 3]:

$$\begin{aligned} \operatorname{rot} \mathbf{H} &= \mathbf{J}_{\Pi} + \varepsilon \frac{\partial \mathbf{E}}{\partial t}; \\ \operatorname{rot} \mathbf{E} &= -\mu \frac{\partial \mathbf{H}}{\partial t}; \operatorname{div} \varepsilon \mathbf{E} = \rho; \operatorname{div} \mu \mathbf{H} = 0 \end{aligned}$$

и дифференциального уравнения Пуассона

$$\operatorname{divgrad}U = \frac{\rho}{\varepsilon} = \operatorname{div}E,$$

решение которого показывает распределение потенциала создаваемого электрическими зарядами модулируемого рабочей частотой пучка электронной плазмы [3].

$$U(x, y, z) = (q / 4\pi\varepsilon r) e^{j\omega_p t},$$

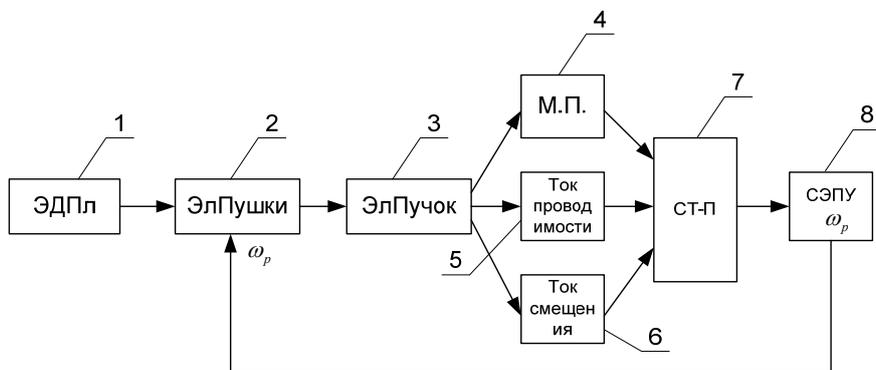
С учетом конвекционного тока пучка электронной плазмы первое уравнение Максвелла–Лоренца имеет вид [3]  $\operatorname{rot}\mathbf{H} = \mathbf{J}_{\Pi} + \rho\mathbf{v} + \varepsilon \frac{\partial \mathbf{E}}{\partial t}$ . Из этого уравнения следует, что конвекционный ток (плотность конвекционного тока)

$$\rho\mathbf{v} = \mathbf{J}_k = \operatorname{rot}\mathbf{H} - \mathbf{J} - \varepsilon \frac{\partial \mathbf{E}}{\partial t},$$

может создать ротацию магнитного поля, плотность тока проводимости  $\mathbf{J}$  и плотность токов смещения  $\varepsilon \frac{\partial \mathbf{E}}{\partial t}$ ,

где  $\mathbf{H}$  – вектор напряженности поля магнитной составляющей электромагнитного процесса;  $\mathbf{J}_{\Pi}$  – вектор тока проводимости электромагнитного процесса;  $\mathbf{J}_k = \rho\mathbf{v}$  – вектор плотности конвекционного тока электронного пучка, плотность зарядов в пучке и вектор скорости электронов в пучке, соответственно;  $\mathbf{E}$  – вектор напряженности электрической составляющей электромагнитного процесса;  $\varepsilon$  и  $\mu$  – диэлектрическая и магнитная проницаемость среды электромагнитного процесса, соответственно;  $U(x, y, z)$  – пространственное распределение потенциала, создаваемое электронным пучком;  $q = \rho V$  – электрический заряд в объеме электронного пучка;  $r$  – расстояние от центра пучка до исследуемой точки пространства;  $\omega_p$  – циклическая рабочая частота системы электропитания экспериментальной установки.

Блок-схема экспериментальной установки для исследования вышерассмотренных процессов представлена на рисунке.



Блок-схема экспериментальной установки:

1 – электродуговой плазматрон; 2 – электронная пушка с аксиальным входным анодом, на который подается модулирующее напряжение рабочей частоты  $\omega_p$ ; 3 – электронный пучок; 4 – преобразователь энергии электронного пучка в магнитную составляющую электромагнитного процесса; 5 – преобразователь  $\mathbf{J}_k$  в  $\mathbf{J}_{\Pi}$ ; 6 – преобразователь  $\mathbf{J}_k$  в ток смещения; 7 – силовой трансформатор – преобразователь; 8 – система электропитания установки, имеющая блок постоянного напряжения и блок переменного напряжения с циклической частотой  $\omega_p$

Результаты экспериментальных исследований конвекционных токов порядка  $10^{-3}$  А при рабочих частотах 50 Гц и рабочих напряжениях порядка  $10^3$  В представлены в [4]. В настоящее время подготавливается установка на конвекционные токи 1–5, рабочей частоты порядка 50 кГц при рабочих напряжениях порядка  $10^3$  В.

#### Библиографические ссылки

1. Энциклопедия низкотемпературной плазмы. Кн. 1. Т. 1. М. : Наука / Интерпериодика, 2000.
2. Большой энциклопедический словарь. Физика. М. : Большая рос. энцикл., 1998.
3. Шимони К. Теоретическая электротехника. М. : Мир, 1964.

4. Казьмин Б. Н., Трифанов И. В., Ковальчук В. Б., Рыжов Д. Р., Хоменко И. И. Экспериментальная проверка перехода энергии взаимодействия электронной плазмы в электромагнитный процесс для создания электроэнергетической технологии // Альтернативная энергетика и экология : междунар. науч. журн. 2012. № 11. С. 87–91.

#### References

1. The encyclopedia of low-temperature plasma. Book 1, vol. 1 // Science / Interperiodica, 2000.
2. The Great Encyclopedic Dictionary. Physics. M. : The Big Russian Encyclopedia, 1998.
3. Shimoni K. The theoretical electrical engineering. M. : Peace, 1964.

4. Kazmin B. N., Trifanov I. V., Kovalchuk V. B., Ryzhov D. R., Homenko, I. I. The experimental verification transition energy interaction of the electron plasma in an electromagnetic process to create electricity

technology / The alternative energy and ecology // An intern. scient. journ. 2012. № 11, p. 87–91.

© Казьмин Б. Н., Трифанов И. В., Рыжов Д. Р., 2013

УДК 620.1

### ЧИСЛЕННО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ КРИТЕРИЯ НУИЗМЕРА ДЛЯ СЛОИСТЫХ УГЛЕПЛАСТИКОВ С РАЗЛИЧНЫМИ ТИПАМИ КОНЦЕНТРАТОРОВ НАПРЯЖЕНИЙ

Н. А. Коваленко<sup>1,2</sup>, И. П. Олегин<sup>1</sup>, П. М. Петров<sup>2</sup>, В. Н. Чаплыгин<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Новосибирский государственный технический университет  
Россия, 630073, г. Новосибирск, просп. Карла Маркса, 20. E-mail: olegin@craft.nstu.ru

<sup>2</sup>Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С. А. Чаплыгина  
Россия, 630051, г. Новосибирск, ул. Ползунова, 21. E-mail: natasha\_kovalenko@ngs.ru

*Численно-экспериментальным методом определяется характерное расстояние по Нуизмеру для слоистых углепластиков с различными концентраторами напряжений. Эксперимент проведен для образцов однонаправленной, типовой, квазиизотропной и сдвиговой укладок на основе монослоев ВКУ-27, ВКУ-27тр и ВКУ-30. Рассмотрены градиенты напряжений от кромки концентратора для случая растяжения образцов, полученные с помощью ANSYS, по которым и определялось характерное расстояние. Результаты исследования приведены в таблице.*

*Ключевые слова:* слоистый углепластик, критерий разрушения, характерное расстояние.

### NUMERICAL-EXPERIMENTAL DEFINITION OF NUISMER'S CRITERIA PARAMETERS FOR CARBON FIBER-EPOXY LAMINATE WITH DIFFERENT STRESS CONCENTRATORS

N. A. Kovalenko<sup>1,2</sup>, I. P. Olegin<sup>1</sup>, P. M. Petrov<sup>2</sup>, V. N. Chaplygin<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Novosibirsk State Technical University  
20, Karla Marksa prosp., Novosibirsk, 630073, Russia. E-mail: olegin@craft.nstu.ru

<sup>2</sup>Siberian Aeronautical Research Institute named after S. A. Chaplygin  
21, Polzunov str., Novosibirsk, 630051, Russia. E-mail: natasha\_kovalenko@ngs.ru

*In this paper Nuismer's characteristic distance for carbon fiber-epoxy laminate is determined by numerically experimental approach. Specimens of unidirectional, typical, quasi-isotropic and shearing packing on basis of VKU-27, VKU-27tr and VKU-30 are tested. Numerical stress gradients from concentrator edge for tension case are considered and characteristic distance is defined by the instrumentality of them. Results are listed.*

*Keywords:* carbon fiber-epoxy laminate, failure criteria, characteristic distance.

Среди существующих численно-экспериментальных методов оценки прочности образцов, выполненных из слоистых композиционных материалов, а именно углепластика, наиболее простым в применении является критерий по напряжениям в точке – критерий Нуизмера. Согласно данному критерию разрушение образца с концентратором напряжений (КН) наступает, когда напряжение в образце достигает предела прочности на некотором расстоянии  $r$  от точки максимального напряжения. Нуизмер объясняет это положение тем фактом, что в области концентрации напряжений возникает зона растрескивания материала, размер которой характеризуется величиной  $r$  [1]. В связи с этим возникает проблема определения этого параметра, зависящего от материала образца.

Данное исследование направлено на отыскание величины этого характерного расстояния с использованием программного комплекса ANSYS и результа-

тов эксперимента, проведенных во ФГУП СибНИА им. С. А. Чаплыгина.

В классической формулировке критерий Нуизмера применяется для оценки прочности образцов с круговыми ненагруженными отверстиями. В настоящей работе предпринята попытка использования критерия Нуизмера для концентраторов напряжений более широкого класса.

В рамках эксперимента проводились испытания на статическую прочность образцов, выполненных из углепластика, со следующими концентраторами напряжений: цилиндрическое незаполненное отверстие (КН2), цилиндрическое заполненное отверстие (КН3), зенкованное незаполненное отверстие (КН4) и зенкованное заполненное отверстие (КН5). Диаметр отверстия составляет 6 мм, геометрические размеры образца (вместе с захватами) – 36×210 мм. Толщина образцов варьируется в зависимости от толщины монослоя

и количества слоев в укладке (17 слоев для ВКУ-27тр на основе равнопрочной ткани Porcher3105, 51 и 64 слоя для ВКУ-27 и клеевого углепластика ВКУ-30 на основе однонаправленной ленты Porcher14535).

В эксперименте участвовали укладки: однонаправленная, типовая СЧФ (0° – 40 %, ±45° – 40 %, 90° – 20 %), квазиизотропная (0° – 25 %, ±45° – 50 %, 90° – 25 %), сдвиговая (0° – 10 %, ±45° – 80 %, 90° – 10 %) и типовая ОЧК (0° – 56 %, ±45° – 32 %, 90° – 12 %). Будем рассматривать случай растяжения.

При реализации эксперимента в ANSYS многослойный пакет моделировался однородной ортотропной средой с эффективными характеристиками, рассчитанными с использованием основных соотношений теории многослойных пластин [2].

Критерий Нуизмера при использовании МКЭ сводится к определению концентрации напряжений на некотором расстоянии  $r$  от точки максимального напряжения ( $K_r$ ). Зная это характерное расстояние, разрушающее напряжение по критерию Нуизмера определяется следующим образом:

$$\sigma_{\text{разр}} = \frac{\sigma_b}{K_r}, \quad (1)$$

где  $\sigma_{\text{разр}}$  – разрушающее напряжение по критерию Нуизмера;  $\sigma_b$  – предел прочности гладкого образца;  $K_r$  – коэффициент концентрации напряжений на характерном расстоянии  $r$  от точки максимума.

Обладая информацией о величинах разрушающих напряжений для гладких образцов и образцов с концентраторами напряжений из эксперимента и опираясь

на расчетные распределения напряжений, можно определить  $r$ . Для этого на кривых распределения напряжений отыскиваются точки  $\sigma_{Nu}$ , соответствующие следующим напряжениям:

$$\sigma_{Nu} = \frac{\sigma_b}{\sigma_n}, \quad (2)$$

где  $\sigma_b$  – предел прочности гладкого образца;  $\sigma_n$  – предел прочности образца с концентратором напряжений. Кривые выстраиваются в осях: ось ординат – напряжения, отнесенные к приложенному на удалении, ось абсцисс – координата от кромки концентратора до свободного края. Отыскав точку на кривой, соответствующую  $\sigma_{Nu}$ , и опустив перпендикуляр на ось абсцисс, можно определить характерное расстояние по Нуизмеру. Группируя попарно концентраторы КН2 и КН3, КН4 и КН5 можно выделить диапазон искомого характерного расстояния. Определим величину изменения напряжений для каждого из концентраторов в данном диапазоне. В качестве иллюстрации приведем полученные данные для укладок квазиизотропная и сдвиговая ВКУ-30 в таблице.

Анализируя результаты, представленные в таблице, можно прийти к выводу, что, взяв в качестве характерного размера среднее арифметическое  $r_{\text{max}}$  и  $r_{\text{min}}$  значение мы получим значение разрушающего напряжения, отличающегося от экспериментального не более чем на 12 %. Аналогичные исследования проведены и для образцов с другими видами укладок, участвующих в эксперименте.

Разрушающие напряжения для диапазона характерного расстояния

Материал монослоя	Укладка		$\sigma_{\text{min}}$ , кгс/мм <sup>2</sup>	$\sigma_{\text{max}}$ , кгс/мм <sup>2</sup>	$\delta$ , %
ВКУ-30	квазиизотропная	$r$ , мм	0,44	0,85	48
		КН2	28,29	34,2	17
		КН3	34,8	40,6	9
		$r$ , мм	1,05	1,4	33
		КН4	29,2	34,5	10
	сдвиговая	КН5	32,7	35,8	9
		$r$ , мм	1,3	2,65	51
		КН2	26,9	30,9	13
		КН3	33,3	35,5	6
		$r$ , мм	1,33	3,3	60
	КН4	21,5	28,4	24	
	КН5	30,7	34,5	11	

#### Библиографические ссылки

1. Сироткин О. С., Гришин В. И., Литвинов В. Б. Проектирование. Расчет и технология соединений авиационной техники. М. : Машиностроение, 2006. 331 с.
2. Максименко В. Н., Олегин И. П. Теоретические основы методов расчета прочности конструкций из композитов. Новосибирск : НГТУ, 2006. 239 с.

#### References

1. Sirotkin O. S., Grishin V. I., Litvinov V. B. Proektirovanie. Raschet i tehnologiya soedinenii aviacionnoi tehniki. M. : Engineering, 2006. 331 p.
2. Maksimenko V. N., Olegin I. P. Teoreticheskie osnovi metodov rascheta prochnosti konstrukcii iz kompozitov. Novosibirsk : NSTU, 2006. 239 p.

© Коваленко Н. А., Олегин И. П., Петров И. П., Чаплыгин В. Н., 2013

УДК 620.17

## МЕХАНИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА АЛЮМИНИЕВО-КРЕМНИЕВЫХ СПЛАВОВ ОТДЕЛЬНО ЛИТЫХ ОБРАЗЦОВ

Г. В. Кочкина

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: kochkina@mail.sibsau.ru

*Сравнение механических свойств алюминиевых сплавов от 12 мм в диаметре, литых в горизонтальных или вертикальных формах испытательных образцов из сплава АК7ч и его плотности в твердом состоянии ( $\rho$ ), показало, что необходимо использовать образцы, литые в горизонтальной форме, для оценки качества отливок. Положение отдельно литых образцов в литейной форме металла влияет на показатели механических свойств алюминиево-кремниевых сплавов.*

*Ключевые слова: алюминиево-кремниевые сплавы, испытательные образцы, механические свойства.*

## MECHANICAL PROPERTIES OF ALUMINUM-SILICON ALLOYS OF SEPARATELY CASTED SPECIMENS

G. V. Kochkina

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: kochkina@mail.sibsau.ru

*The comparison of mechanical properties of aluminum alloys of 12 mm diameter cast in horizontal or vertical forms of test specimens of the alloy AC7c and its density in the solid state ( $\rho$ ) showed that it is necessary to use the specimens in the alloy horizontal mold to assess the quality of castings. The position of separately cast specimens in the mold of metal affects the performance of mechanical properties of aluminum-silicon alloys.*

*Keywords: aluminum-silicon alloys, test specimens, mechanical properties.*

Более 90 % производства всех изделий из литых алюминиевых сплавов приходится на долю сплавов системы алюминий–кремний [1]. Использование алюминия повышает эксплуатационные характеристики изделия, снижая при этом его вес. В настоящее время на предприятиях машиностроительной отрасли существуют проблемы, связанные с пониженными механическими свойствами отливок ответственного назначения из алюминиевых сплавов.

Отдельно литые образцы Ø12 мм и базовой длиной 6 мм из алюминиевого сплава получали литьем в кокиль в горизонтальных или вертикальных формах, которые также прошли испытания на разрыв. Для того чтобы установить влияние положения испытательных образцов в кокиле на механические свойства, были проведены испытания на образцах из сплава АК7ч (ГОСТ 1583–93: 6,0–8,0 % Si, 0,2–0,4 % Mg, Al – остальное), типичном представителе системы Al-Si сплавов. Перед испытанием их плотность ( $\rho$ ) была найдена методом гидростатического взвешивания [2]. В соответствии с результатами, полученными на растяжение, временное сопротивление разрыву ( $\sigma_t$ ) отдельно для вертикальных образцов – 238 МПа и горизонтальных – 225 МПа, в то время как относительное удлинение ( $\delta$ ) выше у горизонтальных образцов – 6,19 % в сравнении с вертикальными – 3,3 %. Такие различия в абсолютных значениях механических свойств связаны с тем, что образцы были отлиты на разном оборудовании, в котором сплавы были получены из разных расходов и разными методами.

Механические свойства были определены в термообработанном состоянии Т5 и твердостью НВ с параметрами 10/1000/30. После испытания образцы Ø12 мм заливали в кокиль в горизонтальные или вертикальные формы и получали образцы Ø6 мм. Анализ результатов испытаний показал, что механические свойства горизонтальных образцов незначительно отличаются от свойств вертикальных. Например, временное сопротивление разрыву ( $\sigma_t$ ) верхних частей горизонтальных образцов отличается на 1,7 %, в то время как для вертикальных образцов отличается на 2,7 % (в 1,58 раза больше), а для нижних частей образцов более значительно: с Ø6 мм на 0,4 и 10,0 % (в 25 раз), НВ на 0,7 и 2,7 % (в 3,85 раза). Для вертикальных образцов все свойства были выше в нижней части. В горизонтальных образцах плотность как верхней, так и нижней частей образцов была одинаковой, в то время как для вертикальных образцов она была на 0,31 % выше, чем плотность образцов нижней части. Это отражает наличие в отливках из АК7ч газообразных разрывов, и происхождение усадки на макро- и микроуровне и их количество коррелирует с механическими свойствами.

Изучение продольно-осевого сечения образцов Ø12 мм и длиной 200 мм позволило выявить в верхней части литого вертикального образца коническую усадочную раковину глубиной 10,5 мм. На 7 мм ниже раковины расположена зона рассеянной усадочной пористости, которая описывается эллипсоидальным контуром высотой 12 мм и шириной 9 мм. В общем

случае верхняя часть имеет усадочные дефекты на глубину 30 мм, т. е. на 21,4 % от верхней части до обработки. В базовой длине образцов Ø12 мм нет усадки или других дефектов.

Измерение твердости НВ (5/250/30) по высоте вертикального образца показало, что она остается постоянной (688 МПа) по всей высоте и на базовой длине вплоть до высоты образца 196 мм (68 мм ниже располагается эллипсоидальный контур усадочной пористости). Далее твердость непрерывно падает и достигает 595 МПа в точке 10 мм от нижней границы появления усадочной пористости (в зоне усадочной пористости твердость не была определена).

Сравнение полученных результатов показывает, что литые горизонтальные образцы обладают более стабильными свойствами по всей длине, и это позволяет рекомендовать их для испытаний механических свойств литейных алюминиевых сплавов. Полученные результаты были подтверждены при изготовлении литого элемента держателя аэрокосмического двигателя в постоянной форме из АК7 системы Al-Si (6,0–8,0 % Si, 0,2–0,5 % Mg, 0,2–0,6 % Mn) на двух разных установках:  $\sigma_t$  – 275 и 305 МПа (на 10,9 % больше) соответственно,  $\delta$  – 2,5 и 5,5 % (в 2,2 раза больше) соответственно.

### Библиографические ссылки

1. Кольчурина И. Ю. Разработка и освоение технологии модифицирования алюминиевых сплавов комплексными лигатурами на основе техногенных отходов : автореф. дис. ... канд. техн. наук: 05.16.02. Новокузнецк, 2006. 22 с.

2. Influence of position in the mold of cast test specimens on the mechanical properties of aluminum specimens / Z. A. Vasilenko [et. al.]. [Электронный ресурс]. URL: <http://link.springer.com/article/10.1007/BF00777235#page-1> (дата обращения: 13.09.2013).

### References

1. Kol'churina I. Ju. Razrabotka i osvoenie tehnologii modifitsirovanija aljuminievyh splavov kompleksnymi ligaturami na osnove tehnogennyh othodov: avtoref. dis. ... kand. tehn. nauk: 05.16.02. Novokuzneck, 2006. 22 s.

2. Influence of position in the mold of cast test specimens on the mechanical properties of aluminum specimens / Z. A. Vasilenko [et. al.]. [Elektronnyj resurs]. URL: <http://link.springer.com/article/10.1007/BF00777235#page-1> (data obrashhenija: 13.09.2013).

© Кочкина Г. В., 2013

УДК 620.172:621.3.01:669.14.018.298

## МЕХАНИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА КОНСТРУКЦИОННЫХ СТАЛЕЙ

Г. В. Кочкина

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: kochkina@mail.sibsau.ru

*На основании имеющихся литературных данных и с помощью персонального компьютера найдены уравнения зависимости предела текучести  $\sigma_{0,2}$ , снижения площади  $\phi$  и ударной вязкости  $a_1$  группы конструкционных сталей на их прочность на разрыв  $\sigma_u$  с коэффициентами корреляции.*

*Ключевые слова: конструкционные стали, механические свойства, коэффициенты корреляции.*

## MECHANICAL PROPERTIES OF STRUCTURAL STEELS

G. V. Kochkina

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: kochkina@mail.sibsau.ru

*On the basis of available published data and with the aid of a personal computer the equations of dependence of the yield strength  $\sigma_{0,2}$ , of area reduction  $\phi$  and of impact toughness  $a_1$  of a group of structural steels on their tensile strength  $\sigma_u$  with correlation coefficients are found.*

*Keywords: structural steel, mechanical properties, correlation coefficients.*

Согласно опубликованным данным [1], существует определенная зависимость предела текучести  $\sigma_{0,2}$ , области снижения  $\phi$  и ударной вязкости  $a_1$  конструкционных сталей, легированных с различными элементами на предел прочности  $\sigma_u$ .

В статье [1] обработаны данные более чем 400 публикаций с помощью компьютера методом множественного регрессионного анализа и получены коли-

чественные зависимости подходящих для расчета механических свойств сталей (12 марок) из известного химического состава.

На основе данных о корреляции между механическими свойствами металлов [3] сравнивались в настоящей работе результаты работ [1] и [2].

Данные [1] механических характеристик сталей были обработаны методами корреляции и дисперси-

онного анализа с целью получения математических моделей зависимостей предела текучести  $\sigma_{0,2}$ , области снижения  $\varphi$  и ударной вязкости  $a_1$  на конечное сопротивление  $\sigma_u$ . Расчеты проводились с помощью программного обеспечения, приведенного в [4]. Чтобы сделать программы читаемыми для компьютера, они были проанализированы и переведены на Turbo Pascal-5.

Для зависимостей  $\sigma_{0,2}$ ,  $\varphi$  и  $a_1$  на  $\sigma_u$  были получены следующие уравнения (типа  $y = a + bx$ ) с коэффициентами корреляции  $r_{xy} = 0,978$  и  $0,985$  соответственно:

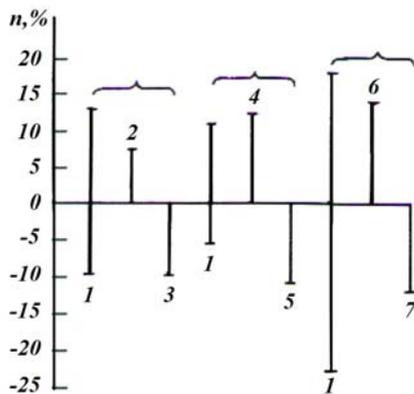
$$\sigma_{0,2} = 297,321 + 0,652 \sigma_u,$$

$$\varphi = 85,724 - 0,023 \sigma_u.$$

Для  $a_1$  было получено уравнение (типа  $y = b_0 \cdot xb_1$  с  $r_{xy} = 0,980$ )

$$a_1 = 10197977,89 \sigma_u^{-1,645}.$$

Оценка погрешности теоретических данных по сравнению с экспериментальными показала, что для зависимости  $\sigma_{0,2} = f(\sigma_u)$  максимальное отклонение лежит в диапазоне от +12,93 до -9,3 %, для  $\varphi = f(\sigma_u)$  – от +10,97 до -5,3 %, и  $a_1 = f(\sigma_u)$  – от +18,1 до -23,1 % (см. рисунок).



Отклонение ( $n$ ) из рассчитанных значений механических свойств конструкционных сталей на экспериментальные значения, когда были использованы уравнения регрессии для данных [1] и [2]:

1 – для групп сталей [1]; 2–7 – для фактических сталей [2]:  
2 – 10ХНЗ; 3 – 10Х2Н4, 4 – 20ХН4, 5 – 15Х; 6 – 25Х2ГС;  
7 – 25ХГС

Проведен сравнительный анализ отклонений расчетных данных по механическим свойствам ( $\sigma_{0,2}$ ,  $\varphi$  и  $a_1$ ) от экспериментальных (см. рисунок). Было установлено, что разброс значений этих характеристик, рассчитанных для данных [1], был несколько больше, чем для данных [2], поскольку в первом случае значения  $\sigma_u$  были усреднены для всей группы сталей (в [1] ни количества, ни марки сталей не были приведены). В [2] механические свойства были рассчитаны по данным, полученным для 12 марок сталей, но каждая характеристика была рассчитана отдельно

и с целью определения основных факторов, влияющих на механические свойства (содержание легирующих элементов, условия термообработки).

Диапазон отклонений расчетных значений свойств для этого случая меньше, потому что на рисунке приведены механические свойства отдельных марок стали.

Тем не менее теоретическое определение механических свойств сталей и сплавов некоторой отдельной характеристики имеет практическое значение, потому что оно дает возможность достаточно надежно оценить качество продукции [5].

### Библиографические ссылки

1. Гуляев А. П. К вопросу о механических свойствах конструкционных сталей // *Металловедение и термическая обработка металлов*. 1989. № 7. С. 6–8.
2. Винокур Б. Б., Касаткин О. Г., Кондратюк С. Е. Расчетные модели для определения механических свойств конструкционных сталей // *Металловедение и термическая обработка металлов*. 1989. № 7. С. 2–6.
3. Марковец М. П. Определение механических свойств металлов по твердости. М. : Машиностроение, 1979. 191 с.
4. Бажан П. И., Каневец Г. Е., Селиверстов Б. М. Справочник по теплообменным аппаратам. М. : Машиностроение, 1989. 368 с.
5. Krushenko G. G., Kalugin I. M., Vasilenko Z. A. Theoretical evaluation of mechanical properties of structural steels [Электронный ресурс]. URL: <http://link.springer.com/article/10.1007/BF00776664> (дата обращения: 15.09.2013).

### References

1. Guljaev A. P. K voprosu o mehanicheskikh svojstvah konstrukcionnyh stalej // *Metallovedenie i termicheskaja obrabotka metallov*. 1989. № 7. S. 6–8.
2. Vinokur B. B., Kasatkin O. G., Kondratjuk S. E. Raschetnye modeli dlja opredelenija mehanicheskikh svojstv konstrukcionnyh stalej // *Metallovedenie i termicheskaja obrabotka metallov*. 1989. № 7. S. 2–6.
3. Markovec M. P. Opredelenie mehanicheskikh svojstv metallov po tverdosti. M. : Mashinostroenie, 1979. 191 s.
4. Bazhan P. I., Kanevec G. E., Seliverstov B. M. Spravochnik po teploobmennym apparatam. M. : Mashinostroenie, 1989. 368 s.
5. Krushenko G. G., Kalugin I. M., Vasilenko Z. A. Theoretical evaluation of mechanical properties of structural steels [Elektronnyj resurs]. URL: <http://link.springer.com/article/10.1007/BF00776664> (data obrashhenija: 15.09.2013).

© Кочкина Г. В., 2013

УДК 621.923

**АБРАЗИВНО-ЭКСТРУЗИОННАЯ ОБРАБОТКА ПОЛИДИСПЕРСНОЙ РАБОЧЕЙ СРЕДОЙ***В. А. Левко, Д. О. Харин*Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: levko@sibsau.ru

*Рассмотрено влияние абразивного наполнителя на реологические свойства рабочей среды для абразивно-экструзионной обработки. Введена зависимость процентного содержания в полидисперсной рабочей среде каждой зернистости абразива от его величины. Показано, что полидисперсные рабочие среды имеют более высокую эффективную вязкость и жесткость, что обеспечивает повышение производительности абразивно-экструзионной обработки по сравнению с использованием рабочих сред традиционного состава.*

*Ключевые слова: полидисперсная рабочая среда, абразивно-экструзионная обработка, абразивная цепочка, эффективная вязкость.*

**ABRASIVE FLOW MACHINING BY POLYDISPERSE WORKING MEDIUM***V. A. Levko, D. O. Kharin*Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochoy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: levko@sibsau.ru

*The authors present a study of the effect of abrasive filler on the reology properties of the working media for abrasive flow machining. The dependence of the percentage of each abrasive grit in the working medium on its size was introduced. It was shown that polydisperse working media have higher effective viscosity and stiffness which provides increased productivity of abrasive flow machining in comparison with working media of traditional composition.*

*Keywords: polydisperse working medium, abrasive flow machining, abrasive chain, effective viscosity.*

Основным отличием абразивно-экструзионной обработки (АЭО) от других видов струйной абразивной обработки является то, что в качестве носителя абразивных зерен применяется полимерная основа, способная к вязкоупругому деформированию. Поток вязкоупругой рабочей среды в процессе АЭО при многократном сдвиговом течении принимает форму обрабатываемого канала, что позволяет осуществлять финишную обработку внутренних поверхностей сложнопрофильных деталей.

Абразивные зерна в полимерной основе образуют пространственную структуру, которая существенно влияет на реологические свойства рабочей среды. При деформации среды абразивные зерна взаимодействуют друг с другом, образуя абразивные цепочки [1].

Производительность абразивно-экструзионной обработки определяется вязкоупругими свойствами рабочей среды, которые, в свою очередь, зависят от степени ее наполнения  $Ka$  абразивными зернами (процентное содержание от общей массы рабочей среды) и дисперсностью (величиной) наполнителя  $Va$ . Варьирование численных значений  $Ka$  и  $Va$  позволяет управлять величиной эффективной вязкости рабочей среды, а также ее упругими характеристиками (модулем Юнга и коэффициентом Пуассона).

Основной задачей при выборе состава является обеспечение такого соотношения вязких и упругих свойств, при котором рабочая среда обладала бы максимальной жесткостью, сохраняя возможность к сдвиговой деформации в обрабатываемом канале.

Параметры  $Ka$  и  $Va$  при выборе состава среды связаны между собой обратной связью. Поэтому диапа-

зон варьирования численных значений  $Ka$  и  $Va$  ограничен.

В настоящее время рабочие среды наполняют абразивом одной зернистости. В таких средах при деформации абразивные зерна образуют линейные цепочки, перемещающиеся только в своих линиях тока по всей длине обрабатываемого канала. В этом случае при установившемся режиме течения упругие напряжения возникают между линиями тока с разным градиентом скорости течения и на поверхности обрабатываемого канала.

Нами предложено наполнять рабочие среды абразивными зернами нескольких зернистостей. Такие среды можно назвать полидисперсными. В них образуется иная пространственная структура. В этом случае более крупные зерна играют роль центров, вокруг которых группируются более многочисленные зерна меньших размеров. В этом случае в рабочей среде возникают клубки, а образовавшиеся абразивные линейные цепочки имеют меньшую длину. При этом количество абразивных цепочек увеличивается.

Из реологии полимеров известно [2], что увеличение количества цепочек с одновременным уменьшением их длины ведет к увеличению жесткости полимерных композиций. Это происходит за счет появления дополнительных упругих взаимодействий между цепочками.

Для полидисперсных сред величина  $Va'$  является средней приведенной. Расширяя диапазон зернистости абразива как в большую, так и в меньшую стороны от показателя  $Va'$ , возможно увеличить общее количество зерен в среде при неизменных значениях  $Ka'$  и  $Va'$ .

Предложена зависимость процентного содержания в рабочей среде каждой зернистости абразива в зависимости от его величины:

$$Ka_i = \left( \frac{\sum_{i=1}^k Ba_i}{Ba_i} \right) \cdot 100 \Bigg/ \left( \frac{\sum_{i=1}^k Ba_i}{Ba_i} \right), \% \quad (1)$$

где  $Ba_i$  – дисперсность  $i$ -й величины, мкм;  $Ka_i$  – содержание дисперсности  $i$ -й величины в составе рабочих элементов, принимаемое в пропорциональном соотношении к 100 % содержанию;  $k$  – количество дисперсностей величин частиц, входящих в состав среды.

В полидисперсной рабочей среде, состав которой рассчитан по приведенной зависимости, расчетное количество абразивных зерен будет выше на 25...35 %, чем в аналогичной по параметрам  $Ka$  и  $Ba$  традиционной рабочей среде.

Для практической разработки данного способа нами проведены исследования зависимости плотности, эффективной вязкости и режущей способности полидисперсных сред от их состава.

Проведены сравнительные исследования свойств традиционных и полидисперсных рабочих сред с одинаковыми значениями  $Ka$  и  $Ba$ . Для этого произведен поиск оптимальных значений величин эффективной вязкости, плотности и количества абразивных зерен, содержащихся в единице объема полидисперсной рабочей среды, состав которой рассчитан по зависимости (1), и традиционной рабочей среды. Для экспериментального поиска максимальных значений рассматриваемых параметров среды применен метод симплексов, заключающийся в движении в  $m$ -мерном факторном пространстве в сторону экстремума поверхности отклика.

Исследования проведены для полидисперсной среды со средней приведенной зернистостью  $Ba_{400}$  (зернистость F54, F60, F70), в состав которой входят полимер – 50 % и абразивные зерна (нормальный электрокорунд) – 50 %.

При анализе эффективной вязкости рассматривался кинематический  $\nu_k$  коэффициент вязкости, что позволило исключить влияние плотности среды на результаты экспериментов. Исследования проведены с применением методики экспериментального определения коэффициента вязкости рабочей среды [3].

Проведенные исследования показали, что полидисперсные рабочие среды имеют более высокую эффективную вязкость и жесткость, что обеспечивает повышение производительности абразивно-экструзионной обработки по сравнению с использованием рабочих сред традиционного состава.

#### Библиографические ссылки

1. Левко В. А. Модель течения рабочей среды при абразивно-экструзионной обработке тонких осесимметричных каналов большой длины // Вестник ЧГПУ. Механика предельного состояния. 2008. № 2. С. 85–94.
2. Виноградов Г. В., Малкин А. Я. Реология полимеров. М.: Химия, 1977. 438 с.
3. Snetkov P. A., Levko V. A., Pshenko E. B., Lubnin M. A. Experimental determination factor to viscosity, elasticity and plasticity media for abrasive flow machining process // Vestnik SibGAU. 2009. № 5 (26). P. 99–103.

#### References

1. Levko V. A. Model' techenija rabochej sredy pri abrazivno-jekstruzionnoj obrabotke tonkih osesimmetrichnyh kanalov bol'shoj dliny // Vestnik ChGPU. Mehanika predel'nogo sostojanija. 2008. № 2, s. 85–94.
2. Vinogradov G. V., Malkin A. Ja. Reologija polimerov. M.: Himija, 1977. 438 s.
3. Snetkov P. A., Levko V. A., Pshenko E. B., Lubnin M. A. Experimental determination factor to viscosity, elasticity and plasticity media for abrasive flow machining process // Vestnik SibGAU. 2009. № 5 (26), p. 99–103.

© Левко В. А., Харин Д. О., 2013

УДК 669.017

#### ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЧНОСТИ МЕТАЛЛОКЕРАМИКИ УМБ-4С

А. В. Лекарев<sup>1</sup>, В. Б. Жуковский<sup>1</sup>, А. А. Ковалева<sup>2</sup>, В. П. Жереб<sup>2</sup>

<sup>1</sup>ОАО «Красноярский машиностроительный завод»  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 29

<sup>2</sup>Сибирский федеральный университет  
Россия, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79

*Рассмотрены фактографический анализ и механические свойства металлокерамики. Произведено сопоставление механических свойств и изломов металлокерамики.*

*Ключевые слова: металлокерамика, турбонасосный агрегат.*

## INVESTIGATION OF THE UMB-4c CERAMIC METAL STRENGTH

A. V. Lekarev<sup>1</sup>, V. B. Zhukovsky<sup>1</sup>, A. A. Kovaleva<sup>2</sup>, V. P. Zereb<sup>2</sup><sup>1</sup>JSC «Krasnoyarsk Machine-Building Plant»

29, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, Russia 660014

<sup>2</sup>Siberian Federal University

79, Svobodny prosp., Krasnoyarsk, 660041, Russia

*Factual analysis and mechanical properties of the ceramic metal are studied. A comparison of the mechanical properties and ceramic metal fracture is performed.*

*Keywords: ceramic metal, turbo-pump unit.*

Металлокерамический материал УМБ-4с, предназначенный для уплотнения валов вращения и повышения прирабатываемости, является антифрикционным материалом способствующим снижению износа вращающихся частей турбонасосного агрегата. Этот материал был изготовлен из нихрома с добавками искусственной слюды и нитрида бора. Такая металлокерамика должна быть прочной и обладать низкой твердостью. Поэтому был исследован характер разрушения металлокерамического материала УМБ-4с и изучена причина его пониженной прочности на изгиб.

Исследование механических свойств проводили на образцах, вырезанных из готового изделия. Построенная по экспериментальным результатам зависимость временного сопротивления изгибу от твердости (рис. 1) показывает, что твердость и прочность металлокерамики взаимосвязаны между собой. С увеличением твердости возрастает прочность металлокерамики.

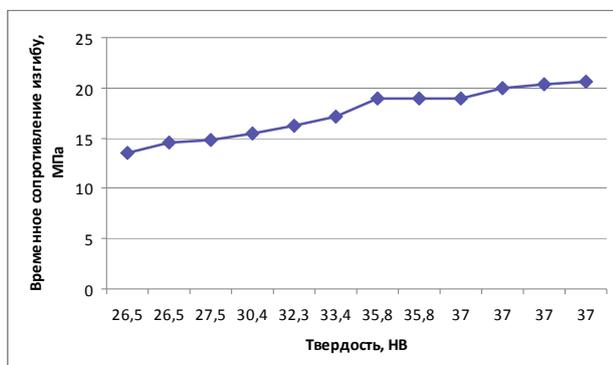


Рис. 1. Зависимость временного сопротивления изгибу от твердости металлокерамики

Для более полного понимания процесса разрушения металлокерамики был выполнен анализ характера изломов. Фрактографический анализ показывает, что разрушение металлокерамического материала протекает вязко. На матовой поверхности излома наблюдаются вырывы металла в виде ямок, что свидетельствует о высокой пластичности металлокерамической вставки с небольшой твердостью (рис. 2).

С помощью электронного микроскопа на поверхности излома металлокерамики с более высокими показателями твердости были обнаружены внутри ямок твердые включения, имеющие металлический блеск (рис. 3), что свидетельствует о хрупком разрушении материала.



Рис. 2. Фотографии излома металлокерамики УМБ-4с ( $\times 0,65$ )

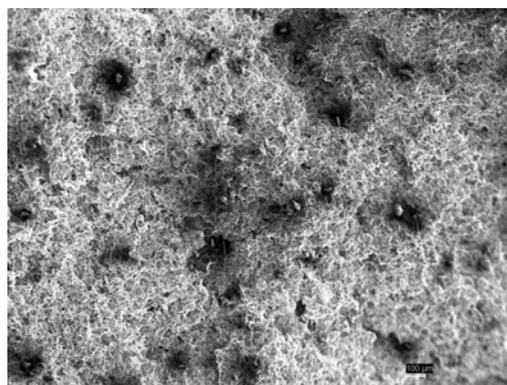


Рис. 3. Микрофотография излома, полученная на электронном микроскопе при увеличении  $100^{\times}$  крат

Анализ информации, полученной с помощью фрактографии, оптической и электронной микроскопии, позволяет утверждать, что эти включения не участвовали в диффузионных процессах при спекании, так как их размеры соответствуют первоначальным размерам частиц исходной смеси.

Полученные результаты показывают, что наиболее качественный металлокерамический материал УМБ-4с обладает твердостью в интервале значений 20–35 НВ. Изделия с твердостью выше 35НВ обнаруживают в структуре излома хрупкие включения.

#### Библиографические ссылки

1. Вязников Н. Ф., Ермаков С. С. Металлокерамические материалы и изделия: науч. изд. Л. : Машиностроение, 1967. 224 с.

2. Герман Р. Порошковая металлургия от А до Я : учеб.-справ. руководство : пер. с англ. : Долгопрудный : Интеллект, 2009. 336 с.

3. Костриков В. И., Варенков А. Н. Сверхвысокотемпературные композиционные материалы. М. : Интермет инжиниринг, 2003. 560 с.

2. Herman R. *Powder Metallurgy from A to Z: Translated from English.: Educational - Reference Guide. Recently : Intelligence in 2009. 336 p.*

3. Kostrikov V. I., Varenko A. N. *Sverhvyssokotemperaturnye composites. M. : Internet Engineering in 2003. 560 p.*

#### References

1. Vyaznikov N. F., Ermakov S. *Sintered metal materials and products: scientific. ed. Leningrad : Mechanical Engineering in 1967. 224 p.*

© Лекарев А. В., Жуковский В. Б., Ковалева А. А., Жереб В. П., 2013

УДК 669.713.7

### СОПОСТАВЛЕНИЕ КАЧЕСТВА ГАЛЬВАНИЧЕСКОГО ЦИНКОВОГО ПОКРЫТИЯ, ПОЛУЧЕННОГО ИЗ ЦИНКАТНОГО (ЩЕЛОЧНОГО) И ЦИАНИСТОГО ЭЛЕКТРОЛИТОВ

*H. B. Mym*

ОАО «Красноярский машиностроительный завод»  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 29

*Применение цинкатных (щелочных) электролитов в машиностроении на крепежных деталях вместо экологически вредных цианистых позволяет улучшить экологическую обстановку данного производства.*

*Ключевые слова: гальваническое цинковое покрытие, коррозия.*

### COMPARISON OF QUALITY OF THE ELECTROPLATED ZINC COATING RECEIVED FROM TSINKATNOGO (ALKALINE) AND CYANIC ELECTROLYTES

*N. V. Mut*

JSC «Krasnoyarsk Machine-Building Plant»  
29, Krasnoyarsky Rabochoy Av., Krasnoyarsk, Russia 660014

*Application of tsinkatny (alkaline) electrolytes in mechanical engineering on fasteners instead of ecologically harmful cyanic allows improving an ecological situation of this production.*

*Keywords: electroplated zinc coating, corrosion.*

Под действием окружающей среды протекают коррозионные процессы на поверхности металлических конструкций. В связи с этим в общей системе мероприятий борьбы с коррозией, в особенности с атмосферной, защитные покрытия играют существенную роль. Наиболее широкое распространение получил гальванический способ получения защитных покрытий ввиду получения более равномерных, мелкокристаллических и плотных осадков на стальных изделиях.

Среди многочисленных процессов нанесения защитных покрытий на стальные изделия для крепежа цинкование занимает одно из ведущих мест. Физико-химические свойства цинковых покрытий, относительная простота технологий и оборудования для их нанесения позволяют успешно применять их для защиты металлоконструкций.

Гальваническое цинкование проводят в трех основных видах электролитов: кислых, щелочных (цинкатных), цианистых. В промышленности наиболее широкое применение получили цианистые электроли-

ты цинкования. Цианистые электролиты имеют ряд преимуществ перед остальными видами электролитов для нанесения цинковых покрытий. Однако ввиду особой ядовитости и сложности утилизации цианистых электролитов в настоящее время машиностроительное производство пытается перейти на другие виды электролитов для получения цинкового покрытия.

Наиболее часто рассматривается возможность замены цианистосодержащих электролитов цинкования на щелочные (цинкатные) электролиты, так как цинкатные электролиты близки по свойствам к цианистым электролитам.

При сопоставлении качества цинкового покрытия, полученного из цинкатного и цианистого электролита, проведено металлографическое исследование макро- и микроструктуры покрытия на металлографических шлифах с поперечным и косым срезом. Макроструктура цинковых покрытий представлена на рис. 1.

Микроструктура цинковых покрытий представлена на рис. 2.

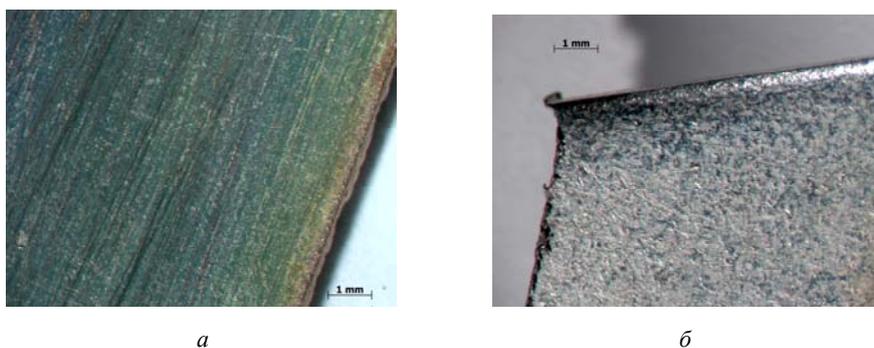


Рис. 1. Макроструктура цинкового покрытия:  
*a* – покрытие в цианистом электролите; *б* – покрытие в цинкцианидном электролите, увеличение  $5 \times 0,3^x$

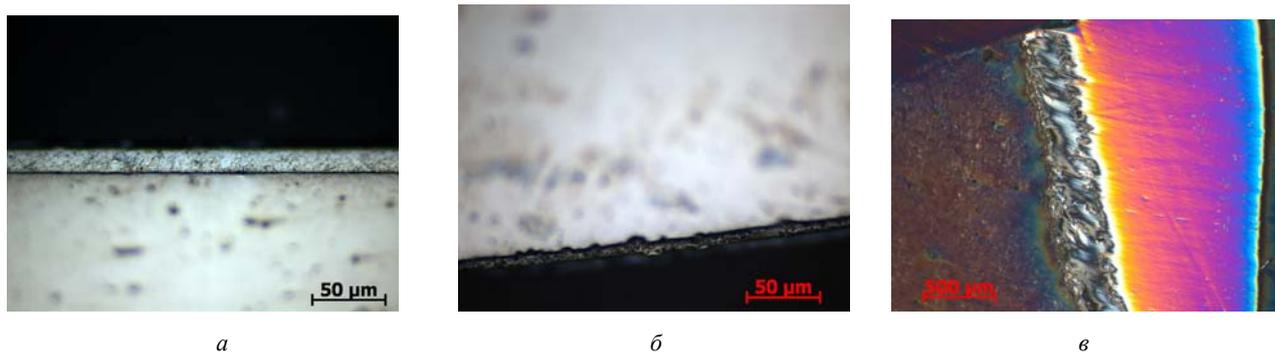


Рис. 2. Микроструктура цинкового покрытия:  
*a* – покрытие в цианистом электролите; *б* – покрытие в цинкцианидном электролите, увеличение  $500^x$ ;  
*в* – покрытие в цинкцианидном электролите, косой срез, увеличение  $50^x$ , режим DIG

Определена толщина покрытий металлографическим методом согласно ГОСТ 9.302 с использованием средств измерений программы AxioVisions 4.6. Толщина покрытий, полученных из обоих электролитов, соответствует заданным режимам и равномерно распределена по поверхности основного металла.

В результате данного исследования можно сделать вывод о том, что при использовании современного оборудования, систем фильтрации электролита, а также контроля уровня pH применение цинкцианидных электролитов для получения цинковых покрытий на

детали, предназначенных для крепежа, возможно, так как такое покрытие не уступает по своим характеристикам покрытиям, полученным из цианистого электролита. Однако ввиду низкой рассеивающей способности цинкцианидных электролитов для защиты от атмосферной коррозии сложнопрофилированных деталей рекомендуется наносить покрытия в цианистых электролитах, при этом необходимо наличие очистных сооружений.

© Мут Н. В., 2013

УДК 621.38

## ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ ПРОЦЕССА ВИБРАЦИОННОГО ЭЛЕКТРОХИМИЧЕСКОГО ХОНИНГОВАНИЯ ЗЕРКАЛ ЛУЧЕВОДОВ

*Л. И. Оборина, И. В. Трифанов, Б. Н. Исмаилов, И. В. Стерехов, В. М. Шелковская*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
 Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. e-mail: sibgau-uks@mail.ru

*Представлены результаты теоретического определения параметров ВЭХХ для снижения шероховатости поверхности зеркал лучеводов вибрационным электрохимическим хонингованием.*

*Ключевые слова: повышение качества зеркал лучеводов, вибрационное электрохимическое хонингование, анодное растворение.*

## CHOICE OF PARAMETERS OF ELECTROCHEMICAL HONING VIBRATION PROCESS OF LIGHT PIPE MIRRORS

L. I. Oborina, I. V. Trifanov, B. N. Ismaylov, I. V. Sterekhov, B. M. Shelkovskaia

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: sibgau-uks@mail.ru

*Results of theoretical determination of the electrochemical honing vibration parameters to decrease roughness of a surface of light pipe mirrors are presented by a vibration electrochemical honing.*

*Keywords: improvement of quality of mirrors luchevodov, vibration electrochemical honing, anode dissolution.*

При решении задач повышения качества зеркал лучеводов необходимо равномерно удалить дефектный слой на глубину 0,2 мм после механической обработки.

Для удаления дефектного слоя может быть применен метод вибрационного электрохимического хонингования (ВЭХХ) секторальным катодом-инструментом, содержащим токопроводящие сектора и нетокопроводящие с алмазным покрытием [1]. Катод-инструмент [2] при этом совершает вращение с числом оборотов  $n$  и вибрацию с частотой  $f$ .

Анодное растворение происходит в активном состоянии при воздействии абразивных секторов на анодные пленки и под воздействием бегущего импульсного электрического поля в межэлектродном промежутке (МЭП).

Для обеспечения одинаковой электропроводности электролита и плотности тока в межэлектродном промежутке необходимо выбрать длительность импульса в соответствии с формулой

$$t_{\text{имп}} \leq \frac{W \cdot c_p \cdot \rho_{\text{эл}}}{k_3 \cdot i_{\text{ср}} \cdot S_{\text{эл.акт}} \cdot U} \cdot \left[ \left( \frac{1}{(1-\alpha)^B} - 1 \right) / C + (T_0 - \Delta T_T) \right], \quad (1)$$

где  $W$  – объемный расход электролита в МЭП;  $c_p$ ,  $\rho_{\text{эл}}$  – теплоемкость и плотность электролита;  $U$  – напряжение на электродах;  $i_{\text{ср}}$  – средняя плотность тока;  $k_3$  – коэффициент, учитывающий ту часть мощности тока, которая тратится на нагрев электролита;  $S_{\text{эл.акт}}$  – площадь электропроводных секторов катода инструмента;  $\alpha$  – газосодержание водорода в электролите;  $C$  – температурный коэффициент электропроводности;  $T$  – температура электролита на выходе из МЭП;  $\Delta T_T$  – повышение температуры электролита за счет трения в МЭП.

$$\Delta T_T = N_{\text{тр.д}} / c_p \omega \rho_{\text{эл}}, \quad (2)$$

где  $N_{\text{тр.д}}$  – затраты мощности на трение в МЭП;  $\omega$  – угловая скорость вращения КИ.

В процессе ВЭХХ происходит нарастание и спад поляризации, который можно установить по формуле

$$\frac{d\phi}{dt} = \int_0^{t_{\text{имп}}} \frac{di}{dt} \leq \Delta\phi_n, \quad (3)$$

где  $d\phi$  – изменение потенциала на аноде;  $di$  – изменение плотности тока;  $\Delta\phi_n$  – потенциал перепассивации анода.

Используя зависимости для определения  $t_{\text{имп}}$  и  $\Delta\phi$ , можно выбрать рациональные режимы ВЭХХ, обеспечивающие равномерный съем дефектного слоя обрабатываемой поверхности и шероховатости зеркала лучевода.

### Библиографические ссылки

1. Трифанов И. В., Бабкина Л. А. Способ электрохимического хонингования. Патент № 2166416, приоритет от 10.05.2001.
2. Трифанов И. В., Бабкина Л. А. Катод-инструмент для размерной электрохимической обработки. Патент № 2127155, приоритет от 10.03.1993.

### References

1. Trifanov I. V., Babkina L. A. Sposob jelektrohimičeskogo honingovanija. Patent № 2166416, prioritet ot 10.05.2001.
2. Trifanov I. V., Babkina L. A. Katod-instrument dlja razmernoj jelektrohimičeskoi obrabotki. Patent № 2127155, prioritet ot 10.03.1993.

© Оборина Л. И., Трифанов И. В., Исмаилов Б. Н.,  
Стерехов И. В., Шелковская В. М., 2013

УДК 621.38

**РАСЧЕТ ПАРАМЕТРОВ ПРОЦЕССА УДАЛЕНИЯ ДЕФЕКТНОГО СЛОЯ  
С РАБОЧЕЙ ПОВЕРХНОСТИ ЗЕРКАЛ ЛУЧЕВОДОВ ВИБРАЦИОННЫМ  
ЭЛЕКТРОХИМИЧЕСКИМ ХОНИНГОВАНИЕМ**

*Л. И. Оборина, В. М. Шелковская, Б. Н. Исмаилов, И. В. Трифанов*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. e-mail: sibgau-uks@mail.ru

*Показан метод расчета рациональных технологических параметров удаления дефектного слоя методом электрохимической размерной обработки.*

*Ключевые слова: повышение качества зеркал лучеводов, вибрационное электрохимическое хонингование, анодное растворение, математическая модель.*

**CALCULATION OF PARAMETERS OF THE PROCESS OF DEFECTIVE LAYER  
REMOVAL FROM THE WORKING SURFACE OF LIGHT PIPES MIRRORS  
BY VIBRATION ELECTROCHEMICAL HONING**

*L. I. Oborina, V. M. Shelkovskaia, B. N. Ismaylov, I. V. Trifanov*

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: sibgau-uks@mail.ru

*The method of calculation of rational technological parameters of removal of a defective layer by a method of electrochemical dimensional processing is shown.*

*Keywords: improvement of quality of light pipes mirrors, vibration electrochemical honing, anode dissolution, mathematical model.*

Разработка электрохимических и технологических режимов обработки зеркал лучеводов на финишных операциях (после механической обработки на программном станке) является важной задачей. Математически эта задача сводится к решению системы нелинейных уравнений типа

$$F(x) = y, \quad (1)$$

где  $x$  – вектор искомых технологических параметров;  $y$  – вектор, определяющий заданную форму рефлектора зеркала;  $F$  – неявно заданное отображение, определяемое моделью процесса ЭХРО.

Изменение параметров процесса ЭХРО в межэлектродном канале описывается системой уравнений переноса для одномерной модели в квазистатическом приближении при вибрации КИ и его вращении с числом оборотов  $n$  с учетом влияния движения КИ на динамические характеристики электролита в МЭП и его температуру.

Система уравнений может включать:

1. Уравнение переноса массы:

$$\frac{d[(1-\alpha) \cdot \rho_{эл} \alpha]}{dx} = j_{ме} \varepsilon_A j + m_{max} - V_r, \quad (2)$$

$$\frac{d(\alpha \rho_r \alpha)}{dx} = V_r, \quad (3)$$

где  $\alpha$  – газосодержание;  $\rho_r$  – плотность газа;  $\rho_{эл}$  – плотность электролита на входе МЭЗ;  $m_{max}$  – масса удаления при механической обработке абразивными элементами КИ.

$$V_r = \varepsilon_n \eta_n \frac{(U - \Delta\phi)}{\alpha} \chi(2\pi - \beta k) \frac{D^2 n}{480} \cdot t_{имп} \frac{R \cdot T_r}{M_n \cdot P_r}. \quad (4)$$

2. Уравнение переноса энергии:

$$\frac{d(\rho_{эл} w c_p T_a)}{dx} = Q_a + g_{ан} + g_k, \quad (5)$$

где  $c_p$  – теплоемкость электролита;  $T$  – температура электролита;  $a$  – межэлектродный зазор;  $Q$  – средняя объемная плотность потока

$$Q = Q_i + Q_\omega, \quad Q_i = (\chi(U - \Delta\phi))/a,$$

где  $U$  – напряжение;  $g_{ан}$ ,  $g_k$  – тепловые потоки с поверхности катода и анода.

3. Уравнение изменения количества движения:

$$\frac{d(\rho_{эл} w^2 a (1-\alpha))}{dx_p} = \frac{dp}{dx} a + (i_{ан} + i_k), \quad (6)$$

где  $p$  – давление в зоне обработки;  $i_{ан} + i_k$  – касательные напряжения на аноде и катоде.

Требуется найти распределение основных параметров процесса ЭХРО по длине МЭЗ: межэлектродного зазора  $a(x)$ ; распределение давления электролита  $P(x)$ ; расхода электролита  $W(x)$ ; плотности тока  $i(x)$ ; плотности электролита  $\rho_{эл}(x)$ ; газосодержание электролита  $d(x)$ .

Граничные условия в этой задаче следующие: заданы давление на входе в канал  $P_1$  и на выходе из канала  $P_2$ , температура и газосодержание на входе в канал.

В задачу расчета параметров ЭХРО зеркала лучевода входило: определение профиля КИ, скорости его подачи, напряжение на электродах, давление и температура электролита на входе и на выходе из межэлектродного зазора.

Вектор искомых параметров:

$$x = (a_0, a_1, \dots, a_{10}, U, f, \omega, P_0, P_{10}). \quad (7)$$

Необходимая форма профиля зеркала, заданная чертежом  $J = (J_0, J_1, \dots, J_{10})$ , а отображение  $F(x)$  есть форма обрабатываемой поверхности при заданной форме КИ и технологических параметрах

$$(a_0, U, f, \omega, P_0, P_{10}). \quad (8)$$

Заданная задача может иметь множество технологических параметров обработки, поэтому ее можно заменить следующей экстремальной задачей: найти вектор  $x$ , при котором достигается величина

$$\{x; F(x) = Y\}^{\min \|x - x^0\|}, \quad (9)$$

где  $x_0$  – вектор наиболее рациональной технологии, обеспечивающий оптимальную точность, производительность и качество поверхности. Здесь  $\|x - x_0\|$  – евклидова норма вектора  $x - x_0$  т. е.

$$\|x - x_0\| = \sqrt{\sum (x_i - x_i^0)^2}, \quad (10)$$

где  $x_i - x_i^0$  – координаты векторов  $x$  и  $x^0$  соответственно.

Предполагая, что функционал невязки выпуклый  $\rho(x) = \|F(x) - J\|^2$ , рекомендуется искать решение задачи (10) методом невязки, т. е. методом минимизации по  $x$  функционала.

### Библиографические ссылки

1. Трифанов И. В., Бабкина Л. И. Повышение качества рабочих поверхностей деталей волноводных и лучеводных линий : учеб. пособие. Красноярск, 1999. С. 8–9.
2. Тихонов А. Н., Арсенин В. Я. Методы решения некорректных задач. М. : Наука, 1980. С. 12–46.

### References

1. Trifanov I. V., Babkina L. I. Povyshenie kachestva rabochih poverhnostej detalej volnovodnyh i luchevodnyh linij : ucheb. Posobie. SAA. Krasnojarsk, 1999. S. 8–9.
2. Tihonov A. N., Arsenin V. Ja. Metody reshenija nekorrektnykh zadach. M. : Nauka, 1980. S. 12–46.

© Обороина Л. И., Шелковская В. М., Исмаилов Б. Н., Трифанов И. В., 2013

УДК 629.7.05

## МОДЕЛЬ ЦИЛИНДРИЧЕСКОГО АКТУАТОРА НА ОСНОВЕ ДИЭЛЕКТРИЧЕСКОГО ЭЛАСТОМЕРА

Д. А. Павлов, А. Н. Лихачев

Балтийский государственный технический университет «Военмех» имени Д. Ф. Устинова  
Россия, 190005, г. Санкт-Петербург, ул. 1-я Красноармейская, 1  
E-mail: zontik\_z@mail.ru, alikhachev@yandex.ru

*Моделируется поведение цилиндрического актуатора на основе диэлектрического эластомера. Электростатическая составляющая модели опирается на уравнение Максвелла, а упругое поведение диэлектрика – на разработанную гиперупругую модель. Модель позволяет учитывать влияние предварительной деформации на величину таких выходных параметров, как блокирующее усилие и рабочий ход.*

*Ключевые слова: диэлектрический эластомер, актуатор, гиперупругая модель, уравнение Максвелла.*

## MODEL OF CYLINDRICAL ACTUATOR BASED ON DIELECTRIC ELASTOMERS

D. A. Pavlov, A. N. Lihachev

Baltic State Technical University «Voenmech» named D. F. Ustinov  
1, 1-st Krasnoarmejskaya, Saint Petersburg, 190005, Russia  
E-mail: zontik\_z@mail.ru, alikhachev@yandex.ru

*Modeling the behavior of the cylindrical actuator based on dielectric elastomer is presented. Electrostatic component of the model is based on Maxwell's equation and the elastic behavior of a dielectric – on hyperelastic model developed. The model takes into account the effect of pre-strain on the value of output parameters such as the blocking force and displacement.*

*Keywords: dielectric elastomer, actuator, hyperelastic model, the Maxwell equation.*

Диэлектрические эластомеры относят к интеллектуальным материалам. В процессе своей работы они позволяют развивать большие деформации, а актуаторы, созданные на их основе, принадлежат к группе электроактивных полимеров. Цилиндрический актуатор представляет собой намотанную на основание диэлектрическую пленку, между слоями которой расположены гибкие электроды. Сила, именуемая силой Максвелла, возникающая от приложения электростатического напряжения к электродам, сжимает пленку. Сжатая в одном направлении, пленка удлиняется в остальных направлениях, что и используется в прикладных задачах.

Сложность описания поведения цилиндрических актуаторов и любых актуаторов на основе диэлектрических эластомеров заключается в выборе гиперупругой модели их напряженно-деформированного состояния. Из существующих гиперупругих моделей, таких как модель Муни–Ривлина, Йео, Джента, Арруда – Бойса, Огдена [1], только модель Огдена, при наименьшем числе аппроксимационных коэффициентов, позволяет удовлетворительно согласовать теоретические результаты с экспериментальными при деформации около 500 %.

Такие не менее важные моменты, как распределение зарядов во времени и пространстве в области послушных электродов; электромеханическое взаимное влияние соседних слоев; реологические свойства диэлектриков и диссипация энергии, учитывать не будем.

Одномерная модель гиперупругого поведения диэлектриков, разработанная авторами статьи, позволяет не хуже модели Огдена аппроксимировать экспериментальные данные, но при этом требует подбора лишь 3 коэффициентов. В основе этой модели лежат два основных положения: в процессе деформации изменяется внутренняя структура эластичного диэлектрика и площадь поперечного сечения образца. С учетом этих положений модифицированный закон Гука принимает следующий вид:

$$f(\varepsilon) = E(\varepsilon) \cdot S_{\perp}(\varepsilon) \cdot \varepsilon = E_0 \left( \frac{A}{\varepsilon + A} + B\varepsilon^2 \right) \cdot \frac{S_0}{\varepsilon + 1} \cdot \varepsilon, \quad (1)$$

где  $f$  – сила вызывающая деформацию;  $\varepsilon$  – относительное удлинение;  $E_0$  – модуль Юнга при нулевой деформации;  $A, B$  – константы материала;  $S_0, S_{\perp}$  – площадь поперечного сечения до и после деформации.

Основными рабочими характеристиками цилиндрического актуатора являются: блокирующая сила – сила, возникающая при условии ограничения перемещения; рабочий ход – осевое перемещение, возникающее при приложении электростатического напряжения без ограничения перемещения. В большинстве случаев для получения необходимых рабочих характеристик необходимо предварительно растянуть материал диэлектрика в первую очередь для уменьшения толщины пленки. Усилие для предварительной деформации можно создать, используя в качестве ос-

нования актуатора пружину, усилие которой рассчитывается по формуле

$$F = k(y_s - y_0), \quad (2)$$

где  $F$  – сила, возникающая в пружине при сжатии;  $k$  – коэффициент жесткости пружины;  $y_s$  – длина пружины в свободном состоянии;  $y_0$  – длина пружины в сжатом состоянии, равна начальной длине пленки.

Под действием силы  $F$  намотанная на пружину пленка удлинится на величину ( $\Delta y = \varepsilon y_0$ ), которую можно получить, решая уравнение, выраженное из (1):

$$E_0 S_0 B \varepsilon^4 + E_0 S_0 B A \varepsilon^3 - F \varepsilon^2 + (E_0 S_0 A - F(1 + A)) \varepsilon - F A = 0. \quad (3)$$

Приложение электростатического напряжения создает давление, сжимающее пленку, равное

$$P = \varepsilon_0 \varepsilon_r \left( \frac{U}{z} \right)^2 = \alpha_1^2 \varepsilon_0 \varepsilon_r \left( \frac{U}{z_0} \right)^2, \quad (4)$$

где  $\varepsilon_r$  – относительная диэлектрическая проницаемость;  $\varepsilon_0$  – диэлектрическая проницаемость вакуума;  $U_0$  – электростатическое напряжение;  $\alpha_1$  – коэффициент предварительного удлинения;  $z, z_0$  – толщина пленки до и после предварительной деформации.

Из уравнения (4) при условии равновесия и несжимаемости диэлектрика получаем значение блокирующей силы  $F_y$  [2], выраженное как

$$F_y = \frac{x_0}{z_0} \alpha_1 \varepsilon_0 \varepsilon_r U^2, \quad (5)$$

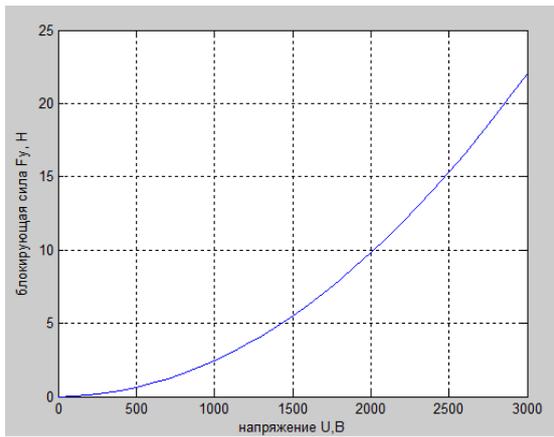
где  $x_0$  – ширина пленки.

Под действием  $F_y$  пленка удлиняется на величину, которую можно найти, решив уравнение

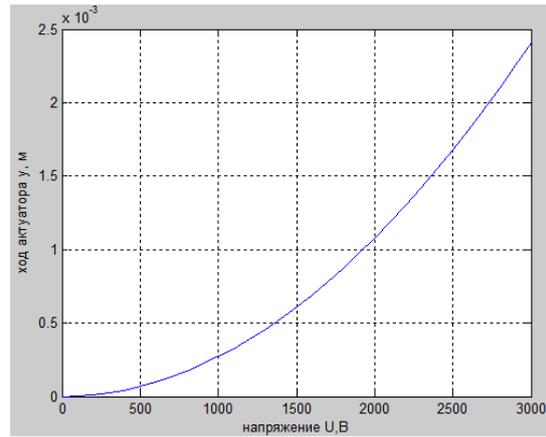
$$E_0 S_0 B \varepsilon^4 + E_0 S_0 B A \varepsilon^3 - (F + F_y) \varepsilon^2 + (E_0 S_0 A - (F + F_y)(1 + A)) \varepsilon - (F + F_y) A = 0. \quad (6)$$

Для начальных данных:  $z_0 = 1 \cdot 10^{-3}$  м,  $y_0 = 15 \cdot 10^{-3}$  м,  $\alpha_1 = 3,5$ ,  $x_0 = 20$  м (40 слоев),  $F = 1\,000$  Н, радиус пружины  $R_0 = 60 \cdot 10^{-3}$  м,  $\varepsilon_r = 4,7$  коэффициенты, подобранные на основе экспериментальных данных,  $A = 5,92$ ,  $B = 0,0214$ ,  $E_0 = 7,844 \cdot 10^4$  (материал 3М VHB 4910); зависимости блокирующей силы и хода актуатора от электростатического напряжения представлены на рисунке.

Развиваемая цилиндрическим актуатором сила измеряется десятками Ньютонов, а рабочий ход единицами миллиметров, что позволяет их использовать в качестве линейных приводов. В космической отрасли они могут входить в состав манипулирующих устройств, например, регулирования скорости раскрытия солнечных батарей.



а



б

Зависимость блокирующей силы (а) и рабочего хода (б) от уровня электростатического напряжения

### Библиографические ссылки

1. Kofod G. Dielectric elastomer actuators [Электронный ресурс] // Bowes Management Services Denmark A/S, 2001. URL: <http://www.risoe.dk/rispubl/pol/polpdf/ris-r-1286.pdf> (дата обращения: 10.10.2013).
2. Kofod G., Kornbluh R., Pelrine R., Sommer-Larsen P. Actuation response of polyacrylate dielectric elastomers // Journal of Intelligent Material Systems and Structures. 2003. № 14. С. 787–793.

### References

1. Kofod G. Dielectric elastomer actuators. Bowes Management Services Denmark A/S, 2001. URL: <http://www.risoe.dk/rispubl/pol/polpdf/ris-r-1286.pdf> (data obrascheniya: 10.10.2013).
2. Kofod G., Kornbluh R., Pelrine R., Sommer-Larsen P. Actuation response of polyacrylate dielectric elastomers // Journal of Intelligent Material Systems and Structures. 2003. № 14. С. 787–793.

© Павлов Д. А., Лихачев А. Н., 2013

УДК 658.512.011.56

## ОСНОВНЫЕ ПРИЧИНЫ РАЗРУШЕНИЯ РЕЗЬБОВЫХ СОЕДИНЕНИЙ

*Р. Н. Потехин*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: romanarmy@mail.ru

*Резьбовые соединения имеют чрезвычайно широкое применение в различных областях техники и составляют 15–20 % от общего количества соединений в современных машинах. Часто они являются ответственными элементами конструкции, передающими значительные усилия. Ввиду этих условий остро стоит вопрос о прогнозировании износа РС и предупреждении их быстрого разрушения.*

*Ключевые слова: поверхность резьбы, усталостная прочность, качество изготовления.*

## MAIN CAUSES FOR THREADED CONNECTION DAMAGE

*R. N. Potehin*

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: romanarmy@mail.ru

*Threaded Connection is extremely widely used in various fields of technology and constitutes 15-20% of the total amount of the compounds in modern machines. Often they are the responsible design elements that convey an important effort. In view of these conditions there is an urgent need to wear the RS prediction and preventing their rapid destruction.*

*Keywords: surface of the thread, fatigue strength, the quality of workmanship.*

Показатели качества резьбовых соединений (статическая прочность, усталостная прочность, стопорящие свойства и их стабильность) в значительной сте-

пени определяются параметрами качества поверхности внутреннего диаметра резьбы (характеристики отклонений формы, шероховатости, физико-механи-

ческие свойства), формируемыми на стадии изготовления [2].

Существующие требования на резьбовые соединения регламентируют материал и технологию изготовления деталей, входящих в соединение, нагрузку в статических условиях, но не учитывают изменения, происходящие в материале деталей резьбовых соединений (РС) в процессе эксплуатации. Вместе с тем под действием интенсивных вибраций, вследствие специфики работы РС, колебания, возбуждаемые в материале деталей, сопровождаются знакопеременными напряжениями с учетом напряжения затяжки [1], которые могут вызвать движение линейных дефектов кристаллической структуры металла, скопление их вблизи препятствия, представляющего собой комплекс примесей. Этот процесс может привести к образованию микротрещин (МТ) и, как следствие, к снижению качества поверхностного слоя, определяемого геометрическими параметрами (волнистость, шероховатость) и физико-механическими свойствами, зависящими от технологии изготовления деталей РС [2].

В исследованиях А. Г. Сулова, А. М. Дальского, А. С. Васильева и ряда других ученых отмечается, что на контурных площадках контакта рабочих поверхностей деталей появляются усталостные очаги разрушения, которые тесно связаны с шероховатостью поверхностей и напряженным состоянием поверхностных слоев, приводящих к возникновению процесса постепенного накопления микроповреждений с образованием поверхностных МТ из-за скопления дислокаций, увеличения их плотности и действия внешней нагрузки. В процессе формообразования резьбы и при эксплуатационном многоцикловом нагружении происходит непрерывное накопление пластических деформаций, что приводит к исчерпанию запаса пластичности металла в поверхностном слое и возникновению несплошностей в виде трещин.

Усталостное разрушение резьбовых соединений, часто встречающееся на практике, – результат действия многоцикловых переменных нагрузок. Амплитуда переменной нагрузки, приводящей к разрушению, оказывается в 10–20 раз меньшей, чем величина нагрузки при статическом разрушении. Также наблюдается постепенное накопление микроповреждений в поверхностных слоях, что приводит к образованию поверхностных МТ, формированию частиц износа и диспергированию поверхностного слоя. Поэтому представляется важной разработка технологии обеспечения качества поверхностного слоя материала на основе взаимосвязи динамики дефектов кристаллической структуры металла и процесса образования МТ. В результате исследования разрушенных болтов и шпилек установлена характерная черта усталостной поломки – почти полное отсутствие деформаций в зоне разрушения, даже болтов из высокопластичных (при статическом разрушении) сталей [3]. В начале разрушения трещины обычно настолько малы, что их трудно обнаружить. При достижении трещиной макроскопических размеров наблюдается её интенсивный

рост, приводящий к полному разрушению резьбового соединения за малый промежуток времени.

Наиболее эффективным методом определения зарождения МТ в деталях РС является метод, основанный на акустической эмиссии (АЭ). В его основу положены зависимости между характеристиками образовавшихся или распространяющихся дефектов и параметрами излучаемых ими волн, позволяющие осуществлять диагностику источников АЭ в режиме реального времени. В исследованиях В. С. Ивановой использованы подходы синергетики для более глубокого понимания эволюции повреждаемости и разрушения металлов и сплавов. Рассмотрение деформируемого металла как самоорганизующейся системы позволило установить универсальные связи между механическими свойствами сплавов на одной и той же основе. Тем не менее синергетика как общий методологический подход требует дальнейшего теоретического развития применительно к динамике зарождения МТ в поверхностном слое материала, к диагностике АЭ в условиях вибростимулированного движения дефектов, к обеспечению качества поверхностного слоя материала при формообразовании резьбы. В результате этих знаний появляется возможность заблаговременно прекратить эксплуатацию и соответственно предотвратить разрушение машин. В этой связи появляется необходимость разработать новые структурные и информационные критерии, адекватно связанные с физико-механическими свойствами поверхностного слоя материала, учитывающие динамику его дефектной структуры.

#### Библиографические ссылки

1. Гельфанд М. П., Ципенюк Я. И., Кузнецов О. К. Сборка резьбовых соединений. М. : Машиностроение, 1978. 109 с.
2. Берсудский А. Л. Влияние напряжённо-деформированного состояния поверхностного слоя на износостойкость поверхностей деталей // Проблемы машиностроения и надежности машин. 2006. № 6. С. 52–59.
3. Биргер И. А., Иосилевич Г. Б. Резьбовые соединения. М. : Машиностроение, 1973. 256 с.

#### References

1. Gelfand M. P., Tsipenyuk Y. I., Kuznetsov O. K. Sbornka resbovyh sodineniy. M. : Mashinostroenie, 1978. 109 p.
2. Bersudsky A. L. Vlijanie napryajonno-dephormirovannogo sostojanija poverhnostnogo sloya na iznosostoyikost poverhnostey detaleiy. 2006. № 6, p. 52–59.
3. Birger I. A., Iosilevich G. B. Resbovyje soedinenija. M. : Mashinostroenie, 1973, p. 256.

© Потехин Р. Н., 2013

УДК 658

## СОЗДАНИЕ ИЗНОСОСТОЙКОГО ПОКРЫТИЯ ДЕТАЛЕЙ ИЗ ТИТАНОВЫХ СПЛАВОВ МЕТОДОМ АЛЬФИРОВАНИЯ ПОВЕРХНОСТИ

*И. В. Прокопьев, В. Б. Жуковский*

ОАО «Красноярский машиностроительный завод»  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 29. E-mail: sahs@inbox.ru

*Описан процесс альфирования деталей с целью упрочнения поверхностей.*

*Ключевые слова: технология альфирования, титановые сплавы.*

## CREATING A WEAR – RESISTANT COATING PARTS OF TITANIUM ALLOYS BY ALPHA – SURFACE

*I. V. Prokopen, V. B. Jukowski*

JSC «Krasnoyarsk Machine-Building Plant»  
29, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: sahs@inbox.ru

*Process of coating the parts by titanium alloys by alpha – surface for the purpose of hardening their surfaces is described.*

*Keywords: technology of coating, titanium alloys.*

Альфирование заключается в насыщении поверхности деталей кислородом воздуха при температурах 700–850 °С с образованием на их поверхности твердого износостойкого диффузионного слоя, представляющего собой твердый раствор кислорода в  $\alpha$ -титане. В процессе нагрева образуется диффузионный слой, состоящий из альфированного слоя (твердого раствора кислорода в титане) и слоя окислов титана.

Существует 2 способа получения альфированного слоя:

1) детали, помещенные в сухой песок, нагревают при температуре 700 °С в течение 10 часов (при использовании кипящего слоя 5 часов);

2) детали, помещенные в сухой графит, нагревают при 800 °С не более 8 часов (при 850 °С – от 2 до 6 часов).

Слой окислов и/или карбоокислов (при альфировании в графите) имеет плотное строение и прочно связан с альфированным слоем. Глубина и твердость диффузионных слоев зависят от состава сплава, температуры и времени нагрева. Выбор режима альфирования зависит от условий работы деталей на трение и глубины требуемого слоя.

Альфирование повышает износостойкость поверхности титановых сплавов в 8–10 раз, но снижает пластичность и особенно усталостную прочность на 15–40 %. Удаление с альфированной поверхности полированием окисного слоя 1–2 мкм (после альфирования при 700 °С), 5–40 мкм (при 800 °С) и 10–12 мкм (при 850 °С) существенно уменьшает снижение усталостной прочности деталей.

Поскольку при нагреве все поверхности деталей подвергаются альфированию, то для поверхностей, не требующих упрочнения, необходимо предусматривать припуски порядка 0,1–0,2 мм, которые после альфирования снимаются механической обработкой.

Поверхность перед альфированием должна быть обработана по классу не ниже 7. Необходимо учитывать

возможное увеличение размера детали в процессе альфирования, а также коробление детали сложной формы с тонкими стенками. Для уменьшения коробления в процессе механической обработки проводят неполный отжиг для снятия напряжений или применяют специальные приспособления, обеспечивающие сохранение требуемых размеров в процессе альфирования.

В 2012 году на базе НПЦМ ОАО «Красмаш» отделом главного металлурга произведена отработка технологии альфирования деталей из титанового сплава ВТ-6 в мелкозернистом графите. Альфирование деталей проводилось при температуре 800±10 °С с выдержкой 8 часов. Существующая технология позволяет получать альфированный слой глубиной 0,04 мм, из них глубина окислов и карбоокислов не более 0,02 мм.

В настоящее время технология применяется в серийном производстве.

### Библиографические ссылки

1. Альтман М. Б., Глазунов С. Г., Кишкина С. И. Авиационные материалы / под общ. ред. А. Т. Туманова // М-во авиационной промышленности СССР. М.: ОНТИ, 1973.

2. Легкие цветные металлы и сплавы. Т. 2 / под общ. ред. С. Н. Подвишенского, М. В. Теслицкой. М.: ФГУП «ЦНИИЭИцветмет», 2001.

### References

1. Altman B. N., Glazunov S. G., Khishkin S. I. Aviation materials / under the general ed. of A. T. Tumanov // The Ministry of the aviation industry of the USSR : ONTI, 1973.

2. Light Non – ferrous metals and alloys. Vol. 2 / under the general edition of S. N. Podvishenski, M. V. Teslitskaya. M. : Federal State Unitary Enterprise «TSNIIETsvetmet», 2001.

© Прокопьев И. В., Жуковский В. Б., 2013

УДК 621.745.01:669.017

**АЛЮМИНИЙ-ТИТАНОВАЯ ЛИГАТУРА В ФОРМЕ СТЕРЖНЯ***М. В. Резанова*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: ambrella-7@mail.ru

*С целью получения мелкокристаллической структуры металлоизделия в процессе плавки в жидкий металл с помощью лигатур вводят добавки, которые измельчают структуру. К таким лигатурам относится и прутковая алюминиево-титановая лигатура, содержащая частицы алюминиды титана, являющиеся центрами кристаллизации. Установлено, что нагрев прутка в процессе его введения в жидкий металл приводит к укрупнению частиц алюминиды титана, что снижает эффективность измельчения структуры. Поэтому в каждом отдельном случае необходимо оптимизировать скорость введения прутка в расплав.*

*Ключевые слова:* алюминиево-титановая лигатура, частицы алюминиды титана, отливки из алюминиевых сплавов.

**ALUMINUM-TITANIUM MASTER ALLOY IN THE ROD FORM***М. V. Rezanova*

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: ambrella-7@mail.ru

*In order to obtain fine-grained structure in the metal melted into the molten metal the alloys which are ground structure are added. These include ligatures and a rod of aluminum-titanium alloy containing particles of titanium aluminide, they are centers of crystallization. It is established that the heating rod during its introduction into the molten metal leads to coarsening of the particles of titanium aluminide, which reduces the grinding efficiency of the structure. Therefore, in each case it is necessary to optimize the speed of injecting a rod into the melt.*

*Keywords:* aluminum-titanium master alloy, the particles of titanium aluminide, castings aluminum alloys.

Повышение качества алюминиевых сплавов авиационного назначения невозможно без совершенствования технологии их литья. Однако отливка слитков из этих сплавов достаточно часто сопровождается образованием горячих и холодных трещин. Поэтому одним из перспективных направлений улучшения качества алюминиевых сплавов является применение полунепрерывного способа литья для рафинирования их структуры и, как следствие, улучшение технологических характеристик и повышение механических свойств деталей из этих сплавов не методами обработки давлением, а еще на стадии приготовления путем введения специальных добавок в сплав [1].

Были исследованы две лигатуры, содержащие 5,0 и 3,5 % Ti (стержни Ø9,5 и Ø8,0 мм соответственно), полученные разными способами. Стержни были введены в расплавленный алюминий с целью установления влияния теплового воздействия на размер частиц TiAl<sub>3</sub> в добавление лигатуры в алюминий при литье слитков. Анализ сечений стержней образцов показал, что в стержне, содержащем 5 % Ti, количество частиц алюминиды титана с наименьшей площадью (0...10 мкм<sup>2</sup>) – 20,43 %. Нагрев стержня приводит к увеличению количества частиц группы такого размера в 3,6 раз (на 74,19 %). В стержне, содержащем 3,5 % Ti, количество частиц алюминиды титана 29,04 %, но нагрев приводит к увеличению их количества в меньшей степени (на 46,25 %). Количество лучших частиц алюминиды титана в лигатуре с 5 % Ti в 1,6 раза больше, чем в случае с 3,5 % Ti. Также было

установлено, что нагревание стержней приводит к растворению самых грубых частиц. Например, в то время как в сплаве с 5 % Ti наибольшую площадь занимают частицы в стержне (1 285,92 мкм<sup>2</sup>), воздействие тепла приводит к снижению частиц в нем в 3,1 раза (до 411,84 мкм<sup>2</sup>) и в стержне из сплава с 3,5 % Ti – к снижению в 1,3 раза (с 1 152,00 до 881,28 мкм<sup>2</sup>). Частицы алюминиды титана менее удлинены в основном сплаве с 5 % Ti, что видно из анализа их сечения в отношении длины к ширине [2].

Стержни помещали в расплавленный металл во время протекания его через литник из смесителя в пресс-форму со скоростью, обеспечивающей содержание титана 0,056...0,060 %. В оценке зернистой структуры по сечению образцов слитков было установлено, что без добавки количество зерен на 1 мм<sup>2</sup> площади образца составляет 4,4 в периферийной зоне, в промежуточной зоне – 28,1 и 13,1 – в центре. При добавлении лигатуры с 5 % Ti число зерен в этих зонах возрастает до 47,7, 74,9 и 51,6 соответственно, тогда как добавление лигатуры с 3,5 % Ti вызывает меньший эффект измельчения зерна: 38,5, 73,9 и 35,5 мм<sup>2</sup> соответственно.

В заключение можно сказать, что нагрев стержней до рабочей температуры путем погружения их в расплавленный алюминий уменьшает размер частиц алюминиды титана TiAl<sub>3</sub>, что улучшает эффект добавки. Также, эффект измельчения структуры алюминия в литье значительно больше с использованием лигатуры стержней с более и менее удлиненными компактными частицами алюминиды титана.

## Библиографические ссылки

1. Balashov B. A., Vasilenko Z. A., Krushenko G. G. Influence of Heating on the Size and Distribution of Titanium Aluminide in Rod Inoculating Master Alloys [Электронный ресурс]. URL: <http://link.springer.com/article/10.1007/BF00802275>. (дата обращения: 14.09.2013).
2. Krushenko G. G., Bartenev V.A. Size, form and distribution of intermetallic particles of TiAl<sub>3</sub> in aluminium-titanium alloying composition // Вестник СибГАУ. 2011. Вып. 5. С. 132–133.

## References

1. Balashov B. A., Vasilenko Z. A., Krushenko G. G. Influence of Heating on the Size and Distribution of Titanium Aluminide in Rod Inoculating Master Alloys. Available at: URL: <http://link.springer.com/article/10.1007/BF00802275> (data obrascheniya: 14.09.2013).
2. Krushenko G. G., Bartenev V. A. Size, form and distribution of intermetallic particles of TiAl<sub>3</sub> in aluminium-titanium alloying composition // Vestnik SibGAU, 2011, vol. 5, p. 132–133.

© Резанова М. В., 2013

УДК 621.746

**НАПРАВЛЕННАЯ КРИСТАЛЛИЗАЦИЯ РАСПЛАВА И ПОСЛЕДУЮЩАЯ  
ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНАЯ ГАЗОСТАТИЧЕСКАЯ ОБРАБОТКА КАК ИНСТРУМЕНТ  
УМЕНЬШЕНИЯ ЛИТЕЙНЫХ ДЕФЕКТОВ**

*В. Ш. Резяпов, В. Б. Жуковский, А. С. Кляцкин*

ОАО «Красноярский машиностроительный завод»  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 29

*Изготовление литых заготовок сложной конфигурации литьем по выплавляемым моделям (ЛВМ) является сложным многофакторным и трудноуправляемым процессом.*

*Ключевые слова: литье деталей, дефекты.*

**THE DIRECTED CRYSTALLIZATION OF FUSION AND THE SUBSEQUENT  
HIGH-TEMPERATURE GAS-STATIC PROCESSING AS AN INSTRUMENT  
TO REDUCE FOUNDRY DEFECTS**

*V. Sh. Rezjapov, V. B. Zhukovskij, A. S. Kljackin*

JSC «Krasnoyarsk Machine-Building Plant»  
29, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, Russia 660014

*Production of cast rough workpieces of a complex configuration by molding on melted models (MMM) is a complicated multiple-factor and unhandy process.*

*Keywords: molding of details, defects.*

Сочетание высоких требований конструкторско-технологической документации приводит при испытаниях на герметичность к повышенным потерям или значительным материальным затратам при исправлении негерметичности ДСЕ. Во многих случаях устранение негерметичности технически невозможно либо превышает требование конструкторской документации.

Литейные дефекты, влияющие на сплошность литой детали, образуются в процессе заливки и кристаллизации сплава в керамической форме. Проблема может быть решена созданием системы управления процессом заливки и кристаллизации сплава в форме. Это позволит значительно снизить потери литых заготовок при производстве литья по выплавляемым моделям, повысить герметичность литых ДСЕ.

Основные задачи, подлежащие решению:

– изготовление отливок из сплава 04X13H5M5K9л (ВНЛ6) для отработки режимов ВГО;

– разработка технического задания на установку литья деталей сложной конфигурации;

– подбор технологических параметров и проведение высокотемпературной газостатической обработки.

В процессе проведения опытно-конструкторских работ на ОАО «Красмаш» были изготовлены отливки «Корпус подвода» из сплава ВНЛ6 в количестве 4 штук для отработки режимов ВГО.

С целью разработки технического задания на установку литья деталей сложной конфигурации на ведущие предприятия страны, изготавливающие ЖРД, были направлены запросы с предложением изложить свое видение установки литья деталей сложной конфигурации. Были получены письма поддержки с перечнем узлов и функций установки, которые должны быть учтены при разработке технического задания.

На основе собственного опыта и рекомендаций других предприятий отрасли было составлено техни-

ческое задание на установку литья деталей сложной конфигурации.

В качестве отливок из сплава ВНЛ6 для отработки режимов ВГО были выбраны «Корпус подвода» в количестве 4 штук, изготовленные на ОАО «Красмаш» по штатной технологии.

Штатная технология изготовления отливки «Корпус подвода» заключается в следующем:

1. На модельном участке литейного цеха были изготовлены модели отливок, литниково-питающей системы и собраны модельные блоки.

2. На модельный блок было нанесено керамическое покрытие из электрокорунда в количестве 11 слоев.

3. После сушки модельный состав был вытоплен и получена керамическая форма для заливки металла.

4. Перед заливкой керамическую форму прокалили в печи в течение 16 часов при температуре 960 °С.

5. Металл готовили в открытой индукционной печи с применением проката из сплава ВНЛ6 и возврата собственного производства. Химический состав всех шихтовых материалов соответствует химическому составу сплава ВНЛ6.

6. Заливка форм металлом производилась чайниковым ковшом при температуре расплава 1 600 °С без наполнителя.

7. Охлаждение форм происходило на открытом воздухе на плацу плавно-заливочного участка, после чего отливки были очищены от керамики и обрезаны.

Химический состав отливок (табл. 1) соответствует химическому составу сплава ВНЛ6, что подтверждено химическим анализом, проведенным центральной заводской лабораторией.

Предприятием ОАО «Композит» подобраны режимы и проведена высокотемпературная газостатическая обработка. После этого на предприятии ОАО «Красмаш» проведен рентген-контроль отливок после ВГО.

Контроль качества отливки детали «Корпус подвода» проводился методом рентген-контроля до и после ВГО. Отливка при рентгенопросвечивании контролировалась по 28 зонам. Результаты рентген-контроля приведены в табл. 2. Анализ результатов показал, что до ГИП на отливке выявлено 9 участков с дефектами усадочного характера «рыхлота» (уч. 1, 2, 4, 5, 6, 7, 8, 26, 28). Дефекты, выявленные рентген-контролем, не дорабатывались до проведения ВГО.

После ВГО рентген-контролем выявлено 5 участков с дефектами «рыхлота» (уч. 2, 4, 6, 7, 8).

Сравнительный анализ результатов рентген-контроля отливки детали «Корпус подвода» до и после ГИП свидетельствует о том, что высокотемпературная газостатическая обработка частично «залечивает» внутренние дефекты типа «рыхлота», металл отливки после ГИП становится плотнее, рассредоточенные по телу отливки дефекты группируются, что уменьшает трудоемкость дальнейшей доработки отливки в качестве вырубки и заварки дефектных мест.

Таблица 1

Химический состав опытных отливок

C	S	P	Si	Mn	Cr	Ni	Co	Mo
0,02	0,002	0,010	0,34	0,46	12,91	4,76	9,05	4,74

Таблица 2

Номер участка	Результаты рентген-контроля	
	до ГИП	после ГИП
1	Рыхлота 4×5 мм	Дефект отсутствует
	Рыхлота 2×3 мм	Дефект отсутствует
2	Рыхлота 15×20 мм	Рыхлота 15×20 мм
	Рыхлота 2×0,5 мм	Дефект отсутствует
	Рыхлота 10×20 мм	Рыхлота 10×20 мм
4	Рыхлота 9×8 мм	Дефект отсутствует
	Рыхлота 7×3 мм	Дефект отсутствует
	Рыхлота 15×15 мм	Рыхлота 15×15 мм
	Рыхлота 20×20 мм	Рыхлота 20×20 мм
	Рыхлота 20×25 мм	Рыхлота 20×25 мм
	Рыхлота 6×6 мм	Рыхлота 6×6 мм
	Рыхлота 9×11 мм	Дефект отсутствует
5	Рыхлота 20×20 мм	Рыхлота 20×20 мм
	Рыхлота 10×20 мм	Рыхлота 10×20 мм
6	Рыхлота 5×4 мм	Дефект отсутствует
	Рыхлота 10×15 мм	Рыхлота 10×15 мм
7	Рыхлота 0,5×1,5 мм	Дефект отсутствует
	Рыхлота 10×15 мм	Рыхлота 10×15 мм
	Рыхлота 10×20 мм	Рыхлота 10×20 мм
	Рыхлота 15×20 мм	Рыхлота 15×20 мм
8	Рыхлота 10×12 мм	Дефект отсутствует
	Рыхлота 8×10 мм	Рыхлота 8×10 мм
26	Рыхлота 5×5 мм	Рыхлота 5×5 мм
	Рыхлота 2×3 мм	Дефект отсутствует
28	Рыхлота 1,5×2 мм	Дефект отсутствует

Испытания на герметичность отливки «Корпус подвода» после ВГО проведены методом бароаквариума в «Хладоне-113». В ходе проведения испытаний выявлена негерметичность патрубка улитки. Внутренние дефекты отливки в месте обнаружения негерметичности выявлены не были из-за труднодоступности данного участка для рентген-контроля.

На основании проведенного исследования центральной заводской лабораторией материал отливки из стали ВНЛ6 после термической обработки соответствует термически упроченному состоянию стали ВНЛ6 и требованиям ОСТ 92-1166–75:

- относительное удлинение – 21,5 %;
- предел прочности – 137,5 кгс/мм<sup>2</sup>.

На основе собственного опыта литья деталей ЖРД сложной конфигурации и рекомендаций других предприятий отрасли специалистами ОАО «Красмаш» составлено техническое задание на разработку установки литья деталей сложной конфигурации. В уста-

новке должна быть реализована возможность направленной кристаллизации расплава и производится индукционная плавка и заливка в вакууме или среде инертного газа. Установка должна позволять дошивать расплав во время плавки, керамические формы перед заливкой должны подогреваться.

На основании проведенной работы даны следующие рекомендации:

- изготовление литых заготовок сложной конфигурации литьем по выплавляемым моделям для деталей ЖРД должно производиться на специализированной вакуумной индукционной плавильной установке с учетом направленной кристаллизации расплава;
- с целью уменьшения количества литейных дефектов и уплотнения металла в процессе изготовления литых деталей ЖРД проводить высокотемпературную газостатическую обработку.

© Резяпов В. Ш., Жуковский В. Б., Кляцкин А. С., 2013

УДК 621.6.09:534.01

## ВЛИЯНИЕ ПЕРЕХОДНОГО ПРОЦЕССА ПРИВОДА СТАНКА НА КАЧЕСТВО ПОВЕРХНОСТИ ПРИ СКВОЗНОМ РАСПИЛЕ ПРОКАТА СПЛАВА АМг-6

*А. В. Скрипка, Н. Ф. Янковская, М. В. Егоров, К. Р. Князева, Ю. А. Филиппов*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: a.v.scripka@mail.ru

*Представлены результаты проработки переходных процессов распила заготовки из алюминиевого сплава на ленточнопильном станке горизонтальной компоновки на основе анализа уравнения движения поверхности механизма резания.*

*Ключевые слова: переходный процесс, металлорежущий станок, механизм резания.*

## THE INFLUENCE OF MACHINE TOOL DRIVE TRANSITIONAL PROCESS ON THE SURFACE QUALITY IN CROSS-CUTS DURING MACHINING A ROLLING METAL ALLOY AMg-6

*A. V. Skripka, N. F. Jankovskaja, M. V. Egorov, K. R. Knyazeva, U. A. Filippov*

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: a. v. scripka@mail.ru

*The results of studying the billet aluminum alloy transients by cutting horizontal composition band saw machine on the basis of analyzing the motion equations of the cutting mechanism surface are overviewed.*

*Keywords: transients, machine tool, cutting mechanism.*

В машиностроительном производстве особое внимание уделяется заготовительным операциям, позволяющим обеспечить высокую производительность и снизить себестоимость технологического процесса обработки. Для современных ленточнопильных технологий обработки металлов чаще всего используется биметаллическое ленточное полотно, обладающее высокой стойкостью и долговечностью, предназначенное для эффективной резки алюминиевых сплавов без использования СОЖ в самых сложных условиях производства. Из множества факторов, влияющих на динамику переходных процессов распила, заметное

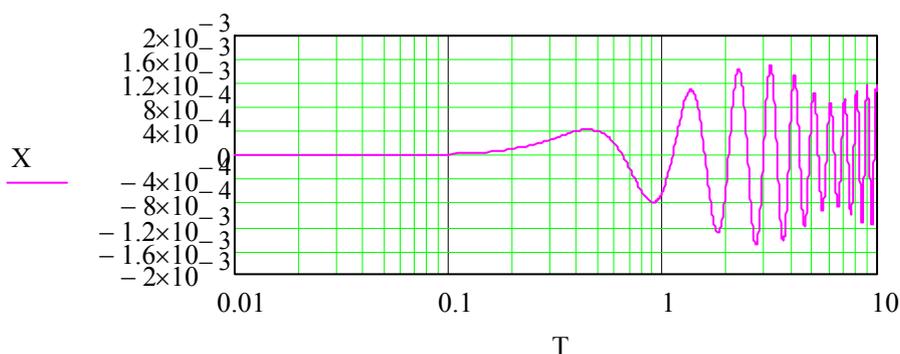
влияние оказывает механизм резания, а также класс точности балансировки приводного и натяжного шкивов.

Для компьютерного анализа известного уравнения поперечных колебаний механизма резания, записанного в форме сил

$$mq'' + \alpha q' + cy = Q \sin \omega t, \quad (1)$$

преобразуем функцию (1) и запишем уравнение вынужденных колебаний в приведенной форме

$$q'' + 2hq' + p^2 y = H \sin \omega t, \quad (2)$$



Динамика переходного процесса распила в сплавах алюминиевой группы

где  $h$  – коэффициент демпфирования упругой системы станка,  $1/c$ ;  $p$  – частота первой моды собственных колебаний,  $1/c$ ;  $\omega$  – вынужденная частота процесса резания,  $рад/с$ ;  $H$  – вынужденная сила, записанная в форме ускорения.

Для моделирования рассчитываем значение коэффициента демпфирования конструкции станка с учетом логарифмического декремента колебаний по резонансному условию при  $p \approx \omega$  по формуле

$$h = \lambda \cdot \omega / 2\pi, \quad (3)$$

где  $\lambda$  – логарифмический декремент колебаний конструкции станка отрезной группы, 0,23.

В расчетах значение круговой вынужденной частоты можно определить по уравнению

$$\omega = \pi \cdot n / 30, \quad (4)$$

где  $n$  – частота вращения шкива,  $мин^{-1}$ .

Из теории вибрационных процессов характеристика возмущения определяется функцией, представляющей ускорение точки или поверхности,

$$H = e \cdot \omega^2, \quad (5)$$

где  $e$  – значение эксцентриситета оси вращения шкива с осью, проходящей через центры подвижных масс, м.

Для предварительной оценки качества обработки можно использовать функцию взаимосвязи технологического допуска на размер детали и шероховатости:

$$Ra = v \cdot T, \quad (6)$$

где  $v$  – коэффициент связи, зависящий от класса точности станков,  $v = 0,05 - 0,0032$ ;  $T = es - ei$  – допуск на размер детали.

Переходный процесс стабилизации движения режущего инструмента представлен в форме осциллограммы (см. рисунок), построенной в прикладной программе компьютерного моделирования. Первый пик амплитуды  $4,2 \cdot 10^{-4}$  м начинается на отметке 0,8 с, а второй со значением  $1,1 \cdot 10^{-3}$  м – на 2 с работы механизма резания, свидетельствующий о нелинейности динамического процесса разгона пильной ленты. При этом проявляется эффект автоколебаний на участке с периодом 4,6 с.

Следовательно, для качественного распила заготовок необходимо регулировать как скорость резания, так и скорость подачи. Такой подход обеспечит получение параметров шероховатости  $Ra < 3,2$ , допуск перпендикулярности  $TPR < 63$  мкм, подтверждающее гипотезу о возможности повышения эффективности заготовительной операции за счет снижения времени переходного процесса, обеспечения требований ГОСТ ИСО 1940-1-2007.

© Скрипка А. В., Янковская Н. Ф., Егоров М. В.,  
Князева К. Р., Филиппов Ю. А., 2013

УДК 621.81.004

## МОДЕЛЬ ФОРМИРОВАНИЯ ПРОФИЛЯ ВИНТОВОЙ ПОВЕРХНОСТИ ГЛОБОИДНОГО ЧЕРВЯКА РОТАЦИОННЫМ ТОЧЕНИЕМ

*А. В. Сулягин, Л. С. Малько, И. В. Трифанов*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: alexander.sut@yandex.ru

*Рассмотрена методика разработки модели генерации профиля винтовой поверхности глобоидного червяка ротационным точением.*

*Ключевые слова: ротационное точение, глобоидный червяк, модель формирования профиля.*

## FORMATION MODEL OF THE SCREW SURFACE PROFILE OF DOUBLE-ENVELOPING WORM BY ROTATIONAL TURNING

A. V. Sutyagin, L. S. Malko, I. V. Trifanov

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: alexander.sut@yandex.ru

The technique of generation model development of a screw surface profile of a double-enveloping worm by rotational turning is considered.

Keywords: rotational turning, double-enveloping worm, a profile formation model.

Одним из эффективных путей повышения производительности процесса обработки винтовой поверхности глобоидного червяка является использование ротационного точения принудительно вращаемым многолезвийным инструментом [1]. Для изучения характера движения режущей кромки в процессе генерации профиля винтовой поверхности, формы и размера продольного и поперечного сечения срезаемого слоя была разработана геометрическая модель формирования профиля винтовой поверхности ротационным точением.

Методика разработки модели включает в себя: расчет профиля режущего элемента многолезвийного

инструмента; определение схемы движения режущих элементов многолезвийного инструмента; построение схемы для определения координат последовательного положения базовых точек (рис. 1); построение алгоритма расчета формирования профиля винтовой поверхности.

Предложенная модель является аналитико-геометрической, потому что отражает только вопросы формирования геометрии генерации профиля винтовой поверхности ротационным точением принудительно вращаемым многолезвийным инструментом и не касается вопросов физики процесса резания материалов.

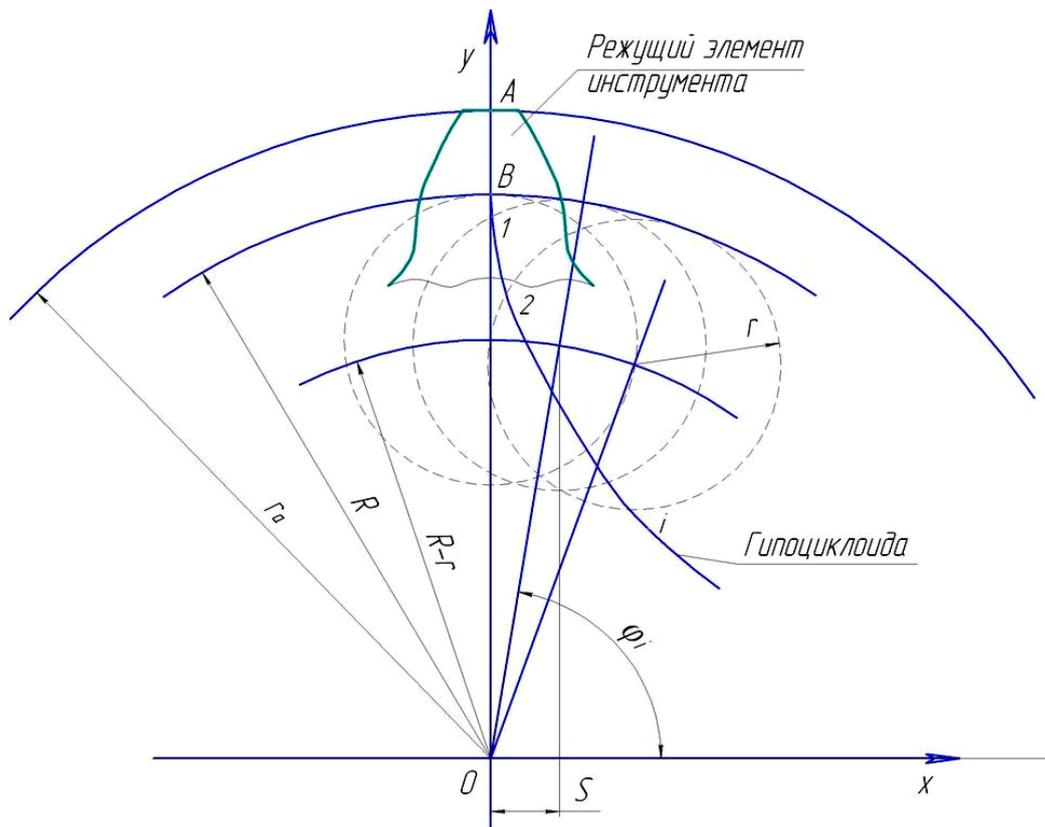


Рис. 1. Схема определения координат последовательного положения базовых точек:

$A$  и  $B$  базовые точки, расположенные на режущем элементе инструмента;  
 $1, 2, \dots, i$  – последовательные положения базовой точки  $A$ ; траектория движения базовой точки  $B$  в форме удлиненной гипоциклоиды условно не показана;  $R$  – радиус делительной окружности червячного колеса глобоидной передачи;  $r_a$  – радиус окружности выступов инструмента;  $r$  – радиус центриды инструмента;  $S$  – продольная подача инструмента, мм/об;  $XOY$  – неподвижная система координат;  $\varphi_i$  – угол поворота радиус-вектора, проходящего через центр центриды инструмента (производящей окружности гипоциклоиды)

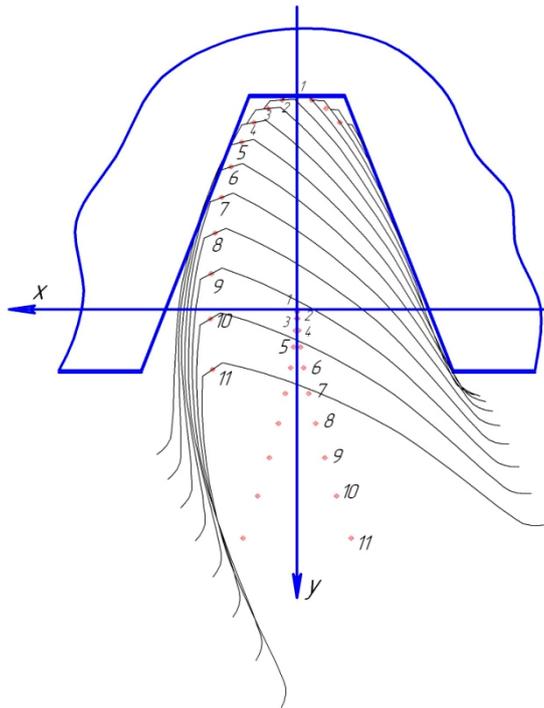


Рис. 2. Геометрическая модель:  
1–11 – продольная подача,  $S = 3,75$  мм/об, максимальная толщина  
срезаемого слоя 1,25 мм

Аналитическая часть модели включает в себя исходные данные о профиле обрабатываемой винтовой поверхности детали и инструмента, выбор подвижной и неподвижной центроид, выполнение расчета координат фиксирующих точек по одной из указанных выше формул. Кроме того, в аналитической части устанавливают исследуемый диапазон изменения величины продольной подачи и глубины резания, а также определяют диапазон изменения угла качения  $\varphi$ .

Графическая часть модели была реализована с помощью пакета программ Matlab (рис. 2). В итоге получили графическую часть модели, позволяющую совместно с аналитической частью выполнять анализ процесса генерации профиля винтовой поверхности ротационным точением многолезвийным инструментом.

#### Библиографическая ссылка

1. Устройство для ротационной обработки винтовой поверхности глобoidных червяков / А. В. Сулягин, Ю. В. Сулягина, Л. С. Малько, И. В. Трифанов // Решетневские чтения : материалы XV Междунар. науч. конф. Красноярск, 2012.

#### Reference

1. Sutjagin A. V. Ustrojstvo dlja rotacionnoj obrabotki vintovoj poverhnosti globoidnyh chervjakov / A. V. Sutjagin, Ju. V. Sutjagina, L. S. Mal'ko, I. V. Trifanov // Reshetnevskie chteniya : materialy XV Mezhdunar. nauch. konf., Krasnojarsk 2012.

© Сулягин А. В., Малько Л. С., Трифанов И. В., 2013

УДК 621.6.09:65.012.23(075)

### ВЛИЯНИЕ МЕТОДОВ ОБЛАГОРАЖИВАНИЯ ПОВЕРХНОСТЕЙ НА ИЗНОСОСТОЙКОСТЬ ТВЕРДОСПЛАВНОГО ИНСТРУМЕНТА

С. Ю. Сыроежко, Н. А. Амелеченко, В. Д. Утенков

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: norb\_3000@mail.ru

*Проведен анализ перспективных методов поверхностного упрочнения материалов, преследующих продление срока службы инструмента за счет повышения его режущей способности и коррозионной стойкости.*

*Ключевые слова: износостойкость, режущий инструмент.*

## INFLUENCE OF METHODS OF THE UPCLASSING SURFACES TO IMPROVE WEAR RESISTANCE OF THE HARD-ALLOY TOOLS

S. U. Syroezhko, N. A. Amelchenko, V. D. Utenkov

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: norb\_3000@mail.ru

*The analysis of perspective methods of material surface hardening pursuing extension of the tool lifetime by increasing its cutting ability and corrosion resistance is carried out.*

*Keywords: wear resistance, cutting tool.*

В числе прогрессивных технологических направлений развития машиностроительной отрасли одним из ведущих направлений является упрочнение части инструмента. Эти методы позволяют увеличить срок службы инструмента, его износостойкость, поверхностную прочность, интенсификацию режимов резания и вместе с этим уменьшить время обработки. Изделия, обрабатываемые такими инструментами, получают наименьшую шероховатость поверхности и минимальную себестоимость выпускаемой продукции.

Одним из ведущих направлений является лазерное упрочнение, сущность которого заключается в быстром нагреве до температуры плавления поверхностного слоя металла с последующим быстрым охлаждением путем отвода тепла в основной объем металла, остающийся практически холодным. Чаще всего используют лазерную обработку без оплавления с сохранением исходной шероховатости  $Ra=0,16-1,25\text{ мкм}$ . Глубина упрочняемого слоя металла определяется величиной допустимого линейного износа [1].

Производительность лазерного упрочнения можно определить по известной формуле

$$G_{\text{лаз.упр.}} = K_n V d_0, \quad (1)$$

где  $K_n$  – коэффициент перекрытия;  $V$  – скорость движения луча или детали, м/с;  $d_0$  – диаметр пучка (ширина дорожки упрочнения),  $d_0 = 1-1,5$  мм.

Возможна обработка перекрывающимися и неперекрывающимися дорожками. При наложении дорожки упрочнения происходит частичный нагрев предыдущей упрочненной зоны, что может привести к отпуску и снижению твердости. При обработке перекрывающимися дорожками зазор между ними составляет 10–30 % от площади обрабатываемой поверхности, происходит уменьшение износа в 2–3 раза.

Одной из наиболее распространенных обработок является плазменная технология. Использование низкотемпературной плазмы эффективно не только для переплава металлов и сплавов; напыления износостойких, жаропрочных и коррозионностойких покрытий резки и сварки различных материалов, но и для поверхностного упрочнения различных изделий.

Плазменное поверхностное упрочнение находит широкое применение как в условиях мелкосерийного и единичного, так и крупносерийного и массового производства. Сущность его заключается в термических фазовых и структурных превращениях, происходящих при быстром концентрированном нагреве рабочей поверхности детали плазменной струей (дугой) и теплоотводе в материал детали.

Проблема создания инструментального материала с «идеальными свойствами» может решиться применением такого метода поверхностного упрочнения, как вакуумно-дуговой процесс напыления NiTi. Принцип нанесения состоит в том, что материал необходимо поместить в камеру с вакуумом до  $5 \cdot 10^{-5}$  атм. и при помощи объемного вакуумно-дугового разряда, создаваемого титановыми электродами, нанести покрытие на инструмент.

Используя величину микротвердости  $H_{\mu}^{\circ}$ , можно определить твердость покрытия по Мейеру НМ по формуле [2]

$$HM = H_{\mu}^{\circ} / \sin 68^{\circ}, \quad (2)$$

где  $H_{\mu}^{\circ}$  – твердость покрытия, Па.

Часто покрытия одного состава или строения рекомендуют использовать для различных методов механической обработки и, следовательно, для различных условий резания, и наоборот – для одного и того же вида обработки рекомендуют разные покрытия.

В результате нанесения покрытия NiTi износостойкость цилиндрической трехзубой фрезы  $\varnothing 12$  мм увеличилась на 28 % по сравнению со стандартным образцом при обработке алюминиевого сплава АМг6. Обработка производилась на вертикальном обрабатывающем центре Fadal VMC 3016 с частотой вращения шпинделя  $8\,000\text{ мин}^{-1}$  и скоростью резания 300 м/мин. В ходе исследования можно сделать вывод о целесообразности применения данного метода для улучшения режущих характеристик инструмента.

### Библиографические ссылки

1. Степанова Т. Ю. Технологии поверхностного упрочнения деталей машин : учеб. пособие / Иван. гос. хим.-технол. ун-т. Иваново, 2009. 64 с.
2. Табаков В. П., Чихранов А. В. Определение механических характеристик износостойких ионно-плазменных покрытий на основе нитрида титана // Изв. Самар. науч. центра Рос. акад. наук. 2010. Т. 12. № 4.

### References

1. Stepanova T. Technology of surface hardening of machine parts: a training manual. Ivan. State. Chem. technol. University. Ivanovo, 2009. 64 p.
2. Tabacov V. P., Chihranov A. V. Determination of mechanical properties of wear-resistant ion-plasma coatings based on titanium nitride materials in the collection // Proceedings of the Samara Scientific Center of the Russian Academy of Sciences. 2010. Vol. 12, № 4.

© Сыроежко С. Ю., Амелченко Н. А., Утенков В. Д., 2013

УДК 621.923.9

## ВЛИЯНИЕ ПОВЕРХНОСТНО-АКТИВНЫХ ВЕЩЕСТВ НА ЭФФЕКТИВНОСТЬ РЕЗАНИЯ ПРИ АБРАЗИВНО-ЭКСТРУЗИОННОЙ ОБРАБОТКЕ

*Л. П. Сысоева, А. С. Сысоев, Ю. В. Метелкин, С. И. Савин*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: sysoeva.tms@mail.ru

*Обоснована целесообразность использования поверхностно-активных веществ в многокомпонентных системах. Описаны механизмы повышения эффективности абразивно-экструзионной обработки путем использования в составе рабочей среды поверхностно-активных веществ. Проведены исследования по выбору вида поверхностно-активных веществ и их концентрации в рабочей среде.*

*Ключевые слова: абразивно-экструзионная обработка, рабочая среда, адгезионное взаимодействие, поверхностное натяжение, поверхностно-активное вещество.*

## THE INFLUENCE OF SURFACE-ACTIVE AGENTS ON THE CUTTING EFFICIENCY AT THE ABRASIVE FLOW MACHINING PROCESS

*L. P. Sysoeva, A. S. Sysoev, Yu. V. Metelkin, S. I. Savin*

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: sysoeva.tms@mail.ru

*The expediency of the use of surface-active agents in multi-component systems is proved. The mechanisms of increase of the abrasive flow machining process efficiency by the use of surface-active agents as a component of a working medium are described. The researches for the choice of a surface-active agent kind and its concentration in a working medium are carried out.*

*Keywords: abrasive flow machining process, working medium, adhesion interaction, surface tension, surface-active agent.*

Эффективность абразивно-экструзионной обработки (АЭО) зависит от характера взаимодействия на границе раздела фаз в трибологической системе «металл – полимер – абразив».

При различном соотношении величин адгезионных и когезионных связей компонентов во фрикционной системе возникают различные виды трения: внешнее, когда силы адгезионного взаимодействия ничтожно малы по сравнению с когезионной прочностью материала; внутреннее трение в материале при превышении адгезионных сил над силами межмолекулярного взаимодействия внутри фазы; смешанное трение (трение с проскальзыванием), когда прочность адгезионной связи сравнима с когезионной прочностью одного из компонентов системы [1].

Согласно теории молекулярного (адгезионного) взаимодействия, внешнее трение осуществляется на отдельных пятнах контакта, возникающих в результате деформаций неровностей (внедрение или смятие) [2]. Образование адгезионного шва имеет место всегда, когда на поверхности твердого тела есть избыточная энергия (поверхностное натяжение). При относительном сдвиге тел происходит разрушение адгезионных «мостиков», возникающих на границе раздела фаз, что требует приложения напряжения, превышающего силу когезионного взаимодействия внутри фаз.

В зависимости от характера разрушения возникающей адгезионной связи различают адгезионное разрушение (положительный градиент), происходящее по месту образования связи, и когезионное разрушение

(отрицательный градиент) на некоторой глубине. Согласно закону градиента сдвигового сопротивления [2], для обеспечения внешнего трения необходимо наличие на поверхности твердого тела ослабленного слоя, локализирующего деформацию сдвига, т. е. образовавшаяся фрикционная связь должна быть тем менее прочна, чем глубже лежащие слои. Следовательно, для облегчения перехода от внутреннего трения к внешнему необходимо препятствовать образованию адгезионного шва путем снижения поверхностного натяжения в зоне контакта, для чего предложено ввести в состав РС поверхностно-активные вещества (ПАВ) в качестве модификатора, такие как керосин, сульфифрезол, нитрит натрия, калиевое мыло, триэтаноламин и т. д.

Эффективность использования ПАВ зависит от их концентрации в РС до достижения определенного предела растворимости (так называемой критической концентрации) или предельной адсорбции. Известно, что при увеличении концентрации ПАВ адсорбция возрастает сначала резко, потом все медленнее, асимптотически приближаясь к предельной адсорбции, когда вся поверхность РС оказывается полностью занятой молекулами ПАВ, и дальнейшее увеличение концентрации ПАВ в РС не может ничего изменить в ее поверхностном слое [3]. Следовательно, именно определение концентрации ПАВ, соответствующей его предельной адсорбции на поверхности РС, необходимо для подбора оптимального процентного содержания ПАВ.

В лаборатории экструзионного шлифования (СибГАУ) было проведено исследование по выбору

ПАВ и определению влияния его концентрации на эффективность обработки. Эксперименты выполнены на установке МР-1, позволяющей моделировать процесс резания единичным абразивным зерном при АЭО [4]. Установка позволяет варьировать углы конического индентора, имитирующего микровыступы зерна, и силы резания в диапазоне, соответствующем диапазону рабочего давления при АЭО.

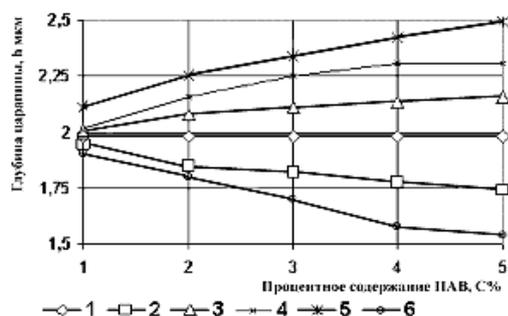


Рис. 1. Зависимость глубины царапины  $h$  индентором с углом  $60^\circ$  от процентного содержания в РС ПАВ: 1 – чистый нитролигнин; 2 – керосин; 3 – триэтанолламин; 4 – калиевое мыло; 5 – нитрит натрия; 6 – сульфофрезол

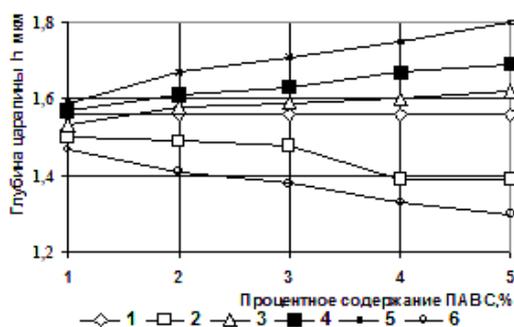


Рис. 2. Зависимость глубины царапины  $h$  индентором с углом  $90^\circ$  от процентного содержания в РС ПАВ: 1 – чистый нитролигнин; 2 – керосин; 3 – триэтанолламин; 4 – калиевое мыло; 5 – нитрит натрия; 6 – сульфофрезол

В результате экспериментов было установлено, что наиболее заметное влияние из исследуемых веществ на глубину резания оказывает нитрит натрия (рис. 1).

При этом эффективность резания возрастает с увеличением процентного содержания ПАВ до концентрации 5 % (рис. 2).

Дальнейшее увеличение концентрации ПАВ в РС, превышающее его предельную адсорбцию, приводит к заметному изменению реологических свойств готовой РС. Поэтому для повышения эффективности абразивно-экструзионной обработки в состав рабочей среды рекомендовано добавлять ПАВ (5 % нитрита натрия).

### Библиографические ссылки

1. Трояновская Г. И., Зеленская М. Н. Определение порога внешнего трения при контактировании полимера и металла // Теория трения, износа и смазки : тез. докл. Всесоюз. науч. конф. Ч. I. Теория трения и износа. Ташкент, 1975. С. 41–42.
2. Крагельский И. В., Добычин М. Н., Комбалов В. С. Основы расчетов на трение и износ. М. : Машиностроение, 1977. 526 с.
3. Фролов Ю. Г. Курс коллоидной химии. Поверхностные явления и дисперсные системы : учебник для вузов. М. : Химия, 1988. 464 с.
4. Сысоев С. К., Сысоев А. С. Экструзионное хонингование деталей летательных аппаратов: теория, исследования, практика : монография / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2005. 220 с.

### References

1. Trojanovskaja G. I., Zelenskaja M. N. *Opređenje poroga vneshnego trenija pri kontaktirovanii polimera i metalla // Teorija trenija, iznosa i smazki, vol. I. Teorija trenija i iznosa.* Tashkent, 1975, pp. 41–42.
2. Kragel'skij I. V., Dobychin M. N., Kombalov V. S. *Osnovy raschetov na trenie i iznos.* M. : Mashinostroenie, 1977. 526 p.
3. Frolov Ju. G. *Kurs kolloidnoj himii. Poverhnostnye javlenija i dispersnye sistemy.* M. : Himija, 1988. 464 p.
4. Sysoev S. K., Sysoev A. S. *Jekstruzionnoe honingovanie detalej letatel'nyh apparatov: teorija, issledovanija, praktika* (Extrud honung of aircraft details: the theory, research, practice). Krasnojarsk, 2005. 220 p.

© Сысоева Л. П., Сысоев А. С., Метелкин Ю. В., Савин С. И., 2013

УДК 621.6.09:534.01

## ОПТИМИЗАЦИЯ ПОГРЕШНОСТИ ПРИ ТОЧЕНИИ ЗАГОТОВОК ИЗ КОНСТРУКЦИОННЫХ СТАЛЕЙ

Д. А. Тоцкий, Д. В. Чураков, Д. В. Латюк, Ю. А. Филиппов

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: Xvostovsky@mail.ru

Изложены режимы точения конструкционной стали после нормализации с целью оптимизации мощности резания и повышения технологической загрузки станка, освоения прогрессивных режимов формообразования контура детали.

Ключевые слова: точение, сталь, мощность резания, глубина резания, подача.

## OPTIMIZATION OF ERROR IN MACHINING OF WORKPIECES MADE OF STRUCTURAL STEELS

D. A. Totskii, D. V. Churakov, D. V. Latiuk, Iu. A. Filippov

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: Xvostovsky@mail.ru

*The modes of structural steel turning after normalization with the purpose of optimization of cutting power and increase of technological machine utilization, the development of advanced modes of detail contours shaping are given in the paper.*

*Keywords: turning, steel, cutting power, depth of cutting, filing.*

В производстве изделий машиностроения операции механической обработки занимают порядка 43–51 % от общей трудоемкости изготовления, причем одну треть деталей получают точением, обеспечивающим получение сложных контуров с кривыми второго и третьего порядка [1].

Технологический процесс точения заготовок сопровождается вариацией амплитуды поперечных и угловых колебаний, влияющих на формирование шероховатости поверхностного слоя детали и точности геометрии заданного контура. Из множества факторов, влияющих на динамику процесса точения, заметное влияние оказывают скорости резания и подачи, угловые параметры реза. Полученные результаты были занесены в таблицу.

Эксперименты проводились на обрабатываемом

центре токарной группы фирмы HAAS модели SL-20LHE при точении корпусной детали из стали.

Станок отвечает отечественным нормам геометрической и технологической точности. Материал заготовки – нормализованная конструкционная сталь марки 40X по ГОСТ 4542–71 с 32 НВ. Измерения проводились поверенными средствами контроля параметров технологического процесса. По результатам измерения построен график, отражающий изменение мощности резания в зависимости от подачи, представленный на рис. 1.

При увеличении скорости подачи в 1,5 раза мощность резания возросла в 1,88 раза при глубине резания 1 мм и в 1,47 раза при глубине резания 2 мм. Это подтверждает гипотезу о повышении эффективности механической обработки с ростом глубины резания.

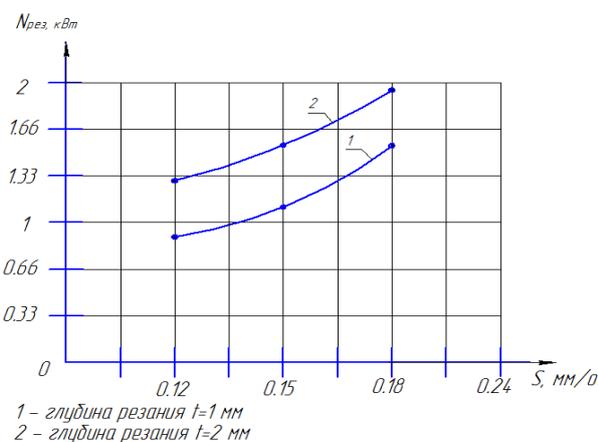


Рис. 1. Изменение мощности резания в зависимости от подачи

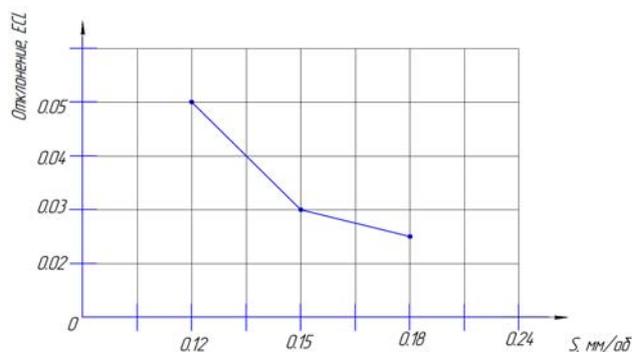


Рис. 2. Вариация точности формообразования в зависимости от скорости подачи

### Результаты инструментального измерения параметров процесса точения

Глубина резания $t$ , мм	Скорость резания $U$ , м/мин	Подача $S$ , мм/об	Мощность резания $N$ , кВт	Допуск по чертежу, мм	Фактическое отклонение, мм
1	200	0,12	0,8	0,1	0,05
1	250	0,12	1,1	0,1	0,05
1	300	0,12	1,2	0,1	0,05
1	200	0,15	1,1	0,1	0,03
1	200	0,18	1,5	0,1	0,03
2	200	0,12	1,3	0,1	0,05
2	250	0,12	1,5	0,1	0,04
2	300	0,12	1,7	0,1	0,04
2	200	0,15	1,5	0,1	0,03
2	200	0,18	1,9	0,1	0,025

В эксперименте установлено, что с ростом скорости подачи при глубине резания 1–2 мм точность формирования не ухудшилась (рис. 2), что позволяет оптимизировать процесс точения по показателям точности и качества.

#### Библиографическая ссылка

1. Сборник задач и упражнений по технологии машиностроения / В. И. Аверченков, О. А. Горленко,

В. Б. Ильинский и др. М. : Машиностроение, 1988. 192 с.

#### Reference

1. Collection of problems and exercises on technology of mechanical engineering [text] / V. I. Averchenkov, O. A. Gorlenko, V. B. Ilyinsky. M. : Mashinostroenie, 1988. 192 p.

© Тоцкий Д. А., Чураков Д. В., Латюк Д. В., Филиппов Ю. А., 2013

УДК 658.512.011.56

## ГРУППОВАЯ ТЕХНОЛОГИЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ФИТИНГОВ

*В. Д. Утенков*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М.Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: sibsau-tms@mail.ru

*Рассматриваются вопросы повышения качества изготовления фитингов методом модульно-групповой технологии, автоматизации проектирования технологических процессов с оптимизацией режимов резания и унификацией режущих инструментов.*

*Ключевые слова: качество, групповая технология, автоматизация, технологический процесс, проектирование.*

## GROUP TECHNOLOGY of FITINGS FABRICATION

*V. D. Utenkov*

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: sibsau-tms@mail.ru

*The problems of increasing of fittings fabrication quality by the method of module-group technology, automation of technological processes designing with the optimization of the cutting modes and cutting instruments unification are considered in the paper.*

*Keywords: quality, group technology, automation, technological process, designing.*

К качеству деталей авиационно-космической техники предъявляются жесткие требования исходя из обеспечения эксплуатационных показателей. Обеспечение качества производства таких изделий непосредственно связано с задачами автоматизации технологической подготовки производства, а решение задачи автоматизации технологической подготовки серийного производства связано с формализацией процесса проектирования технологии.

Производство деталей типа фитингов (угольники, тройники, крестовины) является многономенклатурным, с небольшими величинами серий каждого наименования, а эффективность работы предприятия зависит от их гибкости и способности с наименьшими затратами переходить на выпуск новых изделий, что достигается автоматизацией процессов изготовления изделий и технологической подготовки их производства (ТПП), что связано с автоматизацией серийного производства и созданием условий, отвечающих по производительности крупносерийному или массовому производству, а по гибкости – серийному [1], чему соответствует организация группового производства.

Одним из этапов технологической подготовки гибкого производства является разработка классификации деталей по геометрическим признакам. Для этого синтезирован комплексный наконечник из набора представительных элементарных поверхностей, а также применена единая система простановки размеров исходя из условия единства конструкторской и технологической баз фитингов – точки пересечения осей наконечников [2].

Типизация конструкций наконечников по признаку использования единого набора режущего инструмента позволяет классифицировать их как отдельные самостоятельные детали с присвоением им кода по технологическому классификатору (согласно принятой системе кодирования деталей), дает возможность использовать единую геометрическую базу данных, обеспечивающую сокращение сроков автоматизированной подготовки производства. Методом синтеза можно получить любую конструкцию угольника, тройника или крестовины, записывая в определенном порядке коды наконечников и их типоразмеры.

Такая классификация фитингов позволяет значительно сократить объем технологической подготовки

производства путем укрупнения партий изделий за счет группирования окончечников и разработки группового ТП их изготовления, а методом синтеза ТП изготовления окончечников получать ТП обработки всего угольника, тройника или крестовины.

Разработка технологического процесса предусматривает такие взаимосвязанные уровни проектирования [3]: 1) принципиальной схемы обработки заготовки; 2) формирования маршрута обработки поверхностей; 3) разработку операционной технологии. То есть устанавливается принцип иерархичности, означающий структурирование представлений об объекте проектирования как совокупности составляющих частей каждого уровня на более мелкие элементы ниже лежащего уровня. Степень детализации принимаемых решений последовательно возрастает при переходе от верхнего уровня к последующему ниже лежащему, а все решения, принятые на верхнем уровне, являются исходными для ниже лежащего. Основой исходных данных для высшего уровня проектирования технологии механообработки является чертеж изделия с необходимыми техническими требованиями, что приводит к необходимости разбиения детали на составляющие конструктивные элементы.

Формы деталей разнообразны и состоят из обвода (основной формы) и дополнительных элементов (резьбы, канавки, выточки и т. д.), которые расчленяются на представительные элементарные поверхности, описываемые определенным геометрическим законом и условием расположения относительно других. Все поверхности классифицируются и кодируются. Между элементарными поверхностями, методами их обработки и инструментом, которым они обрабатываются, устанавливается однозначная связь, что позволяет разработать алгоритмы выбора метода обработки и инструмента по коду элементарной поверхности. Схема обработки элементарной поверхности непосредственно связана с геометрическими параметрами, требованиями по точности и качеству (что в полной мере отражает рассматриваемая модель процесса проектирования), материалом обрабатываемой заготовки, материалом и геометрией режущего инструмента.

Любой окончечник фитинга синтезируется из отдельных элементарных унифицированных поверхностей, а сам процесс отражает сущность конструирования. Синтез окончечника осуществляется на основе математических моделей описания структуры конструкции детали с точки зрения построения технологии ее изготовления [4]. Элементарные поверхности кодируются по способу обработки, так как между элементарными поверхностями и инструментами существует связь, определяемая процессом формообразования и позволяющая осуществлять выбор инструмента по коду поверхности, включающему в себя условия, характеризующие вход и выход режущего инструмента при обработке данной поверхности.

Для каждого конструктивного элемента создается программно-технологический модуль (ПТМ) по видам обработки со своим математическим обеспечением, формализуемый на уровне инструментальных переходов и состоящий из пяти блоков: номера модуля, параметров модуля, эскиза обработки, траектории перемещения инструмента, управляющей программы перехода.

Выбор ПТМ осуществляется оператором при вводе геометрического описания детали и фиксируется через коды элементарных поверхностей. Формирование ПТМ продолжается автоматически в соответствии с конструктивными параметрами и требованиями, предъявляемыми к фитингу. Программно-математическое обеспечение решает задачи выбора плана обработки, расчета оптимальных режимов резания и формирует управляющую программу. По методу модульной технологии наиболее просто синтезируются ТП обработки деталей, когда ПТМ соответствует конструктивному элементу, что упрощает задачу идентификации при поиске необходимого технологического решения и когда имеется технологическая завершенность и независимость модуля.

Принцип групповой технологии позволил сформировать библиотеку модулей, которая используется при структурном синтезе операций, что позволило формализовать и ускорить разработку ТП и повысить их надежность и качество.

### Библиографические ссылки

1. Технологическая подготовка ГПС / С. П. Митрофанов, Д. Д. Куликов, О. Н. Миляев, В. С. Падун / под общ. ред. С. П. Митрофанова. Л. : Машиностроение. Ленингр. отд-ние, 1987. 352 с.
2. Кравченко В. Е., Утенков В. Д., Павлов А. Г. Модульно-групповая технология изготовления деталей // Автоматизация и диагностика технологических процессов. Луцк, 1990. С. 59–60.
3. Кондратов С. Ф., Григорьев Е. В. Об одном подходе к разработке экспертных систем автоматизированного проектирования дискретных технологических процессов механообработки : справочник // Инженерный журнал. 2001. № 6. С. 15–18.
4. Утенков В. Д., Филиппов Ю. А., Тарасов Г. Ф. Математическое описание детали для САПР технологических процессов // Современные технологии в машиностроении : сб. материалов IV Всерос. науч.-практ. конф. Ч. 1. Пенза, 2001. С. 166–169.

### References

1. Tehnologicheskay podgotovka GPS / S. P. Mitrofanov, D. D. Kulikov, O. N. Milayev, V. S. Padun / pod obsch. red. S. P. Mitrofanova. L. : Mashinostroenie, 1987. 352 p.
2. Kravchenko V. E., Utenkov V. D., Pavlov A. G. Modulno-grupovay tehnologiy izgotovleniya detaley // Avtomatizaciay i diagnostika tehnologicheskikh processov. Luck, 1990, p. 59–60.
3. Kondratov S. A. Grigoriev E. V. Ob odnom podhode k razrabotke ekspertnih system abtomatizirovannogo proektirovaniya diskretnih tehnologicheskikh processov mehanoobrabotke : Spravochnik // I=Enjenerniy jurnal. 2001, № 6, p. 15–18.
4. Utenkov V. D., Filippov U. A., Tarasov G. F. Matevaticeskoe opisaniye detail dlya SAPR tehnologicheskikh processov // Sovremennyye tehnologiy v mashinostroenie : sb. materialov IV Vseros. nauch.-prakt. konf. Ch. 1. Penza, 2001, p. 166–169.

УДК 621.396.67

## УСТРОЙСТВА ДЛЯ РАБОТЫ С СОТОВЫМ ЗАПОЛНИТЕЛЕМ ПРИ ИЗГОТОВЛЕНИИ ЗЕРКАЛЬНЫХ РЕФЛЕКТОРОВ

*В. Е. Чичурин, А. В. Наговицин, Е. В. Патраев, М. М. Михнёв, Н. М. Лукина*

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина 52

*Отражены основные особенности технологии подготовки сотового заполнителя перед установкой в рефлектор, раскрыты основные устройства и методы работы по монтажу заполнителя.*

*Ключевые слова: сотовый заполнитель, рефлектор, раскрой сот.*

## THE DEVICE FOR WORK WITH HONEYCOMB FILLER IN THE MANUFACTURE OF MIRROR REFLECTORS

*V. E. Chichurin, A. V. Nagovitsin, E. V. Patraev, M. M. Michnev, N. M. Lukina*

JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”  
52, Lenin Str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia

*The main features of a honeycomb preparatory technology before installing the reflector are stated, the major devices and work methods of placeholder installation are described.*

*Keywords: honeycomb filler, reflector, and honeycomb cutting.*

Зеркальный рефлектор входит практически в любую радиотехническую систему с целью передачи и приема электромагнитных волн. Для функционирования рефлектор должен иметь определенную геометрическую форму, которая изготавливается с заданной точностью.

На конечный результат изготовления рефлектора влияет множество факторов: материал оболочек, схема армирования оболочек, схема раскроя сотового заполнителя, технология выкладки заготовок препрега, установка сотового заполнителя, температурно-влажностный режим в помещении при выкладке, режим полимеризации и т. д.

Данные факторы можно условно разделить на две группы: конструкционные и технологические. К конструкционным можно отнести факторы, которые задаются исходными требованиями к рефлектору, такие как материал оболочек, схема армирования, схема раскроя и выкладки сотового заполнителя. Технологические факторы включают в себя подготовку зоны для выкладки, разработку технологии выкладки материала на поверхность формообразующей оснастки, сборку сотового заполнителя и работу с собранным пакетом перед выкладкой, отработка режима полимеризации.

Заказчик определяет конструкторские требования, технология должна их обеспечить. Одним из критичных факторов в технологии изготовления рефлекторов является работа с сотовым заполнителем, с увеличением геометрических размеров рефлектора значимость данного фактора возрастает.

Подготовка сотового заполнителя включает в себя: раскрой сот на отдельные блоки (раскрой производится на основании данных, полученных из трехмерной модели), сборку сотового заполнителя на поверхности приспособления, монтаж вакуумного чехла с последующей термофиксацией сотового заполнителя под воздействием температуры и давления.

Собранный и термически обработанный сотовый блок необходимо демонтировать с поверхности приспособления для формования. При размерах рефлектора до 400 мм сотовый заполнитель снимается вручную и может храниться без дополнительных приспособлений на столе, дополнительного оснащения при перемещении не требуется. Увеличение геометрических размеров сотового заполнителя для рефлекторов до 1 000 мм требует применения дополнительного оснащения (подставки) при хранении и перемещении. При этом транспортирование с применением подставки можно осуществлять вручную. Рефлекторы с габаритами более 1 000 мм требуют применения специализированных устройств для хранения и перемещения заготовок из сотового заполнителя, также блок можно снимать отдельными частями и хранить их в разобранном виде.

В данной статье рассматривается работа с сотовым заполнителем для рефлекторов с габаритами более 1 000 мм. Заготовка сотового заполнителя рефлектора более 1 000 мм состоит из отдельных частей, количество которых может превышать 150 шт. На первом этапе применялся метод частичной или полной разборки заготовки сотового заполнителя после термофиксации и сборки его на выложенном пакете материалов обшивки. При этом при повторной сборке сотовый заполнитель не занимал своего исходного положения.

Вторым этапом был опробован метод фиксации заготовок сотового заполнителя при помощи клеевой пленки на оправке (клеевая пленка устанавливалась с тыльной поверхности) с последующим перемежением сотового заполнителя в сборе и установкой на подставку для хранения. При этом из-за недостаточной жесткости сборки сотового заполнителя происходила его деформация и смещение по стыкам отдельных заготовок.

Третьим этапом была попытка усовершенствовать методики съема сотового заполнителя, описанной во втором этапе. Для этого была изготовлена оснастка с вакуумной системой. Однако данный метод не дал положительного результата.

Четвертым этапом было изготовление силового корсета, повторяющего внешнюю поверхность сотового заполнителя. Корсет устанавливался на заготовки сотового заполнителя через клеевую пленку (в отдельных местах), жесткости корсета при этом достаточно для выполнения манипуляций по демонтажу, перемещению и установке сотового заполнителя на поверхность обшивки.

Частичная или полная разборка сотового заполнителя приводит к деформации, при повторной сборке после хранения соты не занимают своего исходного положения. При нанесении клеевой пленки на внешнюю поверхность сотового заполнителя возможным становится демонтаж заготовки сотового заполнителя в сборе, но при этом заготовка стремится под собственным весом провалиться в центре, происходят под-

вижки и смещения отдельных заготовок. Для предотвращения складывания блока в сборе была изготовлена оснастка для демонтажа сотового заполнителя за счет вакуума, но так как сложно повторить внешнюю поверхность сотового заполнителя с нанесенной клеевой пленкой, то эффективность оснастки была низкой, блок в сборе держался слабо, при установке на выложенной пакет процесс становился неуправляемым.

Перспективным направлением в развитии устройств по работе с сотовым заполнителем является работа с силовым корсетом, технология изготовления позволяет получать его с требуемым профилем для любого сотового заполнителя. В зависимости от габаритов рефлектора можно регулировать жесткость корсета, сотовый заполнитель в зафиксированном на корсете состоянии может проходить весь цикл подготовки перед установкой в сборку рефлектора без габаритно-массовых ограничений.

© Чичурин В. Е., Наговицин А. В., Патраев Е. В.,  
Михнёв М. М., Лукина Н. М., 2013

УДК 621.6.09:534.01

## ОСОБЕННОСТИ ТЕХНОЛОГИИ ПРОИЗВОДСТВА ГИБКИХ МИНИ-ТРУБОПРОВОДОВ

*Д. В. Чураков, Д. А. Тоцкий, А. Е. Саклакова, Ю. А. Филиппов*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
E-mail: dv.churakov@gmail.com

*Приведены результаты анализа конструкции гибких мини-трубопроводов. Рассматриваются методы нанесения покрытий и возможные материалы для изготовления гибких волноводов. Выполнен обзор дальнейшего развития технологии производства гибких волноводов.*

*Ключевые слова: гибкий волновод, бериллиевая бронза, гофрированная поверхность.*

## FEATURES OF PRODUCTION TECHNOLOGY OF FLEXIBLE MINIPIPELINES

*D. V. Churakov, D. A. Totskii, A. E. Saklakova, Yu. A. Filippov*

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochoy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: dv.churakov@gmail.com

*The data on the analysis of flexible mini pipelines construction are provided. Methods of coating and possible materials for the manufacture of flexible waveguides are considered. The review of the further development of the production technology of flexible waveguides is carried out.*

*Keywords: flexible waveguide, beryllium copper, corrugated surface.*

В производстве изделий авиационно-космической техники широко используются различные гибкие трубопроводы, из которых в особую группу входят трубопроводы для высокочастотных волноводных трактов. Данные трубы по форме сечения имеют следующие обозначения: прямоугольные – П, плоские прямоугольные – ПП, гребневые П-образного сечения – ГП, гребневые Н-образного сечения – ГН, круглые – К, эллипсные – Э. Несомненно, наиболее сложным профилем является сечение ГН. Мини-трубопроводы

волноводные по соотношению сторон сечения прямоугольника близки к 1:2 [1].

Для уменьшения затухания энергии применяют различные покрытия, включая серебряные. Причем, толщина покрытия должна быть не менее глубины проникновения тока. По первоисточникам покрытия серебром для 10 см волн составляют 25–30 мкм, 3 см волн 12–15 мкм, а для миллиметрового диапазона 7–10 мкм. При этом существенное влияние на затухание имеет шероховатость поверхности волновода.

Многочисленные измерения показывают, что омические потери в линиях сверхвысоких частот очень зависят от малейших несовершенств поверхности. По этой причине к изготавливаемым волноводам предъявляются жесткие требования по качеству их изготовления. Параметры шероховатости не должны превышать  $Ra$  0,12 мкм для посеребренного волновода на частоте 100 ГГц. Очень хорошая обработка поверхности волноводов получается путем осаждения их на стальные оправки. В настоящее время используются минитрубопроводы сечением 10×23; 16×8; 11×5,5; 7,8×3,4 мм.

Для изготовления трубопроводов применяют как металлические, так и неметаллические материалы. Например, бериллиевые бронзы (Бр2,0; Бр2,5; ВНТ1,7; ВНТ1,9) хорошо работают при температурах от –60 до +150 °С. После закалки (нагрев до 780–800 °С с охлаждением в воде) бериллиевая бронза имеет низкую прочность и высокую пластичность, что позволяет успешно изготавливать трубы и формовать сложные контуры. Трубопроводы из бериллиевой бронзы обладают стойкостью к атмосферным условиям, хорошо поддаются сварке и пайке.

Волноводы бортовой аппаратуры зарубежных космических аппаратов имеют высокие технические характеристики:

1. Масса волноводов существенно меньше (на 50–100 %) по следующим причинам:

а) толщина стенки волноводных труб равна 0,635 мм, имеются сведения о толщине 0,5 мм;

б) волноводные фланцы устанавливаются только по интерфейсам, все промежуточные соединения выполняются с помощью муфт;

в) неразъемные соединения элементов волноводов выполняются пайкой твердыми высокотемпературными припоями;

г) гибкие секции интегрированы в состав волновода.

2. Затухание СВЧ энергии в волноводах существенно ниже (до 20 %) ввиду изготовления труб с более высоким качеством рабочих поверхностей.

Представленные данные подтверждают необходимость проведения работ по доведению основных технических характеристик отечественных волноводов до уровня лучших современных зарубежных образцов:

– снижение массы до 50 % в зависимости от конфигурации;

– снижение потерь СВЧ энергии до 20 % [2].

На данный момент происходит дальнейшее развитие этой отрасли, связанное с освоением новых частотных диапазонов. Использование гибких волноводных трактов с гофрированной поверхностью обеспечивает сохранение положения плоскости поляризации в волноводе независимо от трассировки, отсутствие стыков улучшает электрические параметры фидера. Совокупность данных свойств делает использование гибких волноводов незаменимым при проектировании и изготовлении современной авиационно-космической техники, а также наземных фидерных трактов высокочастотных диапазонов для питания антенн.

#### Библиографические ссылки

1. Ефимов И. Е., Шермина Г. А. Волноводные линии передачи. М. : Связь, 1979. 232 с.

2. Фролов О. П. Антенны и фидерные тракты для радиолинейных линий связи. М. : Радио и связь, 2001. 416 с. : ил.

#### References

1. Efimov I. E., Shermina G. A. The waveguide transmission line. M. : Svyaz, 1979. 232 p.

2. Frolov O. P. Antenna and feeder paths for radiolinenykh lines. M. : Radio i svyaz, 2001. 416 p.

© Чураков Д. В., Тоцкий Д. А., Саклакова А. Е., Филиппов Ю. А., 2013

УДК 621.6.09:65.012.23(075)

### ОСОБЕННОСТИ ТЕХНОЛОГИИ КРИОГЕННЫХ ИСПЫТАНИЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

*Н. Ф. Янковская, В. А. Будьков, Н. Л. Ручкина, А. Е. Саклакова, Е. В. Раменская*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: nat-yan.1@yandex.ru

*Изложены результаты априорных исследований скорости охлаждения агрегатов космических аппаратов (КА) в погружном азотном криостате. Получено уравнение для анализа процесса охлаждения, которое учитывает технологические параметры хладагента и их дивергенцию. Выявлен эффект скачкообразного изменения скорости охлаждения объекта испытания. Результаты работы позволяют моделировать рабочий процесс охлаждения для уточнения программы и методики испытаний.*

*Ключевые слова: криогенные испытания, моделирование, хладагент, азот, технология.*

## FEATURES OF CRYOGENIC TEST TECHNOLOGY FOR SPACE VEHICLES

N. F. Jankovskaja, V. A. Bud'kov, N. L. Ruchkina, A. E. Saklakova, E. V. Ramenskaja

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: nat-yan.l@yandex.ru

The results of a priori studies of cooling rate of the spacecraft (CA) units in the immersion nitrogen cryostat are shown. The equation for the analysis of the cooling process, which takes into account refrigerant process parameters and their divergence, is received. The effect of abrupt changes in the cooling rate of the test subjects is revealed. The results of work allow simulating the cooling process to refine the program and testing procedures.

Keywords: cryogenic testing, modeling, refrigerant, nitrogen, technology.

В технологии производства изделий авиационной техники и космических аппаратов (КА) используются различные виды испытаний, из которых наиболее сложными являются криогенные. Для получения низких температур чаще всего используются криогенные жидкости с характерной низкой температурой кипения. Температуры кипения наиболее распространенных хладагентов, находятся в диапазоне от 4,2 К до 90 К. Поэтому интервалы температур, получаемые с помощью различных хладагентов составляют 63–78 К для азота, 1,0–4,2 К для гелия-4 и 0,3–1 К для гелия-3 [1].

Несмотря на большое разнообразие жидких хладагентов, в основном применяются жидкий гелий и жидкий азот, так как водород и кислород чрезвычайно взрывоопасны.

Скорость процесса охлаждения обечайки и объекта испытания в криостате с жидким азотом аппроксимируется функцией

$$y = Rx + Ux^2 + 0,6e^{-V_c(x-r)^2} + V_c, \quad (1)$$

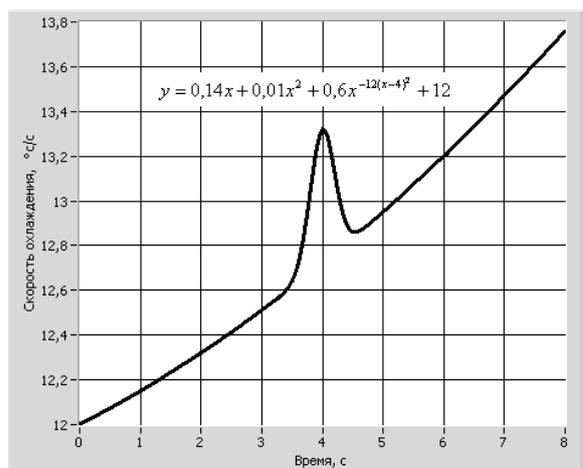
где  $R$  – параметр, отражающий показатель адиабаты азота;  $U$  – параметр, учитывающий изменение отношения энтальпий газа к теплоте парообразования азота;  $V_c$  – средняя скорость изменения температуры поверхности, °C/с;  $x$  – текущее технологическое время испытания, с;  $r$  – точка дивергенции вектора.

Частное решение уравнения (1) в виде образно-знаковой модели реализовано в прикладном пакете LabVIEW и представлено на рисунке.

Координаты точек перегиба характерной кривой охлаждения уравнения второго порядка описываются и определяются по следующим изменениям технологической среды вследствие:

- проявления градиента температуры хладагента в зоне контакта с поверхностями обечайки и объекта испытания;
- вариации плотности в микрообъеме рабочей камеры криостата;
- изменения удельной теплоемкости жидкости хладагента;
- разности теплопроводности хладагента в технологическом процессе испытания;
- непостоянства температуропроводности жидкого азота;

– уменьшения площади контакта омывания хладагента обечайки и объекта испытания.



Образно-знаковая модель скорости охлаждения объекта испытания в жидком азоте

Изложенные критерии описывают скачок скорости охлаждения в частном случае при  $x = 4 \pm 0,5$ .

Таким образом, на основе разработанной математической модели скорости охлаждения поверхности обечайки появляется возможность качественной оптимизации технологического процесса контрольно-выборочных испытаний агрегатов космических аппаратов.

### Библиографическая ссылка

1. Криогенные системы / А. М. Архаров, В. П. Беляков, Е. И. Никулин и др. М. : Машиностроение, 1987. 380 с.

### Reference

1. Arharov A. M., Beljakov V. P., Nikulin E. I. Kriogennye sistemy. M. : Mashinostroenie, 1987. 380 p.

© Янковская Н. Ф., Будьков В. А., Ручкина Н. Л., Саклакова А. Е., Раменская Е. В., 2013

*Секция*

**«НАНОМАТЕРИАЛЫ И НАНОТЕХНОЛОГИИ  
В АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ОБЛАСТИ»**



УДК 539.21:537.86

**СТРУКТУРНЫЕ И МАГНИТОРЕЗИСТИВНЫЕ СВОЙСТВА  $Gd_xMn_{1-x}S$**

С. С. Аплеснин, М. Н. Ситников, А. В. Гирн

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М.Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: kineru@mail.ru

Для трех составов  $Gd_xMn_{1-x}S$  ( $x = 0,1; 0,15; 0,2$ ) проведены измерения электрического сопротивления двух- и четырехконтактным методом в области температур  $80 K < T < 600 K$  без магнитного поля и в магнитном поле  $H = 0,8 Tл$ . Установлено что в твердых растворах  $Gd_xMn_{1-x}S$  для всех составов наблюдаются магниторезистивные эффекты.

Ключевые слова: магниторезистивный эффект, полупроводники, электросопротивление.

**STRUCTURAL AND MAGNETORESISTIVE PROPERTIES  $Gd_xMn_{1-x}S$**

S. S. Aplesnin, M. N. Sitnikov, A. V. Girn

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochoy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: kineru@mail.ru

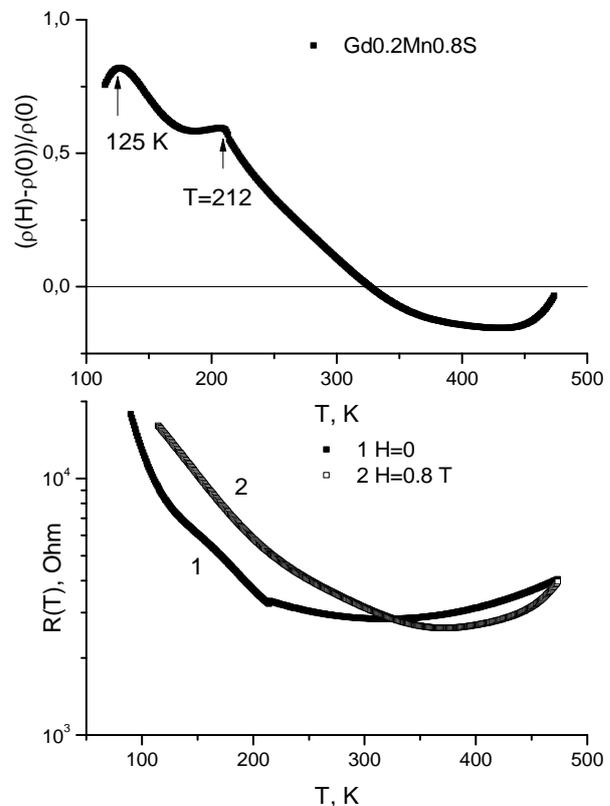
For the three compounds  $Gd_xMn_{1-x}S$  ( $x = 0,1; 0,15; 0,2$ ) the electric resistance are measured by two and four – contact method in the temperature region  $80 K < T < 600 K$  in zero magnetic field and in magnetic field  $H = 0,8 Tesla$ . It is found that in solid solutions  $Gd_xMn_{1-x}S$  for all compositions magnetoresistive effects is observed.

Keywords: magnetoresistive effect, semiconductance, resistivity.

Полуметаллы, полученные на основе магнитных полупроводников, являются потенциальными объектами для применения материалов в спинтронике. Сульфиды марганца, замещенные гадолинием, образуют твердые растворы с полуметаллическим типом проводимости. Потенциальная привлекательность данных соединений связана и с тем, что изотопы гадолиния поглощают нейтроны, что может быть использовано в аэрокосмической промышленности. Моносουλфид  $\alpha$ -MnS – антиферромагнетик ( $T_N = 150 K$ ) с ГЦК решеткой типа NaCl [1]. В его магнитной структуре реализуется ферромагнитное упорядочение магнитных моментов ионов марганца в плоскости типа (111) и антиферромагнитное упорядочение – между плоскостями. Расчеты зонной структуры  $\alpha$ -MnS, выполненные методом функционала электронной плотности, указывают на частичное заполнение верхних хаббардовских  $t_{2g}$ - и  $e_g$ -зон вследствие р-d гибридизации ионов серы и марганца. Проводимость, обусловленная электронами, лежащими ниже уровня Ферми в  $t_{2g}$ - и  $e_g$ -зонах, имеет дырочный характер, что подтверждается измерениями термоЭДС и эффекта Холла [2].

GdS – антиферромагнитный металл с температурой Нееля  $T_N = 45 K$  [3]. Ионы гадолиния имеют электронную конфигурацию  $4f^75d^1$ . Два электрона переходят на ион серы, а один электрон переходит в зону проводимости. Для иона гадолиния f-оболочка заполнена наполовину, и электроны наиболее близко расположены к ядру. Высоко лежащие уровни энергии f-состояний находятся вблизи дна зоны проводимости в окрестности химпотенциала. Зонные состояния образуются в результате s-d гибридизации электронов на катионах марганца и гадолиния.

Изменение удельного электросопротивления в магнитном поле  $H = 0,8 T$ (a) и зависимость сопротивления от температуры в полях  $H = 0$  (1),  $0,8 T$  (2) (b).



Согласно данным рентгеноструктурного анализа образцы  $Gd_xMn_{1-x}S$  ( $0,04 \leq X \leq 0,25$ ) имеют гранецентрированную кубическую (ГЦК) решетку типа NaCl,

X = 0,04				X = 0,1				X = 0,25			
Mn	56,46 0,61	Ir	0,054 0,012	Mn	52,93 0,25	Zn	0,099 0,01	Mn	37,12 0,28	Ti	0,282 0,03
S	34,25 0,41	Pt	0,027 0,013	S	33,16 0,25	Nb	0,007 0,0024	Gd	31,98 1,36	Zn	0,107 0,014
Gd	7,95 2,1	Ba	0,0173 0,0072	Gd	13,08 1,95			S	29,25 0,23	Ca	0,056 0,016
Zn	0,151 0,014	In	0,0105 0,0028	Pt	0,047 0,02			Co	0,619 0,083	K	0,036 0,012
Ta	0,072 0,03	Sb	0,0066 0,0028	Co	0,254 0,036			Pt	0,51 0,21	Hg	0,031 0,014

характерную для  $\alpha$ -MnS. С увеличением степени катионного замещения X параметр элементарной ячейки  $a$  растет от 0,522 нм для  $\alpha$ -MnS до 0,532 нм для  $Gd_{0,3}Mn_{0,7}S$  в соответствии с возрастанием ионного радиуса замещающего элемента ( $r = 0,83 \text{ \AA}$  для Mn,  $r = 0,94 \text{ \AA}$  для Gd). Как следствие, параметр решетки увеличивается с ростом концентрации гадолиния от  $\sim 5,216 \text{ \AA}$  до  $\sim 5,621 \text{ \AA}$  для  $Gd_{0,25}Mn_{0,75}S$ .

Для всех составов проведен рентгено-флуоресцентный анализ. Данные по химическому составу элементов представлены в таблице. Изучение кристаллической структуры полученных образцов проведено при комнатной температуре в монохроматическом  $CuK_{\alpha}$ -излучении на рентгеновской установке ДРОН-3.

Для трех составов  $Gd_xMn_{1-x}S$  ( $x = 0,1; 0,15; 0,2$ ) в области протекания ионов гадолиния по решетке проведены измерения электрического сопротивления двух- и четырехконтактным методом в области температур  $80 \text{ K} < T < 600 \text{ K}$  без магнитного поля и в магнитном поле  $H = 0,8 \text{ Тл}$ .

Для состава с  $x = 0,1$  температурная зависимость сопротивления имеет типичный вид примесного полупроводника, и для  $T > 500 \text{ K}$  сопротивление не зависит от температуры.

Трехвалентные ионы гадолиния образуют донорный уровень, который находится вблизи дна зоны проводимости. При нагревании концентрация электронов на  $Gd^{3+}$  уменьшается, и происходит «вымораживание» примесного уровня, в то время как подвижность носителей тока достигает максимальной величины. В магнитном поле сопротивление увеличивается на несколько процентов в интервале температур  $100 \text{ K} < T < 300 \text{ K}$ , и при дальнейшем нагревании магнитосопротивление резко возрастает и достигает величины 110 % в окрестности  $T = 400 \text{ K}$ .

В случае протекания ионов гадолиния по ГЦК решетке для  $X > X_c = 0,16$  удельное сопротивление при  $T = 300 \text{ K}$  уменьшается в  $10^8$  раз. Зависимость сопротивления от температуры имеет минимум при  $T = 300 \text{ K}$ , проходит через максимум при  $T = 500 \text{ K}$  для состава с  $X = 0,2$ . В магнитном поле эти температуры сдвигаются в область высоких температур. Температурные зависимости удельного сопротивления представлены на (см. рисунок). Магнитосопротивление  $\delta = (\rho(H) - \rho(0)) / \rho(0)$  обнаруживает максимум в области температуры перехода в магнитоупорядоченную фазу и меняет знак с положительного на отрицательный при  $T = 320 \text{ K}$ .

В интервале температур 380–450 K магнитосопротивление по модулю имеет наибольшее значение, и

теплоемкость также обнаруживает широкий максимум [4]. Магниторезистивный эффект в области высоких температур обусловлен электронами  $Gd^{3+}$ , у которого один электрон находится в суперпозиции квантовых 5d и 4f состояний с термом  $^6P_J$ . В ГЦК решетке электрон вырожден по t2g состояниям, и это вырождение снимается в результате взаимодействия с упругими модами колебаний октаэдра, т. е. динамического эффекта Яна–Теллера.

Итак, протекание ионов гадолиния по ГЦК решетке не приводит к металлическому типу проводимости. В твердых растворах  $Gd_xMn_{1-x}S$  для всех составов наблюдаются магниторезистивные эффекты в области высоких температур при  $T > 300 \text{ K}$ , которые объясняются орбитальными степенями свободы электрона.

#### Библиографические ссылки

1. Романова О. Б., Рябинкина Л. И., Соколов В. В., Пичугин А. Ю., Великанов Д. А., Балаев Д. А., Галяс А. И., Демиденко О. Ф., Маковецкий Г. И., Янушкевич К. И. *Solid State Comm.* 150, 2010. С. 602–604.
2. Heikens H. H., Bruggen C. F., Haas C. // *J. Phys. Chem. Soc.* 39, 1978. 833 с.
3. Голубков А. В., Гончарова Е. В., Жузе В. П., Логинов Г. М., Сергеева В. М. *Физические свойства халькогенидов редкоземельных элементов*. Л.: Наука. Ленингр. отд-ние, 1973.
4. Аплеснин С. С., Романова О. Б., Горев М. В., Великанов Д. А., Гамзатов А. Г., Алиев А. М. // *J Phys. : Condens. Matter* 25. 2013. 025802 (5 с.).

#### References

1. Romanova O. B., Ryabinkina L. I., Sokolov V. V., Pichugin A. Yu., Velikanov D. A., Balaev D. A., Galyas A. I., Demidenko O. F., Makovetskii G. I., Yanushkevich K. I. *Solid State Comm.* 150, 2010, pp. 602–604.
2. Heikens H. H., Bruggen C. F., Haas C., *J. Phys. Chem. Soc.* 39, 1978, 833 p.
3. Doves A. V., Goncharova, E. V., José V. P., Loginov G. M., Sergeev V. M. *Fizicheskiye svoystva khal'kogenidov redkozemel'nykh elementov, Nauka, Leningra* 1973.
4. Aplesnin S. S., Romanova O. B., Gorev M. V., Velikanov D. A., Gamzatov A. G., Aliev A. M. // *J Phys. : Condens. Matter* 25. 2013. 025802 (5 p.).

© Аплеснин С. С., Ситников М. Н., Гирн А. В., 2013

УДК 539.21:537.86

**СМЕНА ЗНАКА МАГНИТОСОПРОТИВЛЕНИЯ В ТВЕРДЫХ РАСТВОРАХ  $\text{Yb}_x\text{Mn}_{1-x}\text{S}$** 

С. С. Аплеснин, А. М. Харьков, В. В. Кретинин

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: khark.anton@mail.ru

Проведено исследование электрических свойств твердых растворов  $\text{Yb}_x\text{Mn}_{1-x}\text{S}$  в интервале температур  $80 \text{ K} < T < 450 \text{ K}$  для составов  $x = 0,05; 0,1; 0,15; 0,2$  без поля и в магнитном поле  $0,8 \text{ Тл}$ . Обнаружен магнеторезистивный эффект и для  $x > 0,05$  магнитосопротивление меняет знак с отрицательного на положительный при нагревании.

Ключевые слова: магнитосопротивление, полупроводники, энергия активации.

**THE CHANGE OF  $\text{Yb}_x\text{Mn}_{1-x}\text{S}$  SOLID SOLUTION MAGNETORESISTANCE SIGN**

S. S. Aplesnin, A. M. Kharkov, V. V. Kretinin

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: khark.anton@mail.ru

A study of electrical properties of solid solutions  $\text{Yb}_x\text{Mn}_{1-x}\text{S}$  in the temperature range  $80 \text{ K} < T < 450 \text{ K}$  for compositions  $x = 0,05; 0,1; 0,15; 0,2$  without a field and in magnetic field  $0,8 \text{ T}$  is carried out. Magnetoresistive effect is found. For  $x > 0,05$  magnetoresistance changes from negative to positive at the heating.

Keywords: magnetoresistance, semiconductors, activation energy.

Материалы, обнаруживающие связь между электрическими и магнитными свойствами, являются привлекательными для возможного использования в качестве элементной базы в микроэлектронике, в спинтронике, в сенсорных устройствах [1]. Соединения с переменной валентностью проявляют ряд фазовых переходов металл-диэлектрик, магнитные фазовые переходы, включая изменения магнитных свойств без изменения магнитной симметрии [2]. К числу таких соединений относятся  $\text{YbS}$ , обнаруживающие аномальные магнитные и кинетические свойства [3]. Присутствие относительно близко лежащих по энергии  $4f$ - и  $5d$ -орбиталей и обуславливает ряд специфических свойств соединений этих элементов. Сульфид иттербия при нормальном давлении – полупроводник с прямой щелью в спектре электронных возбуждений  $\sim 1,3 \text{ эВ}$  и непрямой щелью  $\sim 1,0 \text{ эВ}$  между полностью занятым  $4f$  состоянием и свободными  $sd$ -зонными состояниями, которые расположены по энергии на  $4 \text{ эВ}$  выше по сравнению с  $3d$  валентной зоной ионов серы [4]. Под действием давления щель монотонно уменьшается:  $dE_g / dp = -6 \pm 1$  и при  $p = 8 \text{ ГПа}$  зоны перекрываются, и возникает металлическое состояние. При  $P = 10 \text{ ГПа}$  наблюдается квантовый резонанс, т. е. суперпозиция  $f^{13}d$  и  $f^{14}$  состояний и изменение валентности  $2,4$ , т. е. плотность носителей тока на один ион иттербия составляет  $0,4 / \text{Yb}$ . По ИК-спектрам установлено усиление эффективной массы электронов на порядок, что связано с сильными  $f$ -электронными корреляциями.

Сульфиды иттербия и марганца имеют кристаллическую решетку  $\text{NaCl}$  с постоянной решеткой  $a = 5,693 \text{ \AA}$  ( $\text{YbS}$ ) и  $a = 5,222 \text{ \AA}$  ( $\text{MnS}$ ). При достижении критической величины давления  $P = 8 \text{ ГПа}$  решетка  $\text{YbS}$  сжимается на  $12 \%$ . Можно ожидать, что

при замещении катионов марганца ионами иттербия давление, оказываемое ближайшим окружением, приведет к смене валентности ионов иттербия и к образованию волны зарядовой плотности или к орбитально-зарядовому состоянию.

Изучение кристаллической структуры полученных образцов проведено при комнатной температуре в монохроматическом  $\text{CuK}\alpha$ -излучении на рентгеновской установке ДРОН-3. Согласно данным рентгеноструктурного анализа образцы  $\text{Yb}_x\text{Mn}_{1-x}\text{S}$  ( $0,04 \leq x \leq 0,25$ ) имеют гранцентрированную кубическую (ГЦК) решетку типа  $\text{NaCl}$ , характерную для  $\alpha$ - $\text{MnS}$ . С увеличением степени катионного замещения  $x$  параметр элементарной ячейки растет. В области концентраций  $0 < x < 0,25$  проведены измерения электрического сопротивления двух- и четырехконтактным методом в интервале температур  $140 \text{ K} < T < 450 \text{ K}$  без магнитного поля и в магнитном поле  $H = 0,8 \text{ Тл}$ . Они имеют типичный полупроводниковый тип и качественно не отличаются от температурной зависимости  $\rho(T)$  для  $\text{MnS}$  для составов с  $x \leq 0,1$ . При нагревании твердого раствора  $\text{Yb}_{0,05}\text{Mn}_{0,95}\text{S}$  энергия активации увеличивается в  $1,7$  раза при  $T = 440 \text{ K}$ . С ростом концентрации изменение величины энергии активации уменьшается, и температура сдвигается в область низких температур до  $T = 390 \text{ K}$  для  $x = 0,1$ .

Магнитное поле приводит к уменьшению энергии активации и пересечению зависимостей  $\rho(T)$  при  $T = 224 \text{ K}$ . Магнитосопротивление меняет знак в окрестности этой температуры. В области низких температур  $\delta = (\rho(H) - \rho(0)) / \rho(0)$  достигает  $100 \%$  и при нагревании по модулю уменьшается, меняет знак с отрицательного на положительный, принимает максимальное значение при  $T = 270 \text{ K}$  и стремится к нулю при  $T = 450 \text{ K}$ . Качественное поведение сопротивления

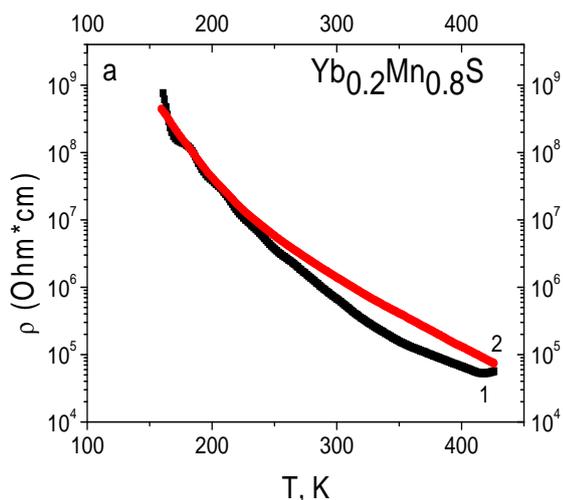


Рис. 1. Зависимость сопротивления от температуры для  $\text{Yb}_{0.2}\text{Mn}_{0.8}\text{S}$  в полях  $H = 0$  (1), 0,8 Тл (2)

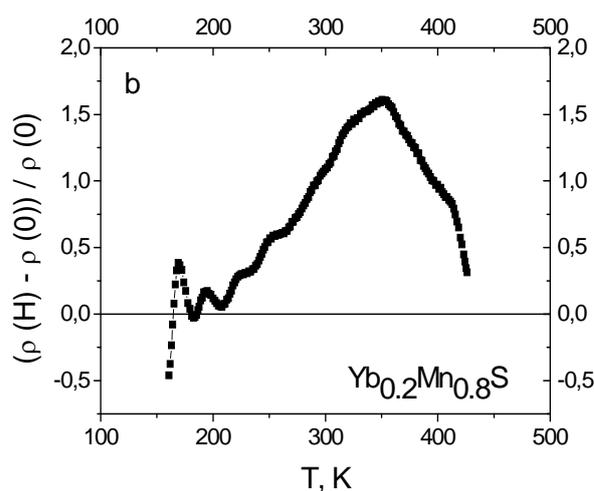


Рис. 2. Относительное изменение удельного электросопротивления от температуры для образца  $\text{Yb}_x\text{Mn}_{1-x}\text{S}$  с  $x = 0,2$

от температуры также выполняется и для составов с более высокими концентрациями (рис. 1). Магнитосопротивление в твердом растворе  $\text{Yb}_{0.2}\text{Mn}_{0.8}\text{S}$ , представленное на рис. 2, меняет знак с положительного на отрицательный при  $T = 163$  К, проходит через локальный максимум при  $T = 169$  К и достигает величины 160 % при  $T = 350$  К и при асимптотическом продолжении  $\delta = (\rho(H) - \rho(0)) / \rho(0) \rightarrow 0$  исчезает при  $T = 435$  К.

Экспериментальные данные по магниторезистивному эффекту объясняются в модели орбитально-зарядового упорядочения. У  $\text{Yb}^{3+}$  имеется один электрон в 5d оболочке. В области высоких температур в кубическом поле существует трехкратное вырождение электрона в  $t_{2g}$  состояниях. При понижении температуры при некоторой критической температуре происходит снятие орбитально-вырожденных состояний под действием электрон-фононного взаимодействия. Существуют пространственно разделенные области с разной величиной проекций орбитального магнитного момента, которые хаотически распределены по объему образца. При включении внешнего магнитного поля происходит упорядочение областей с орбитальным магнитным моментом, направленным по полю. Эти области можно представить в виде плоскостей с повышенной электронной плотностью. С точки зрения электронной структуры происходит изменение в плотности электронных состояний в зоне проводимости, которая под действием электрон-фононного взаимодействия расщепляется на две подзоны, и в магнитном поле происходит изменение спектральной интенсивности электронных возбуждений от трехмерного к квазидвумерному типу. Включение внешнего магнитного поля приведет к увеличению эффективной массы носителей тока и к росту сопротивления. В работе были проведены теоретические расчеты в двухзонной модели Хаббарда с учетом сильных электронных корреляций формирования орбитального упорядочения и расчеты проводимости в магнитном поле. Таким образом, показано, что в окрестности температуры образования орбитального упорядочения электросопротивление увеличивается

в магнитном поле и при понижении температуры наблюдается смена знака магнитосопротивления с положительного на отрицательный в результате образования областей со слабым ферромагнитным моментом в области низких температур.

Итак, в твердых растворах  $\text{Yb}_x\text{Mn}_{1-x}\text{S}$  для  $x > 0,05$  магнитосопротивление меняет знак с отрицательного на положительный при нагревании и исчезает в окрестности температуры 450 К. Зависимость сопротивления от температуры имеет активационный вид и качественно отличается от температурного поведения сопротивления на переменном токе.

#### Библиографические ссылки

1. Ehrenstein W., Mazur N., Scott J. // Природа. 2006. № 442. 759 с.
2. Голубков А. В., Гончарова Е. В., Жузе В. П., Логинов Г. М., Сергеева В. М. Физические свойства халькогенидов редкоземельных элементов. Л.: Наука. Ленингр. отд-ние, 1973.
3. Аплеснин С. С., Харьков А. М., Еремин Е. В., Романова О. Б., Балаев Д. А., Соколов В. В., Пичугин А. Ю. // IEEE Transactions on magnetics 47. 4413. 2011.
4. Аплеснин С. С., Харьков А. М. Магнитные и динамические свойства твердых растворов  $\text{Sm}_x\text{Mn}_{1-x}\text{S}$  // Физика твердого тела. 2013. Т. 55 (1). С. 69–74.

#### References

1. Ehrenstein W., Mazur N., Scott J. // Priroda. 2006. № 442. 759 s.
2. Golubkov A. V., Goncharova E. V., Zhuze V. P., Loginov G. M., Sergeeva V. M. / Fizicheskie svoystva hal'kogenidov redkozemel'nyh jelementov/ L.: Nauka, 1973.
3. Aplesnin S. S., Har'kov A. M., Eremin E. V., Romanova O. B., Balaev D. A., Sokolov V. V., Pichugin A. Ju. // IEEE Transactions on magnetics 47. 4413. 2011.
4. Aplesnin S. S., Har'kov A. M. Magnitnye i dinamicheskie svoystva tverdyh rastvorov  $\text{Sm}_x\text{Mn}_{1-x}\text{S}$  // Fizika tverdogo tela. 2013. T. 55 (1), p. 69–74.

© Аплеснин С. С., Харьков А. М., Кретинин В. В., 2013

УДК 537.86

## ИССЛЕДОВАНИЕ СВОЙСТВ МИКРОПОЛОСКОВЫХ ЭЛЕКТРИЧЕСКИ УПРАВЛЯЕМЫХ РЕЗОНАТОРОВ НА ОСНОВЕ ПОЛУПРОВОДНИКОВЫХ ВАРАКТОРОВ ПРИ КРИОГЕННЫХ ТЕМПЕРАТУРАХ

А. О. Афонин<sup>1</sup>, А. А. Лексиков<sup>2</sup>, А. В. Угрюмов<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: nord2492@mail.ru

<sup>2</sup>Институт физики имени Л. В. Киренского СО РАН  
Россия, 660036, г. Красноярск, Академгородок, 50. E-mail: leksikov@iph.krasn.ru

*Исследовано влияние криогенных температур на свойства перестраиваемых микрополосковых резонаторов (ПМПП). Установлено, что такое понижение температуры ПМПП приводит к увеличению их собственной добротности и незначительному уменьшению перестройки. Многократное термоциклирование не приводит к механическому разрушению устройств и изменению их характеристик.*

*Ключевые слова: микрополосковая линия (МПЛ), перестраиваемый микрополосковый резонатор (ПМПП), полупроводниковые варакторы, добротность микрополоскового резонатора, добротность варактора.*

## INVESTIGATION OF PROPERTIES OF MICROSTRIP ELECTRIC-CONTROLLABLE RESONATORS BASED ON SEMICONDUCTOR VARACTORS AT CRYOGENIC TEMPERATURES

А. О. Афонин<sup>1</sup>, А. А. Лексиков<sup>2</sup>, А. В. Угрюмов<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: nord2492@mail.ru

<sup>2</sup>Kirenskiy Institute of Physics Siberian Branch of the Russian Academy of Science  
50, Academgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russia. E-mail: leksikov@iph.krasn.ru

*Influence of cryogenic temperatures on properties of tunable microstrip resonators (TMSR) is investigated. It is established that such fall of temperature of TMSR leads to increase in their quality factor and insignificant reduction of retuning. Repeated thermocycling doesn't lead to mechanical destruction of devices and change of their characteristics.*

*Keywords: microstrip line (MSL), tunable microstrip resonator (TMSR), semiconductor varactors, microstrip resonator quality factor, varactor quality factor.*

Развитие современных систем связи, радиолокации и радионавигации невозможно без создания новых и совершенствования известных управляемых СВЧ устройств, одними из которых являются перестраиваемые микрополосковые фильтры.

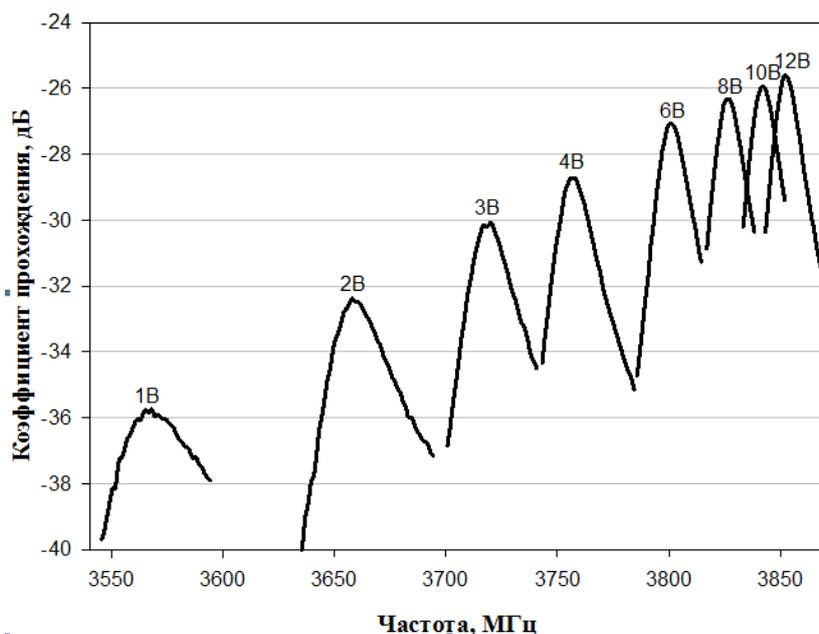
Микрополосковые перестраиваемые устройства строятся на основе двух принципов. Один из них состоит в том, что подложка такого устройства выполнена из управляемого материала (сегнетоэлектрик, ферромагнетик, жидкий кристалл и т. д.), второй подход заключается в применении электрически управляемых емкостных элементов, например, полупроводниковых варакторов [1]. Известно, что с понижением температуры добротность МПП возрастает, что ведет к существенному улучшению характеристик устройств на их основе [2]. Актуальной является задача распространить этот подход и на перестраиваемые устройства на основе МПП.

Управляемые устройства на основе варакторов являются наиболее массовыми и часто применяемыми в современных радиотехнических системах. Основными достоинствами варакторов являются: большой параметр управляемости, довольно высокая добротность, а также малое управляющее напряжение при малой силе тока [1].

Целью работы является разработка и изготовление перестраиваемых микрополосковых резонаторов на

подложках из RT/duroid5880 и корундовой керамики (поликор) с использованием полупроводниковых варакторов и исследование их свойств (собственных добротностей и собственных частот). Кроме того, было исследовано влияние криогенных температур на добротность варакторов. В работе использовались варакторы НПП «Радий» К-42-Б и фирмы «МА-COM» МА46Н120.

Компьютерное моделирование МПП осуществлялось в программном продукте AWR DESIGN ENVIRONMENT 2009 (AWRDE 2009) [3], а экспериментальное исследование АЧХ резонаторов проводилось с использованием векторного анализатора цепей немецкой фирмы ROLDE&SCHWARZ и источника питания GwInstek PSM-6003. При этом ПМПП включались в измерительный тракт «на проход» со слабой связью. Было изготовлено четыре резонатора: с использованием варактора К-42-Б – ПМПП-1 (подложка поликор) и ПМПП-2 (подложка RT/duroid5880), с использованием варактора МА46Н120 – ПМПП-3 (подложка поликор) и ПМПП-4 (подложка RT/duroid5880). В качестве иллюстрации на рисунке представлены измеренные АЧХ ПМПП-3 при комнатной температуре при различных значениях смещающего напряжения на варакторе. Видно увеличение резонансной частоты и добротности устройства при повышении подаваемого напряжения.



Экспериментальная АЧХ ПМПП-3 при комнатной температуре при различных значениях смещающего напряжения

#### Результаты измерений параметров ПМПП-3 и ПМПП-4

	ПМПП-3				ПМПП-4			
	Комнатная температура		Температура жидкого азота		Комнатная температура		Температура жидкого азота	
	1 В	12 В	1 В	12 В	1 В	12 В	1 В	12 В
$f_c$ , МГц	3 567,96	3 852,06	3 613,02	3 894,62	3 338,92	3 797,56	3 346,81	3 771,28
$Q$	63,35	279,80	111,03	416,05	63,52	222,29	106,12	478,29
$Q_T$	2 500,74		4 952,07		438,55		1 238,75	
$\Delta f$ , %	7,7		7,5		12,9		11,9	

Остальные три перестраиваемых устройства вели себя подобным же образом. В таблице приведены результаты измерений добротностей устройств ( $Q$ ), добротностей варакторов ( $Q_V$ ) и перестройки ( $\Delta f$ ) при комнатной температуре и температуре жидкого азота для различных значений напряжения, подаваемого на варактор. Для ПМПП-1 и ПМПП-2 получились аналогичные результаты. Анализ результатов показал, что понижение температуры исследуемых ПМПП до температуры жидкого азота (77К) приводит к увеличению их собственной добротности. Это связано как с повышением проводимости полоскового проводника, так и с увеличением добротности варакторов. Последнее можно связать с понижением концентрации неосновных носителей заряда при уменьшении температуры. Также при понижении температуры выявлено незначительное уменьшение перестройки устройств. Многократное термоциклирование не приводит к механическому разрушению электрически управляемых резонаторов и изменению их характеристик.

#### Библиографические ссылки

1. Уотсон, Г. СВЧ-полупроводниковые приборы и их применение / под ред. В. С. Эткина. М. : Мир, 1972. 662 с.

2. Беляев Б. А. и др. Исследование микрополосковых резонаторов и устройств СВЧ на их основе. Ч. 1. Препринт № 415Ф ИФ СО РАН СССР. Красноярск. 1987. 55 с.

3. Разевинг В. Д., Потапов А. А., Курушин А. А. Проектирование СВЧ-устройств с помощью Microwave Office / под ред. В. Д. Разевинга. М. : СОЛОН-Пресс, 2003. 496 с.

#### References

1. Uotson G. SVCh-poluprovodnikovye pribory i ih primeneniye ; pod red. V. S. Jetkina. M. : Mir, 1972. 662 s.

2. Beljaev B. A. i dr. Issledovanie mikropoloskovykh rezonatorov i ustrojstv SVCh na ih osnove. Chast' I // Preprint № 415F IF SO RAN SSSR. Krasnojarsk, 1987. 55 s.

3. Razeving V. D., Potapov A. A., Kurushin A. A. Proektirovaniye SVCh ustrojstv s pomoshh'ju Microwave Office ; pod red. V. D. Razevinga. M. : SOLON-Press, 2003. 496 s.

© Афонин А. О., Лексиков А. А.,  
Угрюмов А. В., 2013

УДК 621.317.444

**АВТОМАТИЗИРОВАННЫЙ ВИБРАЦИОННЫЙ МАГНИТОМЕТР  
С ЭЛЕКТРОМАГНИТОМ КОНСТРУКЦИИ ПУЗЕЯ**

*Д. А. Великанов*

Институт физики имени Л. В. Киренского СО РАН  
Россия, 660036, г. Красноярск, Академгородок, 50  
Сибирский федеральный университет  
Россия, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79. E-mail: dponal@gmail.com

*Описан вибрационный магнитометр, предназначенный для исследования статических магнитных свойств твёрдых образцов в магнитных полях до 25 кЭ. Магнитометр позволяет снимать магнитопольевые, температурные и угловые зависимости магнитного момента. Динамический диапазон прибора составляет  $5 \cdot 10^{-6} \div 100$  Гс·см<sup>3</sup>.*

*Ключевые слова: вибрационный магнитометр, электромагнит, вибратор, криостат, магнитный момент, динамический диапазон.*

**AUTOMATED VIBRATING SAMPLE MAGNETOMETER WITH PUZEY ELECTROMAGNET**

*D. A. Velikanov*

Kirenskiy Institute of Physics Siberian Branch of the Russian Academy of Science  
50, Academgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russia  
Siberian Federal University  
79, Svobodny prosp., Krasnoyarsk, 660041, Russia. E-mail: dponal@gmail.com

*Vibrating sample magnetometer to study the static magnetic properties of solid samples in magnetic fields up to 25 kOe is described. The magnetometer allows to receive the magnetic-field, temperature and angular dependencies of the magnetic moment. The dynamic range of the device is  $5 \cdot 10^{-6} \div 100$  emu.*

*Keywords: vibrating sample magnetometer, electromagnet, vibrator, cryostat, magnetic moment, dynamic range.*

Вибрационный магнитометр предназначен для исследования статических магнитных свойств широкого спектра веществ и позволяет снимать магнитопольевые, температурные и угловые зависимости магнитного момента.

Намагничивающее поле создается электромагнитом конструкции И. М. Пузея [1], имеющим сопротивление обмотки 1 Ом. Источником питания электромагнита служит мотор-генератор, содержащий асинхронный электродвигатель типа А2-82-4 и генератор постоянного тока типа П91. Обмотка возбуждения генератора запитана от двуполярного регулируемого источника тока, что позволяет записывать полные петли гистерезиса. Для запуска генератора применено устройство плавного пуска Danfoss MCD 201, дистанционное управление которым осуществляется с операционной панели по интерфейсу RS-485.

Измерения на магнитометре проводятся прямым методом. Исследуемый образец крепится к штоку, который приводится в колебательное движение с помощью вибратора оригинальной конструкции [2]. Параметры колебаний стабилизируются с высокой точностью. Это сделано в целях минимизации влияния оных на результаты измерений. Так, относительная нестабильность амплитуды колебаний составляет  $10^{-4}$ , а частоты –  $10^{-5}$  [3].

Для регулировки температуры образца используется проточный криостат, оснащённый нагревателем. Пары жидкого азота подводятся к исследуемому об-

разцу из транспортного сосуда Дьюара по стандартному переливному устройству.

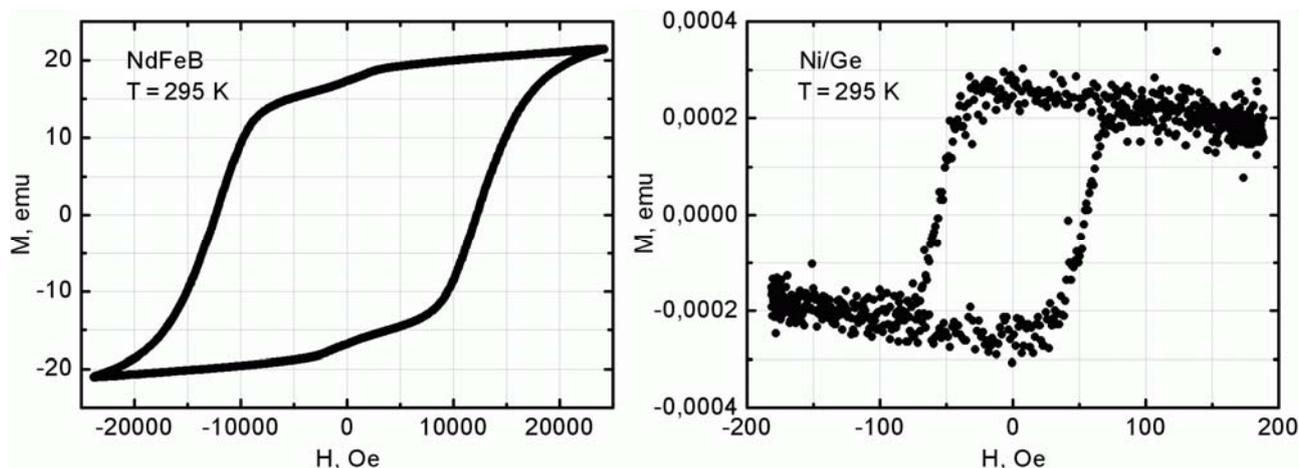
Для регистрации полезного сигнала применена система из четырёх измерительных катушек, плоскости витков которых перпендикулярны намагничивающему полю и параллельны направлению колебаний [4]. Измерительные катушки размещены в центральной части полюсных наконечников электромагнита и жёстко зафиксированы относительно них. Благодаря этому ослабляются паразитные наводки со стороны магнитного поля электромагнита, возникающие вследствие вибраций.

Наиболее важные параметры вибрационного магнитометра представлены в таблице.

**Основные параметры магнитометра**

Динамический диапазон	$5 \cdot 10^{-6} \div 100$ Гс·см <sup>3</sup>
Магнитное поле	$0 \div \pm 25\,000$ Э
Температура образца	$77 \div 370$ К

Автоматизация измерений производится с помощью программы, написанной на языке Delphi. Данные с измерителя магнитной индукции, с датчика температуры и с выхода регистрирующей схемы магнитометра посредством специализированного контроллера передаются на LPT-порт персонального компьютера. Значения измеряемых параметров в ходе эксперимента записываются на жесткий диск компьютера и графически отображаются на экране монитора.



Полевые зависимости магнитного момента NdFeB и плёнки Ni/Ge

Широкий динамический диапазон прибора даёт возможность исследовать самые разнородные материалы. В качестве примера на рисунке представлены магнитолевые зависимости магнитного момента для объёмного образца сплава NdFeB и для тонкоплёночной структуры Ni/Ge, снятые при комнатной температуре.

#### Библиографические ссылки

1. Пузей И. М., Сабинин П. Г. Электромагнит для физико-химических исследований // ПТЭ. 1960. № 1. С. 104–109.
2. Пат. РФ № 2339965. Вибрационный магнитометр / Д. А. Великанов. Оpubл. 27.11.2008. Бюл. № 33.
3. Пат. РФ № 2341810. Вибрационный магнитометр / Д. А. Великанов. Оpubл. 20.12.2008. Бюл. № 35.

4. Noakes J. E., Arrott A., Haakana C. Vibrating Sample Magnetometers // Rev. Sci. Instrum. 1968. Vol. 39, no 10. P. 1436–1438.

#### References

1. Puzey I. M., Sabinin P. G. *Electromagnet dlya fiziko-himicheskikh issledovaniy* (Electromagnet for physico-chemical studies). PTE, 1960, № 1, pp. 104–109.
2. Velikanov D. A. *Vibratsionnyy magnetometr* (Vibrating Sample Magnetometer). Patent RF № 2339965, publ. 27.11.2008, bull. № 33.
2. Velikanov D. A. *Vibratsionnyy magnetometr* (Vibrating Sample Magnetometer). Patent RF № 2341810, publ. 20.12.2008, bull. № 35.
4. Noakes J. E., Arrott A., Haakana C. Vibrating Sample Magnetometers. Rev. Sci. Instrum, 1968, vol. 39, no 10, pp. 1436–1438.

© Великанов Д. А., 2013

УДК 621.892

### ВЛИЯНИЕ РАЗМЕРА ЧАСТИЦ УЛЬТРАДИСПЕРСНОГО НАПОЛНИТЕЛЯ НА ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ СВОЙСТВА ПЛАСТИЧНЫХ СМАЗОЧНЫХ МАТЕРИАЛОВ

С. Г. Докшанин

Сибирский федеральный университет  
Россия, 660074, Красноярск, ул. Киренского, 26. E-mail: Sergey\_dokshanin@mail.ru

*Рассматривается возможность повышения трибологических свойств пластичных смазочных материалов за счет введения ультрадисперсного наполнителя. Приведены результаты исследований, предложена математическая модель распределения температуры.*

*Ключевые слова: пластичный смазочный материал, антифрикционные свойства, ультрадисперсная добавка, узел трения.*

### EFFECT OF PARTICLE SIZE OF ULTRA-DISPERSE FILLER ON PERFORMANCE PROPERTIES OF GREASE

S. G. Dokshanin

Siberian Federal University  
26 Kirenskiy str., Krasnoyarsk, 660074, Russia. E-mail: Sergey\_dokshanin@mail.ru

The possibility to use ultra-disperse powder as filler in grease is considered. It is shown that the use of such fillers improves the frictional properties of greases. The results of measurements of temperature in the friction units for fillers with particles of different sizes are presented. A mathematical model of temperature distribution in the case of such grease is proposed.

Keywords: grease, antifrictional properties, ultra-disperse additives, friction unit

Общая для всех областей техники проблема, которая до настоящего времени стоит при эксплуатации машин, механизмов, аппаратов и приборов – это снижение трения. Решение данной проблемы способствует повышению надежности и долговечности оборудования, уменьшению энергозатрат, повышению мощности. Долговечность узлов трения машин, механизмов, аппаратов и приборов, является одной из важнейших проблем современного машиностроения, поскольку до 80 % отказов связаны с процессами трения.

Этот вопрос прямо зависит от качества применяемых смазочных материалов. Одним из важнейших факторов, определяющих надежность и долговечность деталей машин и оборудования, является способность смазочного материала защищать трущиеся поверхности от износа, снижать потери на трение, предохранять поверхности от нагрева и уменьшать тепловыделение, оказывать демпфирующее действие, защищать от коррозии и воздействия окружающей среды [1]. Правильный подбор и применение смазочных материалов, улучшение их смазочных свойств или создание новых высокоэффективных смазочных материалов – современные пути решения проблемы увеличения ресурса работы узлов.

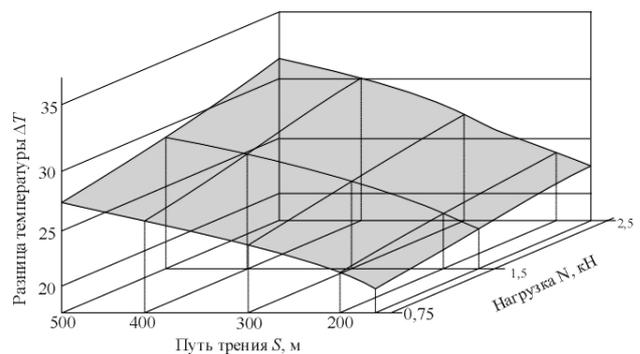
Одним из вариантов улучшения эксплуатационных качеств смазочных материалов является введение в их состав различного вида твердых веществ, которые при ужесточении эксплуатационных режимов обеспечивают смазочному материалу высокие антифрикционные и противоизносные свойства. Весьма перспективным считается применение в качестве наполнителя ультрадисперсного порошка алмазографита (УДПАГ), для которого характерна высокая адгезионная способность к металлическим поверхностям за счет повышенной поверхностной энергии [2].

Цель проводимых исследований – оценка возможности использования ультрадисперсного порошка алмазографита для улучшения эксплуатационных свойств пластичных смазочных материалов. В данной работе приводятся некоторые результаты лабораторных исследований, связанных с подбором оптимального состава получаемых смазочных композиций. Задача данного этапа заключалась в определении смазочных свойств новых смазочных композиций с порошком различных фракций, а также построении математической модели процесса изменения температуры от размера частиц вводимого наполнителя.

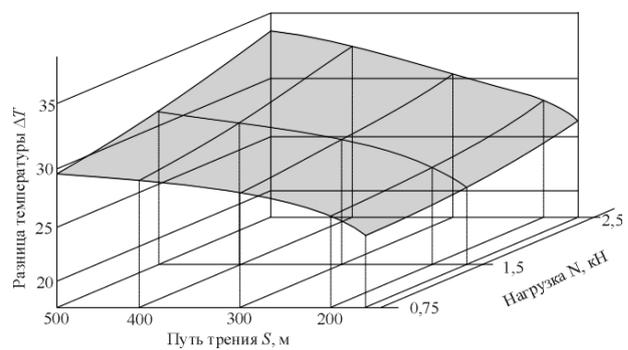
Для создания смазочных композиций использовался многоцелевой пластичный смазочный материал Литол-24, в качестве наполнителя использовался УДПАГ, полученный методом детонационного синтеза в среде углекислого газа. В испытаниях использовали ультрадисперсный наполнитель двух фракций – с размером частиц до 100 нм (фракция Ф-1) и 100–300

нм (фракция Ф-2). Концентрация УДПАГ составляла от 0,1 до 5 % от массы смазочного материала. Испытания проводились на лабораторной установке по схеме «диск–колодка» при трении неподвижного образца о боковую поверхность вращающегося диска. Образцы и диск изготавливались из стали 45 с последующей термообработкой до  $HRC\ 45-50$ . Скорость скольжения образца составляла 1,13 м/с, нагрузка изменялась в диапазоне от 0,75 до 2,5 кН.

В процессе испытания с помощью хромель-копелевой термопары регистрировалось изменение температуры образцов. Измерения температуры проводились через каждые 50 м. Оценка влияния наполнителя проводилась по разнице температур  $\Delta T$  образца, измеренных до начала испытаний и в процессе трения. На приведенных ниже графиках (см. рисунок) представлены зависимости изменения температуры образцов от нагрузки и пути трения для смазочных материалов с концентрацией наполнителя 1 % от массы для различных фракций порошка.



а



б

Изменение температуры образца при использовании в смазочном материале наполнителя:

а – для фракции Ф-1; б – для фракции Ф-2

Для получения регрессионной модели процесса трения был выбран план типа  $2^k$  и случайный порядок реализации опытов во времени проведения экспери-

мента. В план исследования были включены два фактора:  $x_1$  – фракция вносимого ультрадисперсного наполнителя;  $x_2$  – нагрузка, прикладываемая к образцу. В качестве выходной переменной  $y$  рассматривалась разница температур  $\Delta T$  образца до начала испытаний и образца в процессе трения.

На основании матрицы планирования модель процесса изменения температуры от размера частиц может быть представлена в виде

$$y = b_0x_0 + b_1x_1 + b_2x_2 + b_{12}x_1x_2,$$

$$\text{где } b_0 = \frac{1}{30} \sum_{i=1}^{30} x_{i0}y_i, \quad b_1 = \frac{1}{30} \sum_{i=1}^{30} x_{i1}y_i,$$

$$b_2 = \frac{1}{30} \sum_{i=1}^{30} x_{i2}y_i, \quad b_{12} = \frac{1}{30} \sum_{i=1}^{30} x_{i1}x_{i2}y_i.$$

Коэффициенты при независимых переменных  $x_j$  указывают на силу влияния факторов, а его знак – направление влияния фактора. Величина коэффициента соответствует вкладу данного фактора в выходную переменную величину при изменении значения фактора на интервал варьирования.

После решения данных уравнений с учетом условий проведения экспериментов и определения значимых коэффициентов при кодированных переменных модель процесса изменения температуры в случае трения со смазочным материалом, модифицированным ультрадисперсным наполнителем, имеет вид

$$y = 22,28 + 1,42x_1 + 0,99x_2 + 1,05x_1x_2.$$

Если оценивать полученные результаты, то зависимости изменения температуры образцов имели однотипный характер, но различались по абсолютным значениям, зависящим от нагрузки. При использовании смазочного материала с ультрадисперсным наполнителем отмечалось снижение температуры на 26–32 % в сравнении с базовым смазочным материалом. Такой результат отмечался для всех наполнителей независимо от размеров частиц. При этом для фракции Ф-1 отмечалось несколько большее, до 8–12 %, снижение температуры образца, чем для порошков фракции Ф-2.

Некоторое повышение температуры для смазочных композиций с УДПАГ в начале испытаний связано с режимом приработки, когда увеличение интенсивности износа приводит к быстрому нагреву и по-

вышению коэффициента трения. Окончанием режима приработки можно считать состояние, когда значения коэффициента трения и температуры стабилизируются, а полученная шероховатость будет оптимальной.

В целом результаты исследований показали, что введение УДПАГ обеспечивает смазочному материалу высокие антифрикционные и противоизносные свойства, позволяет снизить температуру узла трения на 13–15 %, коэффициент трения скольжения на 65–70 %, что позволяет в 1,5–2 раза увеличить срок службы трибоузлов. При этом наибольшая эффективность функционального действия наполнителя достигается при концентрации от 0,5 до 1 % масс. с размером частиц до 100 нм. Разработанная математическая модель процесса изменения температуры позволит изучать рецептурные факторы, определяющие оптимальность состава создаваемых смазочных композиций. По результатам проведенной работы на смазочные композиции получены патенты Российской Федерации.

#### Библиографические ссылки

1. Дроздов Ю. Н., Павлов В. Г., Пучков В. Н. Трение и износ в экстремальных условиях. М.: Машиностроение, 1986. 224 с.
2. Терентьев В. Ф., Еркаев Н. В., Докшанин С. Г. Трибонадежность подшипниковых узлов в присутствии модифицированных смазочных композиций. Новосибирск: Наука СО РАН, 2003. 142 с.

#### References

1. Drozdov Ju. N., Pavlov V. G., Puchkov V. N. *Trenie i iznos v ekstremal'nykh usloviyakh* (The friction and wear in extreme conditions). M.: Machinebuilding, 1986, 224 p.
2. Terent'ev V. F., Erkaev N. V., Dokshinin S. G. *Tribonadezhnost podshipnikovyyh uzlov v prisutstvii modifitsirovannykh smazochnykh kompozitsiy* (Tribological reliability of bearing units in the presence of the modified lubricant compositions). Novosibirsk. Nauka, 2003, 142 p.

© Докшанин С. Г., 2013

УДК 338.246

### ФЕРРОМАГНИТНЫЕ ФАЗЫ И ИХ СВОЙСТВА В СИСТЕМЕ Fe/Si(111)-ПОДЛОЖКА ПОСЛЕ ОТЖИГА

Н. М. Ерзунова, В. С. Жигалов

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: Erzunova.Nadya@mail.ru

*Исследовались магнитные и структурные свойства в системе Fe/Si – подложка с ориентацией (111). Установлено, что после удаления с поверхности подложки SiO<sub>2</sub> в системе в результате отжига при температуре 1 000 °C формируются две фазы: Fe<sub>3</sub>Si<sub>3</sub> и FeS. Первая из них является магнитоупорядоченной.*

*Ключевые слова: магнитные свойства, подложка, рентгеновский спектр.*

**FERROMAGNETIC PHASES AND THEIR PROPERTIES IN SYSTEM  
Fe/Si (111)-A SUBSTRATE AFTER HEAT TREATMENT**

*N. M. Erzunova, V. S. Zhigalov*

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: Erzunova.Nadya@mail.ru

*Magnetic and structural properties in system of a Fe/Si-substrate with orientation (111) were investigated. It is established that after removal from a substrate surface SiO<sub>2</sub> in system as a result of heat treatment at temperature of 1000 wasps two phases Fe<sub>3</sub>Si<sub>3</sub> and FeSi are formed. The first of them is magnetic.*

*Keywords: magnetic properties, a substrate, a x-ray spectrum.*

В настоящее время особенный интерес вызывают материалы, сочетающие в себе полупроводниковые и магнитные свойства, в которых могут быть реализованы идеи спиновой электроники (спинтроники). В этой области исследований наиболее перспективными являются образцы в системе Fe-Si, так как они обладают магнитными и полупроводниковыми свойствами и в настоящее время еще недостаточно изучены [1].

Таким образом, целью данной работы является изучение фазообразования в системе Fe/Si(111)-подложка в результате термообработки и измерение их магнитных свойств.

Исходные образцы были изготовлены нанесением пленки Fe на подложку Si с ориентацией (111) мето-

дом термического испарения с помощью электронной бомбардировки тигля. Отжиг полученной системы проводился в диапазоне температур 200–1 000 °С с шагом в 100 градусов.

В результате исследований было установлено, что слой железа, нанесенный на подложку Si без удаления с поверхности окисла, химически не взаимодействовал с подложкой. В то же время удаление окисла методом ионного травления приводило к формированию фаз, начиная с температуры в 800 °С. По рис. 1, на котором представлен рентгеновский спектр, видно, что при T = 1 000 °С формируются две фазы: Fe<sub>3</sub>Si<sub>3</sub> и FeSi, где первая из них является магнитоупорядоченной. На рис. 2 представлена зависимость намагниченности от температуры.

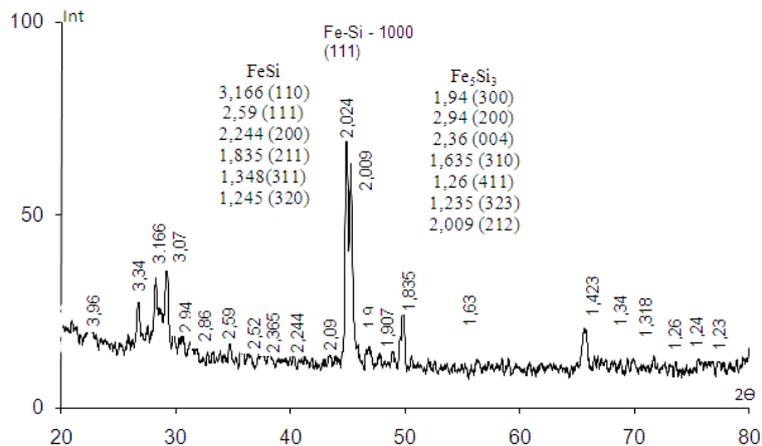


Рис. 1. Рентгеновский спектр после термической очистки

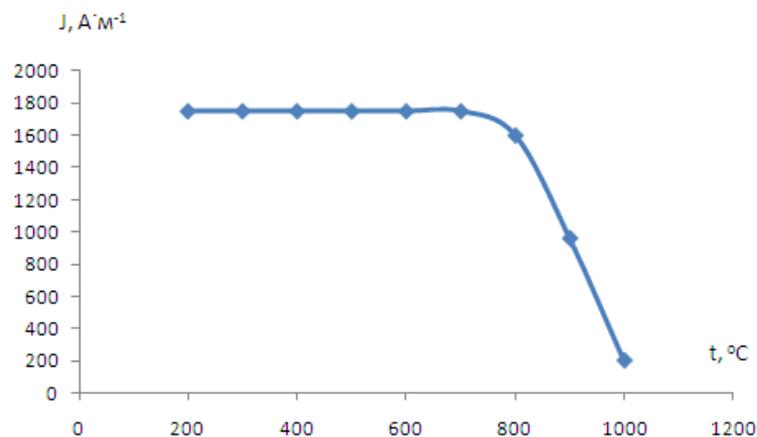


Рис. 2. Зависимость намагниченности от температуры

Как видно по рис. 2, после температуры отжига в 700 °С намагниченность системы падает.

Автор благодарит Г. Н. Бондаренко за рентгеновские исследования.

#### Библиографическая ссылка

1. Курганский С. И. и др. Электронная структура FeSi // Физика твердого тела. Т. 44, вып. 4 / Воронежский гос. ун-т. Воронеж, 2002. 52 с.

#### Reference

1. Kurganski S. I. Electronic structure FeSi // Physics of a firm body Vol. 44. Voronezh, 2002, p. 52.

© Ерзунова Н. М., Жигалов В. С., 2013

УДК 623.273

### ТЕХНОЛОГИЯ И ИССЛЕДОВАНИЯ МЕТОДОМ ДИФРАКЦИИ БЫСТРЫХ ЭЛЕКТРОНОВ ПОВЕРХНОСТИ GeSi

М. Ю. Есин<sup>1</sup>, А. И. Никифоров<sup>2</sup>, В. А. Тимофеев<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: yesinmisha@gmail.com

<sup>2</sup> Институт физики полупроводников СО РАН имени академика А. В. Ржанова Россия, 630090, г. Новосибирск, просп. имени академика Лаврентьева, 13. E-mail: ifp@isp.nsc.ru

*Исследовались кристаллическая структура поверхности образцов системы GeSi, полученной методом молекулярно-лучевой эпитаксии (МЛЭ). С помощью картины дифракции быстрых электронов (ДБЭ) было установлено, что при разных условиях роста меняется значение n в реконструкции поверхности 2×n.*

*Ключевые слова: молекулярно-лучевой эпитаксии, сверхвысокий вакуум, дифракции отражения быстрых электронов, твердый раствор.*

### TECHNOLOGY AND INVESTIGATION BY METHOD OF THE REFLECTION HIGH-ENERGY ELECTRON DIFFRACTION OF SURFACE GeSi

M. Yu. Yesin<sup>1</sup>, A. I. Nikiforov<sup>2</sup>, V. A. Timofeev<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev 31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: yesinmisha@gmail.com  
<sup>2</sup> Rzhanov Institute of Semiconductor Physics Siberian Branch of the Russian Academy of Science 13, Lavrentieva prosp., Novosibirsk, 630090, Russia. E-mail: ifp@isp.nsc.ru

*The crystal structure of the surface of samples system GeSi, obtained by method molecular beam epitaxy (MBE), is investigated. With help patterns of reflection high-energy electron diffraction (RHEED) it is found out, that with different of growth conditions the meaning n in the reconstruction surface 2×n is changed.*

*Keywords: molecular-beam epitaxy, ultrahigh-vacuum, reflection high-energy electron diffraction, solid solution.*

Возросший интерес к эпитаксиальным структурам системы GeSi обуславливается рядом универсальных свойств. Подобные структуры, полученные методом молекулярно-лучевой эпитаксии (МЛЭ), применяются в устройствах, основанных на гетеропереходе [1]. Данный метод позволяет получать и исследовать кристаллические структуры. А также технология получения является совместимой с существующей кремневой технологией.

Актуальность работы заключается в том, что данная методика является распространенной и универсальной для получения монокристаллических структур. Как известно [1], большинство всей электроники состоит из кремния, метод МЛЭ позволяет получать качественные монокристаллические структуры кремния. Целью данной работы является получение и исследование слоя твердого раствора  $Ge_xSi_{1-x}$  при  $x = 0,2$  на поверхности Si(001).

В рамках данной работы исследовались два образца с верхним слоем твердого раствора  $Ge_{0,2}Si_{0,8}$ , выращенных при температуре 400 °С с толщиной слоя 200 Å и при температуре 600 °С с толщиной слоя 100 Å (см. рисунок). Изучаемые системы были получены методом молекулярно-лучевой эпитаксии в сверхвысоком вакууме при давлении  $10^{-7}$  Па. Контролирование структуры и морфологии пленок осуществлялось с помощью дифракции отражения быстрых электронов (ДОБЭ), толщина слоев измерялась кварцевым датчиком толщины. Источниками напыления служили электронно-лучевые испарители (ЭЛИ).

На рисунке представлена схема поперечного сечения структур в одном цикле. Образцы состоят из следующих слоев: 1 – подложка Si(001); 2 – буферный слой кремния; 3 – слой  $Ge_{0,2}Si_{0,8}$ .

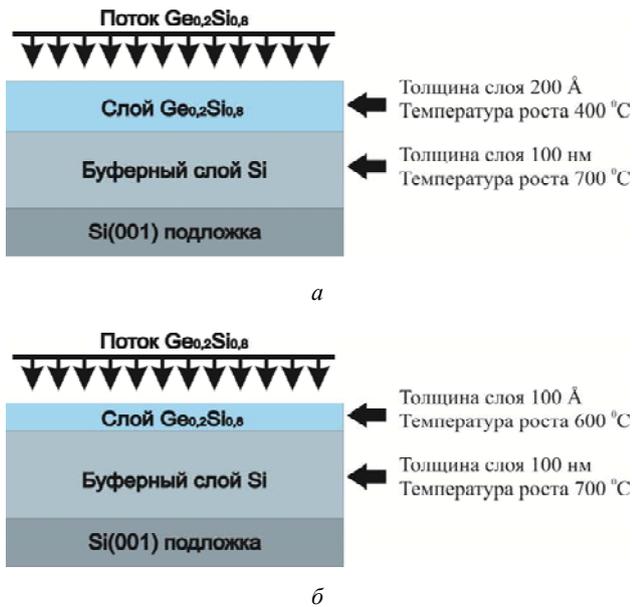


Схема поперечного сечения полученных структур:  
 а – образец 1, выращенный при температуре роста 400 °С и толщине слоя 200 Å;  
 б – образец 2, выращенный при температуре роста 600 °С и толщине слоя 100 Å

В течение роста по профилям картины дифракции быстрых электронов наблюдались рефлексы, соответствующие реконструкции  $2 \times 1$  и  $2 \times n$ . Анализ измене-

ния интенсивности дифракционной картины показал, что расстояния между рефлексами различны для образцов со слоем твердого раствора, выращенных при температуре 400 и 600 °С.

По полученным изображениям ДБЭ и построенным профилям интенсивности был обнаружен рефлекс  $(0 \ 1/2)$ , который указывает на реконструкцию  $2 \times 1$ , и расщепленный рефлекс  $(01)$  и  $(0 \ 1/N)$ , который указывает на реконструкцию  $2 \times n$ . С помощью построенных профилей интенсивностей были рассчитаны значения  $n$  для двух образцов. Для образца 1  $n = 8$  и для образца 2  $n = 10$ .

#### Библиографическая ссылка

1. Observation of a  $(2 \times 8)$  surface reconstruction on  $\text{Si}_{1-x}\text{Ge}_x$  alloys grown on (100) Si by molecular beam epitaxy / E. T. Croke, R. J. Hauensteina et al. // Vac. Sci. Technol., 1991.

#### Reference

1. Croke E. T., Hauensteina R J., Fu T. C., McGill T. C. Observation of a  $(2^{\circ}8)$  surface reconstruction on  $\text{Si}_{1-x}\text{Ge}_x$  alloys grown on (100) Si by molecular beam epitaxy. Vac. Sci. Technol. B, vol. 9, no. 4, p. 2301–2306.

© Есин М. Ю., Никифоров А. И., Тимофеев В. А., 2013

УДК 6-022.532

### ЗАРЯДОВАЯ ЗАПИСЬ В СИСТЕМЕ Ge/Si

А. Ю. Игуменов, А. С. Паршин

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
 Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

*Исследована возможность зарядовой записи в системе Ge/Si. Проведен сравнительный анализ образцов данной системы, полученных при разных технологических условиях, в качестве материалов для зарядовой записи. Установлено, что по времени хранения зарядовых пятен исследованные образцы сравнимы с образцами, специально изготавливаемыми для зарядовой записи.*

*Ключевые слова:* зарядовая запись, сканирующая зондовая микроскопия, Кельвин-зондовая силовая микроскопия.

### CHARGE WRITING IN Ge/Si SYSTEMS

A. Yu. Igumenov, A. S. Parshin

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
 31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia

*An ability of charge writing in Ge/Si system is researched. Comparative analysis of samples, which are created by different technological conditions, as materials for charge writing is carried out. It is determined that those samples are comparable with the special materials for charge writing in terms of charge storage time.*

*Keywords:* charge writing, scanning probe microscopy, Kelvin-probe force microscopy.

Зарядовая запись информации, подразумевающая создание на поверхности диэлектрических или полупроводниковых образцов посредством сканирующе-

го зондового микроскопа (СЗМ) заряженных областей (зарядовые пятна (ЗП)) и использование их в качестве элементов энергонезависимой памяти, явля-

ется перспективным направлением физики наносистем [1].

Актуальным является поиск материалов, позволяющих проводить зарядовую запись (ЗЗ) высокой плотности; как правило, это образцы, имеющие островковую структуру поверхности или распределенные в объеме диэлектрика полупроводниковые или металлические нанокристаллы [2–7].

В рамках данной работы проведена отработка методики зарядовой записи на образце системы  $\text{SiO}_2/\text{Si}(100)$  [8], являющейся широко используемой в зарядовой записи [2–7; 9; 10], на примере данной системы продемонстрировано изменение латеральных размеров зарядовых пятен с течением времени и характерное угасание величины потенциала. Исследована возможность ЗЗ на образцах системы  $\text{Ge}/\text{Si}$ , полученных методом молекулярно-лучевой эпитаксии при скоростях осаждения верхнего слоя  $\text{Ge}$  0,3 и 3 Å/с.

Исследование рельефа поверхности образцов  $\text{Ge}/\text{Si}$  методом атомно-силовой микроскопии (АСМ) выявило островковую структуру. ЗЗ проводилась посредством сканирования области поверхности образца в контактном режиме АСМ с приложением напряжения на зонд относительно заземленного образца. В результате на поверхности образцов возникали ЗП,

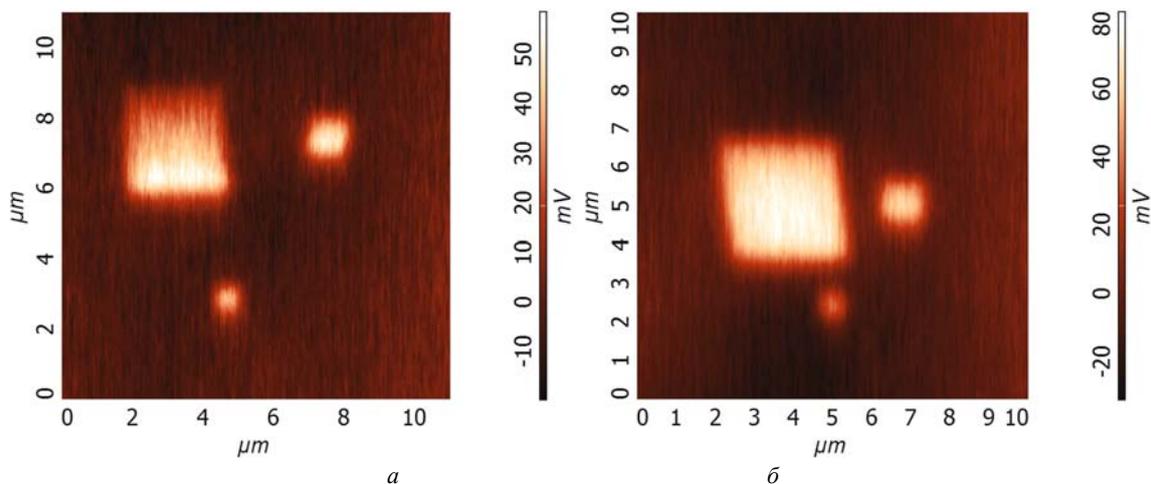
детектируемые с помощью метода Кельвин-зондовой силовой микроскопии (КЗСМ); далее исследовалась зависимость величины электростатического потенциала ЗП и его латеральных размеров от времени. Установлено, что на образцах  $\text{Ge}/\text{Si}$  ЗП сохраняют латеральные размеры и остаются различимыми на КЗСМ-сканах (см. рисунок) на протяжении нескольких суток.

КЗСМ-сканы отображают распределение электростатического потенциала по поверхности образца; светлым областям соответствует больший потенциал, соответственно, больший заряд. Зарядка проводилась в областях  $3 \times 3$ ,  $1 \times 1$ ,  $0,5 \times 0,5$  мкм.

При отрицательной зарядке данных образцов обнаружен эффект изменения знака ЗП, похожий на изменение гомозаряда на гетерозаряд – в изученной литературе подобных эффектов не встречено.

Впервые исследована возможность зарядовой записи в структуре  $\text{Ge}/\text{Si}$ . Показано, что данная система обладает рядом свойств, позволяющих считать ее перспективной для зарядовой записи.

Авторы выражают благодарность О. П. Пчелякову и Т. Хасанову за предоставленный образец  $\text{SiO}_2/\text{Si}(100)$ , а также А. И. Никифорову и В. А. Тимофееву за предоставленные образцы  $\text{Ge}/\text{Si}$ .



КЗСМ-изображения зарядовых пятен на образцах  $\text{Ge}/\text{Si}$ , полученных при скоростях осаждения верхнего слоя  $\text{Ge}$  0,3 (а) и 3 Å/с (б)

### Библиографические ссылки

1. Ling Q. D. Polymer electronic memories: Materials, devices and mechanisms // *Progress in Polymer Science*. 2008. Т. 33.
2. Дунаевский М. С., Титков А. Н., Ларкин С. Ю. Нанолокальная зарядовая запись в тонких слоях  $\text{SiO}_2$  с встроенными Si нанокристаллами под зондом атомно-силового микроскопа // *Письма в ЖТФ*. 2007. Т. 33. Вып. 20.
3. Beyer R. Charge storage in silicon-implanted silicon dioxide layers examined by scanning probe microscopy // *Thin Solid Films*. 2006. Т. 513.
4. Puglisi R. A. Imaging of Si quantum dots as charge storage nodes // *Materials Science and Engineering*. 2003. С. 23.

5. Dumas C. KFM detection of charges injected by AFM into a thin  $\text{SiO}_2$  layer containing Si nanocrystals // *Microelectronic Engineering*. 2008. Т. 85.
6. Beyer R. Scanning capacitance microscopy and -spectroscopy on  $\text{SiO}_2$  films with embedded Ge and Si nanoclusters // *Microelectronic Engineering*. 2004. Т. 72.
7. Yeh P. H. Metal nanocrystals as charge storage nodes for nonvolatile memory devices // *Electrochimica Acta*. 2007. Т. 52.
8. Паршин А. С., Кущенко С. А., Пчеляков О. П. Спектроскопия сечения неупругого рассеяния электронов в слоистых системах  $\text{SiO}_2/\text{Si}(100)$  // *Автометрия*. 2012. Т. 48. Вып. 20.
9. Palaria A., Enikov E. T. Experimental analysis of the stability of electrostatic bits for assisted nano-assembly // *Journal of Electrostatics*. 2006. Т. 64. Вып. 14.

10. Enikov E. T., Palaria A. Charge writing in silicon-silicon dioxide for nano-assembly // Nanotechnology. 2004. T. 15. Вып. 15.

### References

1. Ling Q. D. Polymer electronic memories: Materials, devices and mechanisms // Progress in Polymer Science. 2008. T. 33.

2. Dunaevskij M. S., Titkov A. N., Larkin S. Ju. Nanolokal'naja zarjadovaja zapis' v tonkih slojah SiO<sub>2</sub> s vstroennymi Si nanokristallami pod zondom atomno-silovogo mikroskopa // Pis'ma v ZhTF. 2007. T. 33. vyp. 20.

3. Beyer R. Charge storage in silicon-implanted silicon dioxide layers examined by scanning probe microscopy // Thin Solid Films. 2006. T. 513.

4. Puglisi R.A. Imaging of Si quantum dots as charge storage nodes // Materials Science and Engineering. 2003. S. 23.

5. Dumas C. KFM detection of charges injected by AFM into a thin SiO<sub>2</sub> layer containing Si nanocrystals // Microelectronic Engineering. 2008. T. 85.

6. Beyer R. Scanning capacitance microscopy and -spectroscopy on SiO<sub>2</sub> films with embedded Ge and Si nanoclusters // Microelectronic Engineering. 2004. T. 72.

7. Yeh P. H. Metal nanocrystals as charge storage nodes for nonvolatile memory devices // Electrochimica Acta. 2007. T. 52.

8. Parshin A. S., Kushhenkov S. A., Pcheljakov O. P. Spektroskopija sechenija neuprugogo rassejanija jelektronov v sloistyh sistemah SiO<sub>2</sub>/Si(100) // Avtometrija. 2012. T. 48, vyp. 20.

9. Palaria A., Enikov E. T. Experimental analysis of the stability of electrostatic bits for assisted nano-assembly // Journal of Electrostatics. 2006. T. 64, vyp. 14.

10. Enikov E. T., Palaria A. Charge writing in silicon-silicon dioxide for nano-assembly // Nanotechnology. 2004. T. 15, vyp. 15.

© Игуменов А. Ю., Паршин А. С., 2013

УДК 538.9

## ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЛЬТАМПЕРНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК КОНТАКТА $La_{(2-x)}Ce_xCuO_4-La_{(2-x)}Sr_xCuO_4$

С. О. Коновалов<sup>1</sup>, Ф. В. Зеленов<sup>1</sup>, М. И. Петров<sup>2</sup>, С. И. Попков<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

<sup>2</sup>Институт физики имени Л. В. Киренского СО РАН  
Россия, 660036, г. Красноярск, Академгородок, 50. E-mail: dir@iph.krasn.ru

*Исследуется вольт амперная характеристика (ВАХ) контактов  $La_{2-x}Sr_xCuO_4-La_{2-x}Ce_xCuO_4$ . Обнаружена асимметрия ВАХ данных контактов при температуре жидкого азота. Решена задача поиска контактных эффектов для p-n переходов изготовленных из твердых растворов  $La_{2-x}M_xCuO_4$ . Получены контакты  $La_{1,85}Sr_{0,15}CuO_4-La_{1,89}Ce_{0,11}CuO_4$ ,  $La_{1,85}Sr_{0,15}CuO_4-La_{1,97}Ce_{0,03}CuO_4$ ,  $La_{1,97}Sr_{0,03}CuO_4-La_{1,97}Ce_{0,03}CuO_4$  и  $La_{1,97}Sr_{0,03}CuO_4-La_{1,89}Ce_{0,11}CuO_4$ . Измерены их ВАХ при комнатной температуре и температуре кипения жидкого азота. Исследовался характер ВАХ-контактов и определена их асимметрия по напряжению.*

*Ключевые слова: тип проводимости, степень допирования, твердый раствор, вольтамперная характеристика.*

## RESEARCH OF VOLTAGE-CURRENT CHARACTERISTICS OF $La_{(2-x)}Ce_xCuO_4-La_{(2-x)}Sr_xCuO_4$ INTERFACE

S. O. Konovalov<sup>1</sup>, F. V. Zelenov<sup>1</sup>, M. I. Petrov<sup>2</sup>, S. I. Popkov<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochoy Av., Krasnoyarsk, Russia 660014

<sup>2</sup>Kirenskiy Institute of Physics Siberian Branch of the Russian Academy of Science  
50, Academgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russia. E-mail: dir@iph.krasn.ru

*The investigation of voltage-current characteristics (I-V curve) of  $La_{2-x}Sr_xCuO_4-La_{2-x}Ce_xCuO_4$  interface is presented. Asymmetry of I-V curve for this interface is found out at temperature of liquid nitrogen. The problem of search of contact effects for p-n transitions made of solid solutions  $La_{2-x}M_xCuO_4$  is solved. Interface  $La_{1,85}Sr_{0,15}CuO_4-La_{1,89}Ce_{0,11}CuO_4$ ,  $La_{1,85}Sr_{0,15}CuO_4-La_{1,97}Ce_{0,03}CuO_4$ ,  $La_{1,97}Sr_{0,03}CuO_4-La_{1,97}Ce_{0,03}CuO_4$ ,  $La_{1,97}Sr_{0,03}CuO_4-La_{1,89}Ce_{0,11}CuO_4$  is received. I-V curve of this interface at room temperature and temperature of boiling of liquid nitrogen are measured. Character of I-V curve of interfaces is studied and its asymmetry on voltage is defined.*

*Keywords: type of conductivity, level doping, a solid solution, voltage-current characteristics.*

С точки зрения совершенствования полупроводниковой техники имеет смысл изучение различных перспективных материалов с целью расширения элементной базы для микроэлектроники. В этом плане особый интерес представляют вещества с малой шириной запрещенной зоны или слабо перекрывающимися валентной зоной и зоной проводимости. Достаточно давно известен полуметалл  $\text{La}_2\text{CuO}_4$  и твердые растворы на его основе  $\text{La}_{2-x}\text{M}_x\text{CuO}_4$ . Данные вещества больше известны как ВТСП (высокотемпературный сверхпроводник), в результате исследования которых получены твердые растворы  $\text{La}_{2-x}\text{M}_x\text{CuO}_4$  с различными типами проводимости (при  $M = \text{Ca}, \text{Sr}, \text{Pb}, \text{Ba}$  - дырочный тип, при  $M = \text{Ce}$  - электронный тип) [1; 2] и стабильной тетрагональной ячейкой, обеспечивающей перекрытие зон проводимости вдоль одной из её осей и малую ширину запрещенной зоны в других направлениях [1]. Связи с этим возникает вопрос о возможности эффектов, подобных диодному в р-п контактах твердых растворов  $\text{La}_{2-x}\text{M}_x\text{CuO}_4$ . Для этого было необходимо получить образцы растворов, измерить удельное сопротивление, концентрацию и подвижность носителей заряда в образцах, изготовить контакты образцов, получить их ВАХ и оценить асимметрию ВАХ.

В данной работе рассматриваются растворы  $\text{La}_{2-x}\text{M}_x\text{CuO}_4$ , в которых в качестве допирующих эле-

ментов выбраны Sr и Ce, обеспечивающие соответственно дырочную и электронную проводимости растворов. Для  $\text{La}_{2-x}\text{Sr}_x\text{CuO}_4$  выбраны степени допирования  $x = 0,03; 0,15$ , для  $\text{La}_{2-x}\text{Ce}_x\text{CuO}_4$   $x = 0,03; 0,11$ . Данные образцы растворов  $\text{La}_{2-x}\text{M}_x\text{CuO}_4$  были получены методом твёрдофазного синтеза. Из полученных таблеток выпиливались образцы в форме прямоугольных параллелепипедов.

У полученных образцов определено удельное электрическое сопротивление с помощью четырёхзондового метода, а также концентрация носителей заряда и их подвижность с помощью холловских измерений. Полученные данные представлены в таблице.

*P-n* контакт обеспечивался посредством сжатия в ячейке образцов  $\text{La}_{2-x}\text{Sr}_x\text{CuO}_4$  и  $\text{La}_{2-x}\text{Ce}_x\text{CuO}_4$ . Ячейка подключалась к макету характеристикографа, подававшего на неё переменный ток частоты 33 Гц и измерявшего ВАХ ячейки. Полученные ВАХ контактов представлены на рис. 1.

На представленном выше рисунке видно, что при комнатной температуре ВАХ контакта имеет линейный вид. При температуре кипения жидкого азота вид ВАХ значительно изменился, и для них была проведена оценка асимметрии в виде определения отношения разницы токов прямой и обратных ветвей к току прямой ветви (рис. 2).

Таблица 1

Измеренные характеристики полученных образцов

Вид раствора	Удельное сопротивление $\rho$ , Ом·см	Постоянная Холла $R$ , см <sup>3</sup> /Кл	Концентрация носителей $n$ , см <sup>-3</sup>	Подвижность $\mu$ , см <sup>2</sup> /(В·с)
$\text{La}_{1,85}\text{Sr}_{0,15}\text{CuO}_4$	$4,63 \cdot 10^{-3}$	$3,04 \cdot 10^{-8}$	$1,64 \cdot 10^{19}$	112
$\text{La}_{1,97}\text{Sr}_{0,03}\text{CuO}_4$	$8,29 \cdot 10^{-2}$	$7,64 \cdot 10^{-9}$	$6,69 \cdot 10^{19}$	1,13
$\text{La}_{1,89}\text{Ce}_{0,11}\text{CuO}_4$	$6,19 \cdot 10^{-2}$	$-7,13 \cdot 10^{-8}$	$6,98 \cdot 10^{18}$	14,4
$\text{La}_{1,97}\text{Ce}_{0,03}\text{CuO}_4$	0,16	$-8,07 \cdot 10^{-8}$	$6,17 \cdot 10^{18}$	6,41

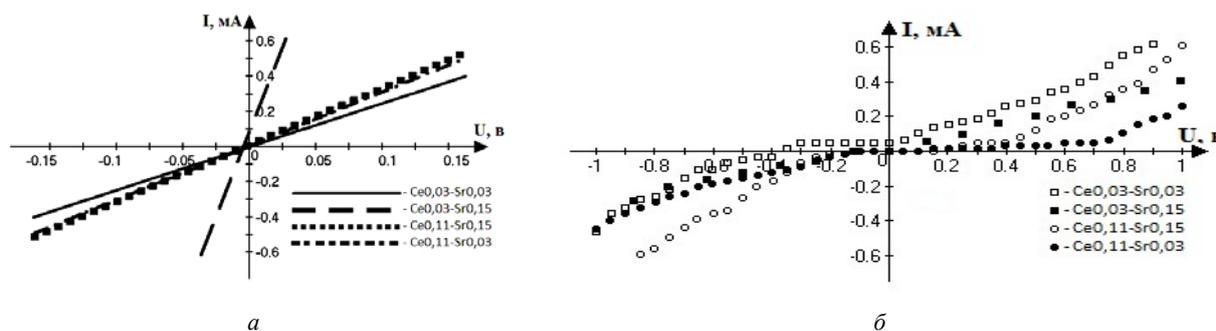


Рис. 1. ВАХи контактов при температурах комнатной (а) при температуре кипения жидкого азота (б)

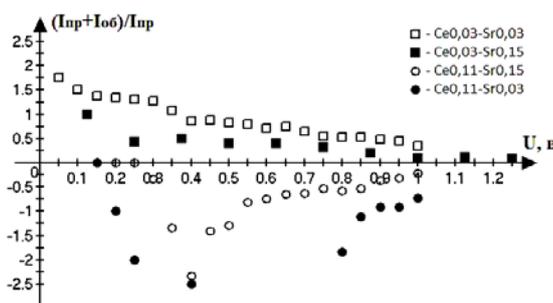


Рис. 2. Асимметрия ВАХ контактов при температуре кипения жидкого азота

Полученная разница уменьшается с увеличением модуля напряжения и становится незначительной уже при  $U = 0,8$  В. Тем не менее уход относительной разницы в отрицательную область для некоторых контактов не совсем понятен. Также не удалось установить взаимосвязь между ВАХ допированием  $N$  и  $P$  областей. Тем не менее, обнаруженная асимметричность указывает на наличие некоторых явлений связанных с самим контактом, а не образцами, его составляющими. Так что несмотря на то что в настоящий момент подробного описания данного эффекта получить не удалось, сам факт его существования дает основания для продолжения исследования данных контактов.

#### Библиографические ссылки

1. Шаплыгин И. С., Кахан Б. Г., Лазарев В. Б. Получение и свойства соединений  $\text{Ln}_2\text{CuO}_4$  и некоторых

их твердых растворов // Журнал неорганической химии. 1979. № 6. С. 1478–1481.

2. Jin K., Butch N. P., Kirshenbaum K. Link between spin fluctuations and electron pairing in copper oxide superconductors // Nature. 2011. Vol. 476. С. 73–75.

#### References

1. Shaplygin I. S., Kahan B. G., Lazarev V. B. Poluchenie i svoystva soedinenij  $\text{Ln}_2\text{CuO}_4$  i nekotoryh ih tvjordyh rastvorov // Zhurnal neorganicheskoy himii. 1979. № 6. S. 1478–1481.

2. Jin K., Butch N. P., Kirshenbaum K. Link between spin fluctuations and electron pairing in copper oxide superconductors // Nature. 2011. Vol. 476. S. 73–75.

© Коновалов С. О., Зеленов Ф. В., Петров М. И., Попков С. И., 2013

УДК 338.246

### ЭЛЕКТРОФИЗИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА СТРУКТУР ДЛЯ ФОТОВОЛЬТАИКИ И ИХ СПЕКТРАЛЬНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

*А. Н. Масюгин<sup>1</sup>, О. П. Пчеляков<sup>2</sup>*

<sup>1</sup>Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: Joker-dd@mail.ru

<sup>2</sup>Институт физики полупроводников СО РАН имени академика А. В. Ржанова Россия, 630090, г. Новосибирск, пр. имени академика Лаврентьева, 13. E-mail: ifp@isp.nsc.ru

*При помощи «Лабораторного комплекса для научных исследований солнечных фотоэлектрических преобразователей» измерены основные электрофизические параметры кремниевых и GaAs солнечных элементов [1]. Проведен анализ полученных результатов для выработки рекомендаций по повышению эффективности СЭ в процессе отработки технологии получения тандемных СЭ GaAs на активной кремниевой подложке.*

*Ключевые слова: солнечный элемент (СЭ), фотовольтаика, эффективность, вольт-амперная характеристика (ВАХ).*

### ELECTROPHYSICAL STRUCTURE BEHAVIOR FOR PHOTOVOLTAICS AND THEIRS SPECTRAL CHARACTERISTICS

*A. N. Masuygin<sup>1</sup>, O. P. Pchelyakov<sup>2</sup>*

<sup>1</sup>Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev 31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: Joker-dd@mail.ru

<sup>2</sup>Rzhanov Institute of Semiconductor Physics Siberian Branch of the Russian Academy of Science 13, Lavrentieva prosp., Novosibirsk, 630090, Russia

*With the “laboratory complex for research of solar photovoltaic cells” the basic electrical parameters of silicon and GaAs solar cells are measured [1]. The analysis of the results to make recommendations to improve efficiency of solar cells in the process of mining technology for GaAs tandem of solar cells on the active silicon substrate is performed.*

*Keywords: solar cell (SC), photovoltaics, efficiency, current-voltage characteristics (CVC).*

Актуальность работы определяется созданием высокоэффективных каскадных солнечных элементов (СЭ) на основе полупроводниковых соединений III-V на дешевых и прочных подложках из кремния, которая является одной из главных задач современной фотовольтаики.

Целью работы явилось освоение методик измере-

ния основных электрофизических параметров кремниевых и GaAs-солнечных элементов и анализ полученных результатов для выработки рекомендаций по повышению эффективности СЭ в процессе отработки технологии получения тандемных СЭ GaAs на активной кремниевой подложке.

При помощи «Лабораторного комплекса для научных исследований солнечных фотоэлектрических преобразователей» были проведены экспериментальные исследования трёх СЭ [1]: 1) кремниевый с обратными контактами (Si); 2) GaAs на подложке GaAs (GaAs/GaAs); 3) GaAs на кремниевой виртуальной подложке (GaAs/Si). Полученные данные основных параметров для Si; GaAs/GaAs; GaAs/Si СЭ – дают возможность определить возможные пути увеличения их эффективности.

Зависимость эффективности кремниевого СЭ от степени концентрации солнечного излучения изображена на рис. 1. На начальном участке графика Eff быстро возрастает до области значения 13,9 % ( $M = 157$ ), затем начинает монотонно убывать. Эффективность Si СЭ с обратными контактами при  $M = 100...150$  должна быть приблизительно равна 24–25 %; в нашем случае максимальная  $Eff_{MAX} = 13,9\%$  [2].

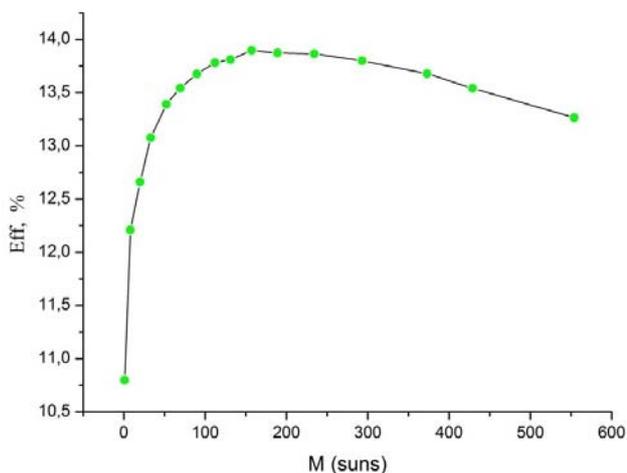


Рис. 1. Эффективность кремниевого СЭ в зависимости от степени интенсивности излучения

КПД Si СЭ с обратными контактами оказался относительно низким предположительно по двум причинам:

1) независимое измерение времени жизни носителей заряда в СЭ дало значение около 10 мкс, в то время как для высококачественного Si, полученного зонной плавкой, оно должно составлять примерно 300 мкс. Величина времени жизни носителей зависит прежде всего от качества SiO<sub>2</sub> – пассивирующего покрытия на контактной и планарной стороне СЭ, а также объёмного времени жизни носителей. Поэтому приходится сделать вывод, что технология пассивации в данном случае не доведена, что указывает на необходимость ее дальнейшего усовершенствования;

2) существенной причиной уменьшения эффективности является уменьшение фактора заполнения при высокой концентрации солнечного излучения. Для устранения этого недостатка при высоких степенях концентрации солнечного излучения рекомендуется уменьшить омическое сопротивление контактной сетки за счет увеличения толщины алюминиевых планарных пальчиковых контактов.

На рис. 2 представлены ВАХ при разной степени интенсивности излучения GaAs/GaAs СЭ. По мере

увеличения интенсивности ВАХ постепенно «заваливается» (приобретает наклон), что указывает на уменьшение величины фактора заполнения характеристики и, соответственно, эффективности СЭ. Анализ показывает, что скорее всего данное падение связано с большим омическим сопротивлением лицевых контактов. Толщина напыленного металла (Au) составляет примерно 1000 Å, что явно не достаточно при токах порядка нескольких ампер. В такой ситуации толщина пальцев контактной сетки должна составлять несколько микрон. Это требует дополнительной технологической операции – утолщения контактов в электролитической ванне [2; 3].

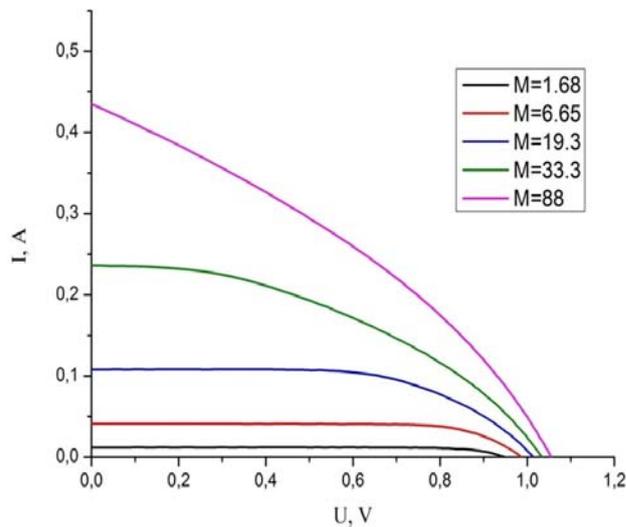


Рис. 2. ВАХ GaAs/GaAs-СЭ

Получив данные основных параметров, мы провели сравнительный анализ структуры GaAs солнечного элемента на виртуальной кремниевой подложке по отношению к полностью аналогичной структуре GaAs на подложке GaAs, рассмотренной выше. Графики ВАХ и зависимости напряжения от мощности СЭ GaAs/Si представлены на рис. 3.

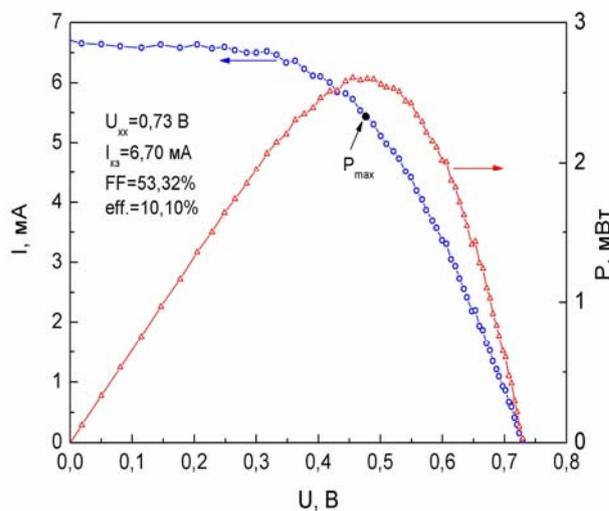


Рис. 3. ВАХ СЭ GaAs/Si при разных концентрациях солнечного излучения и зависимость мощности от напряжения

Эффективность GaAs СЭ на виртуальной кремниевой подложке (10,1 %) оказалась низкой в сравнении с эффективностью GaAs СЭ на подложке GaAs ( $\approx 22\%$ ) при  $M = 1$ . Относительно невысокое напряжение холостого хода (0,73V при  $M = 1$ ) GaAs/Si СЭ в сравнении с GaAs/GaAs СЭ (0,95 V при  $M = 1$ ) указывает на несовершенство границы раздела между виртуальной подложкой и GaAs солнечным элементом, т. е. на высокую плотность прорастающих дислокаций, которая существенно выше критической величины  $10^6 \text{ см}^{-2}$  [2].

Отметим, что параметры кристаллических решеток кремниевой подложки и рабочего GaAs элемента различаются, в отличие СЭ GaAs на GaAs подложке. В связи с этим у структуры GaAs/Si, выращенной на виртуальной кремниевой подложке (противодислокационный фильтр), назначение которой – переход от постоянной решетки кремния к кристаллической решетке GaAs, низкая эффективность. От качества виртуальной подложки (плотности прорастающих дислокаций) в основном и зависит совершенство GaAs-каскада солнечного элемента.

Из вышеуказанного следует, что для увеличения КПД GaAs/Si СЭ необходимо дальнейшее усовершенствование качества виртуальной подложки.

### Библиографические ссылки

1. Лабораторный комплекс для научных исследований солнечных фотоэлектрических преобразователей. Техническое описание и инструкция по эксплуатации. СПб. : ЗАО «Техноэксан» ; инновационная компания ФТИ им. А. Ф. Иоффе РАН, 2010. 39 с.
2. Андреев В. М., Грилихес В. А., Румянцев В. Д. Фотоэлектрическое преобразование концентрированного излучения. Л. : Наука. Ленингр. отд-ние, 1989. 310 с.
3. Зи С. Физика полупроводниковых приборов : в 2 кн. Кн. 2 / пер. с англ., изд. 2-е перераб. и доп. М. : Мир, 1984. 456 с. : ил.

### References

1. Laboratornyj kompleks dlja nauchnyh issledovaniy solnechnyh fotoelektricheskikh preobrazovatelej. Tehnicheskoe opisanie i instrukcija po jekspluatacii. SPb. : ЗАО «Tehnojeksan» innovacionnaja kompanija FTI im. A. F. Ioffe RAN, 2010. 39 s.
2. Andreev V. M., Grilihes V. A., Rumjancev V. D. Fotoelektricheskoe preobrazovanie koncentrirovannogo izlucheniya. L. : Nauka, 1989. 310 s.
3. Zi S. Fizika poluprovodnikovyh priborov : v 2-h knigah. Kn. 2 / per. s angl. 2-e pererab. i dop. izd. M. : Mir, 1984. 456 s., il.

© Масюгин А. Н., Пчеляков О. П., 2013

УДК 530.557.11

## ПИК-ЭФФЕКТ НА ГИСТЕРЕЗИСНЫХ ЗАВИСИМОСТЯХ НАМАГНИЧЕННОСТИ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫХ СВЕРХПРОВОДНИКОВ

В. А. Нурдавлетова<sup>1</sup>, Д. М. Гохфельд<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

<sup>2</sup>Институт физики имени Л. В. Киренского СО РАН  
Россия, 660036, г. Красноярск, Академгородок, 50. E-mail: dir@iph.krasn.ru

*Построены гистерезисные зависимости намагниченности от поля при разных температурах. По этим зависимостям были определены и построены значения критических токов от поля и температуры. Рассчитана сила пиннинга. Произведен скейлинг зависимости силы пиннинга от поля.*

*Ключевые слова: сверхпроводники второго рода, пик-эффект, пиннинг, петли намагниченности, критический ток, сила пиннинга, скейлинг.*

## PIC-THE EFFECT ON MAGNETIZATION HYSTERESIS DEPENDENCE OF HIGH TEMPERATURE SUPERCONDUCTORS

V. A. Nurdavletova<sup>1</sup>, D. M. Gohfeld<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia

<sup>2</sup>Kirenskiy Institute of Physics Siberian Branch of the Russian Academy of Science  
50, Academgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russia. E-mail: dir@iph.krasn.ru

*The hysteresis dependence of the magnetization of the field at different temperatures is structured. On the bases of this data the critical currents of the field and temperature are constructed and identified. The pinning force is calculated as well as the scaling depending on the pinning force of the field is established.*

*Keywords: type-II superconductors, the peak effect, pinning, the magnetization loop, the critical current, pinning force, scaling.*

После открытия сверхпроводимости в  $\text{NdBa}_2\text{Cu}_3\text{O}_7$  (Nd-123), температура сверхпроводящего перехода которого 93 К, что выше технологически важной температуры жидкого азота (77 К), многие исследования проводились с этим соединением для улучшения температуры перехода и значения плотности критического тока  $J_c$ . Согласно полученным результатам, значение  $J_c$  удалось увеличить с  $10^4$  А/см<sup>2</sup> до  $10^6$  А/см<sup>2</sup>. Это улучшение  $J_c$  связано с кристаллическими дефектами, такими как дислокации, примеси, дефекты упаковки, границы зерен, которые улучшают механизмы пиннинга магнитного потока в сверхпроводнике. Высокие значения  $J_c$  делают Nd-123 особенно подходящим кандидатом для технологического применения тонких/толстых пленок или покрытий большой площади, включая изготовление объемных магнитов. Также на гистерезисных зависимостях намагниченности Nd-123 наблюдается пик-эффект. По наличию этого эффекта мы можем судить о существовании дополнительных механизмов пиннинга.

В ходе проделанной работы были построены гис-

терезисные зависимости намагниченности от поля при разных температурах (рис. 1).

Затем производилась интерполяция полученных результатов. По данным зависимостям видно, что при увеличении температуры ширина петель сужалась.

По ширине петли были определены значения критических токов по формуле

$$J_c = \frac{30\Delta M}{2R},$$

где  $J_c$  – критический ток;  $\Delta M$  – ширина петли.

На рис. 2 приведены зависимости критических токов от поля и температуры.

Затем была рассчитана сила пиннинга по формуле

$$F_p = J_c \cdot B,$$

где  $B$  – магнитная индукция.

Далее полученные результаты были проскейлингованы (см. рис. 3). Для этого силу пиннинга поделили на высоту первого максимума, а поле поделили на ординату в первом максимуме.

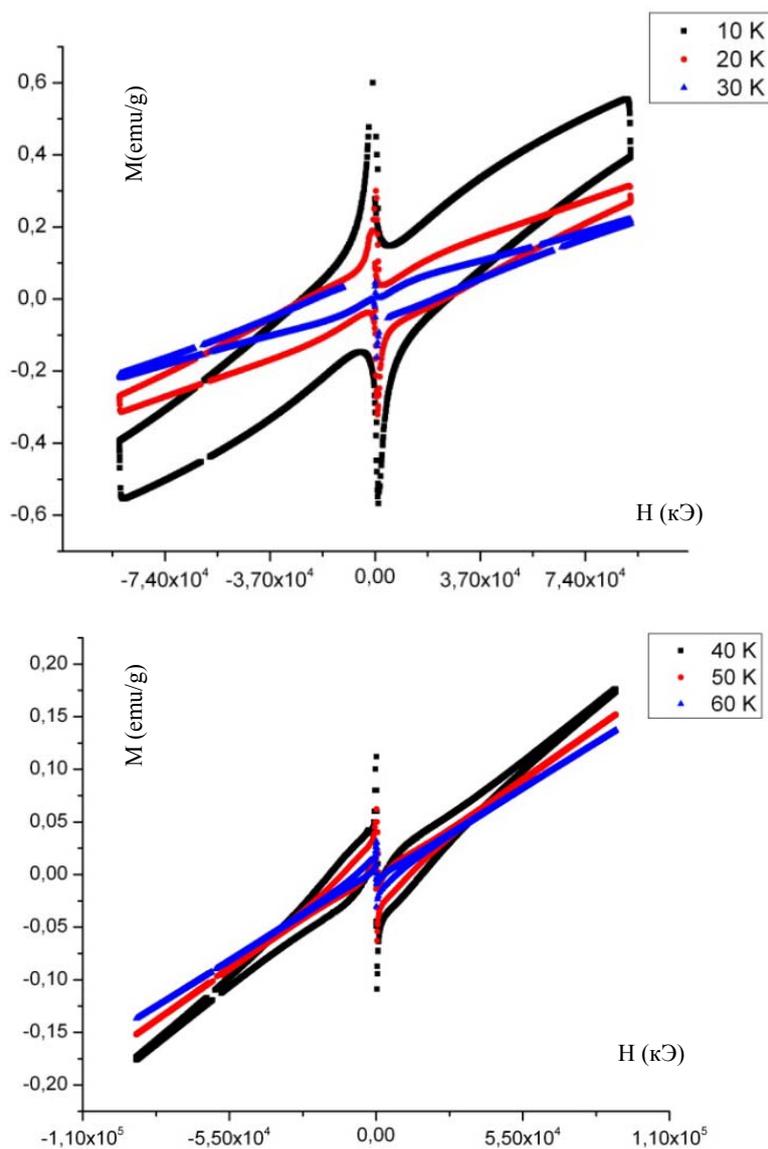


Рис. 1. Зависимость намагниченности от поля при разных температурах

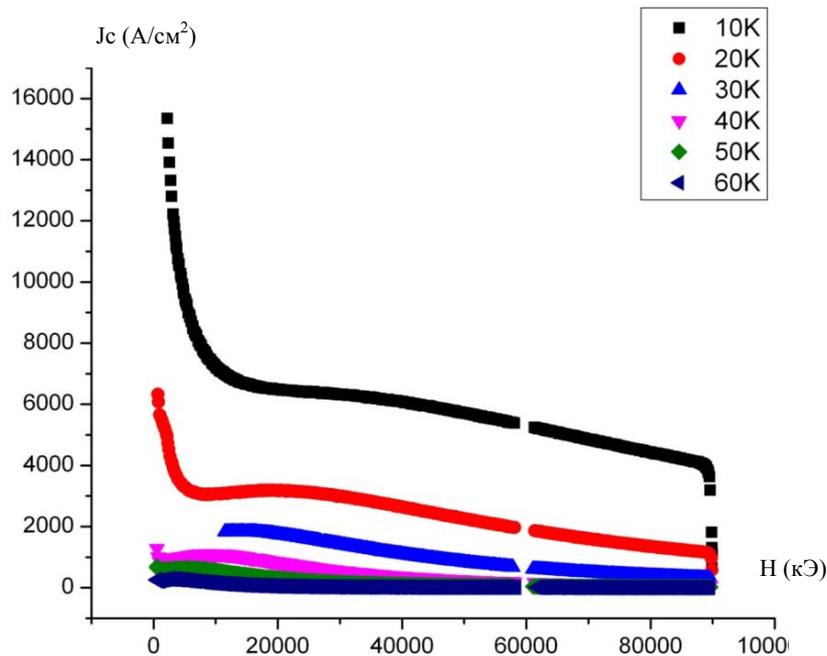


Рис. 2. Зависимости критического тока от поля и температуры

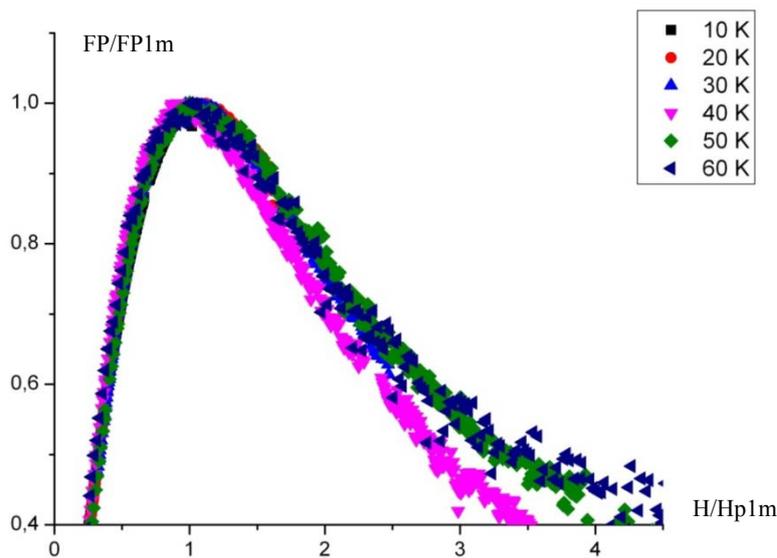


Рис. 3. Скейлинг полевых зависимостей сил пиннинга

Из полученных результатов видно, что кривые для разных температур ложатся на одну прямую, следовательно, скейлинг выполняется. Это говорит о том, что механизмы пиннинга не меняются с изменением температуры.

#### Библиографические ссылки

1. Калимов А. Г. Физические основы сверхпроводимости. СПб. : СПбЛТА, 2007. 104 с.
2. Сверхпроводники. URL: [http://www.chemport.ru/data/chemipedia/article\\_3347.html](http://www.chemport.ru/data/chemipedia/article_3347.html) (дата обращения: 10 июня 2013 г.).
3. Автоматизированный комплекс PPMS для измерения физических свойств. URL: <http://www.gntc.ru/>

[ckp/?mode=equip&id=7&page=1](http://www.gntc.ru/ckp/?mode=equip&id=7&page=1) (дата обращения: 11.06.2013 г.).

#### References

1. Kalimov A. G. Fizicheskie osnovy sverhprovodimosti. SPb. : SPbLTA, 2007. 104 s.
2. Sverhprovodniki. URL: [http://www.chemport.ru/data/chemipedia/article\\_3347.html](http://www.chemport.ru/data/chemipedia/article_3347.html) (data obrascheniya: 10 iyunja 2013).
3. Avtomatizirovannyj kompleks PPMS dlja izmerenija fizicheskikh svojstv (2013), Rezhim dostupa: <http://www.gntc.ru/ckp/?mode=equip&id=7&page=1> (data obrascheniya: 11.06.2013).

© Нурдаветова В. А., Гохфельд Д. М., 2013

УДК 669.713.7

## ОСОБЕННОСТИ ХИМИЧЕСКИХ ВЗАИМОДЕЙСТВИЙ В ДВУХСЛОЙНЫХ СТРУКТУРАХ ПЕРЕХОДНЫХ МЕТАЛЛОВ

А. Н. Рыбакова<sup>1</sup>, В. С. Жигалов<sup>2</sup>, В. Г. Мягков<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: sashely2008@rambler.ru

<sup>2</sup>Институт физики имени Л. В. Киренского СО РАН  
Россия, 660036, г. Красноярск, Академгородок, 50

*Проанализировано использование твердотельных реакций для синтеза плёночных структур. Рассмотрены типы твердотельных реакций.*

*Ключевые слова: твердофазный синтез, твёрдые растворы, магнитные свойства, кристаллическая структура.*

## CHARACTERISTICS OF CHEMICAL INTERACTIONS AT TWO LAYER STRUCTURES OF TRANSITION METALS

A. N. Rybakova<sup>1</sup>, V. S. Zhigalov<sup>2</sup>, V. G. Myagkov<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: sashely2008@rambler.ru

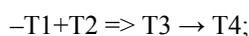
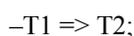
<sup>2</sup>Kirenskiy Institute of Physics Siberian Branch of the Russian Academy of Science  
50, Academgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russia

*Use of solid-state reactions for synthesis of film structures is analysed. Types of solid-state reactions are considered.*

*Keywords: solid-phase synthesis, solid solutions, magnetic properties, crystal structure.*

В настоящее время в микро- и нанoeлектронике используют структуры, представляющие мультислой, между которыми возможны протекания химических реакций при определённых условиях. Поэтому возникает необходимость их изучения с целью устранения. Исследователи предлагают использовать также твердофазные реакции (ТФР) для синтеза материалов с новыми свойствами [1–3]. Использование ТФР для получения плёночных образцов является энергетически более выгодным, чем другие методы. ТФР проходят при низких температурах, что обусловлено высоким коэффициентом диффузии в пленках, которая на порядки выше, чем в объёмных материалах. При этом любая твердотельная реакция совершается в виде последовательности промежуточных фазовых состояний, энергетически мало отличающихся друг от друга. Специфика синтеза новых плёночных материалов с использованием ТФР является актуальной и требует дальнейших исследований.

В литературе приведены три основных типа твердотельных реакций [1–3]:



Для целей твердофазного синтеза новых фаз наиболее всего подходит третий тип реакций.

1. Твердофазный синтез возможен:

– при адиабатическом нагреве плёночных, слоистых структур и характеризуется скоростью нагрева и температурой иницирования реакции;

– при осаждении верхнего слоя при температуре выше температуры иницирования.

2. При осаждении второго слоя на первый с монокристаллической структурой продукт синтеза, как правило, также является монокристаллическим.

3. Химические взаимодействия между слоями носят дальнедействующий характер [3].

4. Любые структурные и фазовые превращения, которые на диаграмме состояния имеют наименьшую температуру перехода, стимулируют начало первой реакции (температуру иницирования) [4].

Целью данной работы является изучение химических взаимодействий в двухслойных структурах, а также возможности их использования для синтеза новых материалов. Экспериментально эти возможности изучались на примере систем Co-Sm, Co-Pd, Co-Cr, которые при межслойных химических взаимодействиях образуют последовательность фаз и твердые растворы [4]. Предварительные результаты исследований показали, что в системе Co-Sm в процессе серий отжига формируется фазовая последовательность  $Co/Sm \rightarrow Co_7Sm_2 \rightarrow Co_{17}Sm_2$ . Сформированные фазы обладают высокой кристаллографической анизотропией порядка  $10^7$  эрг/см<sup>3</sup>.

В системах Co/Cr и Co/Pd при термообработке образуются твёрдые растворы во всем концентрационном диапазоне составов, основным свойством которых является возникновение перпендикулярной анизотропии [5].

В работе также приведены данные о намагниченности насыщения, формы петель гистерезиса в синтезированных образцах.

**Библиографические ссылки**

1. Третьяков Ю. Д. Твердофазные реакции // Соросовский образовательный журнал. М., 1999. Т. 4. С. 35–39.
2. Мержанов А. Г. Самораспространяющийся высокотемпературный синтез // Успехи химии. М. : 2001. Вып. 12. С. 59–98.
3. Мягков В. Г. и др. Твердофазный синтез эпитаксиальных L1<sub>0</sub>-FePd тонких пленок: структурные превращения и магнитная анизотропия // Письма в ЖЭТФ. 2004. Т. 80. Вып. 7. С. 555–559.
4. Жигалов В. С. и др. Твердофазный синтез магнитных пленок // Письма в ЖЭТФ. 2009. Т. 88. Вып. 6. С. 445–449.
5. Семечков В. А., Рыбакова А. Н., Жигалов В. С., Мягков В. Г. Твердофазные реакции в пленочных двуслойных структурах переходных металлов // Вестник СибГАУ. Вып. 41. Красноярск, 2012. С. 251.

**References**

1. Tret'jakov Ju. D. Tverdogaznye reakcii // Sorosovskij obrazovatel'nyj zhurnal. M., 1999. T. 4. S. 35–39.
2. Merzhanov, A. G. Samorasprostranjajushhij vysokotemperaturnyj sintez // Uspehi himii. M., 2001. Vol. 12. S. 59–98.
3. Mjagkov V. G., i dr. Tverdogaznyj sintez jepitaksial'nyh L1<sub>0</sub>-FePd tonkih plenok: strukturnye prevrashhenija i magnitnaja anizotropija // Pis'ma v ZhJeTF. 2004. T. 80. Vol. 7. S. 555–559.
4. Zhigalov V. S. i dr. Tverdogaznyj sintez magnitnyh plenok // Pis'ma v ZhJeTF. 2009. T. 88. Vol. 6. S. 445–449.
5. Semechkov V. A., Rybakova A. N., Zhigalov V. S., Mjagkov V. G. Tverdogaznye reakcii v plenochnyh dvuslojnyh strukturah perehodnyh metallov // Vestnik SibGAU, vyp. 41. Krasnojarsk, 2012, p. 251.

© Рыбакова А. Н., Жигалов В. С., Мягков В. Г., 2013

УДК 621.316.

**НОВЫЕ МАТЕРИАЛЫ ДЛЯ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ, ПОЛУЧАЕМЫЕ ВВЕДЕНИЕМ В ИХ СОСТАВ АЛМАЗНО-ГРАФИТОВОГО НАНОПОРОШКА**

*Е. В. Сергеева*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: lena\_7033@list.ru

*Введение алмазно-графитового нанопорошка в состав получаемого материала повышает срок его эксплуатации в экстремальных климатических условиях.*

*Ключевые слова: алмазно-графитный нанопорошок*

**NEW MATERIALS FOR SPACE TECHNOLOGIES PREPARED BY THE INTRODUCING DIAMOND-GRAPHITE NANOPOWDERS INTO THEIR COMPOSITION**

*E. V. Sergeeva*

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnojarsk, 660014, Russia. E-mail: lena\_7033@list.ru

*Introducing the diamond-graphite nanopowder to the resulting material increases its service life under the extreme climatic conditions.*

*Keywords: diamond-graphite nanopowder.*

Те, кто хоть раз сталкивался с методом порошковой металлургии, представляют себе этот процесс как сочетание двух технологий – прессования и термической обработки. Действительно, порошковые технологии так и развивались долгие годы, но требования по повышению прочностных характеристик материалов, снижение себестоимости их изготовления в массовом производстве привели к появлению новых методов консолидации порошков.

На наших глазах происходит «тихая революция» в материаловедении: внедрение нового технологического оборудования, способного в массовых масштабах заме-

нить традиционные методы изготовления ответственных деталей, используемых в авиации и космонавтике.

Новые методы снижают материалоемкость и трудоемкость производства. Ведь не секрет, что в аэрокосмической отрасли традиционные технологии изготовления особенно трудоемки: при изготовлении компонентов снимается до 90 % металла заготовки. При этом значительно растет стоимость детали.

На рассмотрение были представлены две композиции изготавливаемые методом порошковой металлургии: а) (26,5 % Pb, ост. – графит) – тип 1; б) (10 % Pb + 3,0 % графита + 30 % Cu, ост. – Fe) – тип 2.

Отличительной особенностью разработанной технологии изготовления нового материала явилось введение в его объем алмазно-графитового нанопорошка (НП-АГ), полученного методом детонационного синтеза [1] из углерода, содержащегося во взрывчатых веществах. Отпрессованные из разработанного состава (52 % Fe + 30 % Cu + 15 % Pb + 3 % C) с добавкой 1 % пластификатора (стеарат цинка  $C_{36}H_{70}O_4Zn$ , температура плавления 122 °С) и спеченные образцы (пористость составляла до 20 %) с использованием ультразвукового генератора УЗГ3-10 при частоте 22 кГц в течение 30 мин пропитывали суспензией, состоящей из масла И-20А и НП-АГ.

Частицы НП-АГ имеют размер частиц в пределах 2–12 нм. Удельная поверхность НП-АГ составляет 200...420 м<sup>2</sup>/г и зависит от режима процесса, а также от состава взрывчатого вещества. Содержание углерода в порошке составляет 85 мас.%, алмазов – не более 15 мас. %, остальное – примеси металлов и адсорбированные газы.

Нанопорошки представляют собой тонкодисперсные сверхмелкозернистые образования, размеры которых не превышают 100 нм. Количество атомов в их поверхностном слое и в объеме оказывается соизмеримым, вследствие чего они обладают новыми уникальными свойствами. Рентгеноструктурными, нейтроно- и электронографическими исследованиями установлено [2], что среднее межатомное расстояние в нанодисперсных частицах существенно меньше, чем в соответствующих массивных материалах, а развиваемое в них лапласовское сжимающее давление [3] настолько значительно ( $10^3...10^5$  атм.), что вызывает существенное искажение кристаллической решетки, приводит к уменьшению до 10 % объема, влияет на энергию активации большинства процессов таким образом, что в итоге ультрадисперсные среды характеризуются комплексом свойств, существенно отличающихся от таковых для обычных материалов того же состава. В определенной степени эти свойства влияют на характеристики, получаемые с их участием.

Существуют материалы, износ которых можно уменьшить с помощью пропитки, например масляной суспензией, содержащей наноразмерные частицы углерода и алмаза. Пропитка осуществлялась в ультразвуковой ванне. Полученные материалы испытывались на специально разработанном стенде.

Пропитке подвергались углеграфитовые и металлокерамические материалы различных производителей.

Вследствие присутствия в масле ансамблей наночастиц углерода происходит изменение свойств дисперсионной среды с образованием в ней упорядоченных структур, которые оказывают положительное влияние на процесс поглощения суспензии материалом образца. Наиболее высокое объемное поглощение суспензии наблюдалось при содержании в ней НП-АГ порядка 3,5 мас. %.

Эффект увеличения пропитываемости образцов масляной суспензией, содержащей частицы углерода и алмаза нанометрического диапазона при наложении ультразвуковых колебаний, основан на образовании микроструй вещества, образующихся в результате схлопывания кавитационных пузырьков. Созданные в результате кавитации локальные поля температуры и

скорости в объеме суспензии приводят к уменьшению ее вязкости и усиливают эффект ее проникновения вглубь пористого материала (эффект тиксотропии).

Лабораторные испытания пропитанных образцов проводились в сравнении с углеграфитовыми. Испытания проводилось на стенде при различной относительной скорости непрерывного вращения.

Хорошие результаты показали образцы, изготовленные из металлокерамического материала, пропитанного масляной суспензией, содержащей НП-АГ, в результате чего износ этого образца оказался значительно больше нормы (при этом глубина износа не должна превышать 10 мм). При дальнейших испытаниях износ по мере приработки уменьшается. Кроме того, уменьшение износа образца, как и в случае испытания образцов, пропитанных маслом, связано с образованием на контактной поверхности тонкого слоя смазки, в результате чего уменьшается коэффициент трения и нагрев образца (не выше 100 °С).

В общем виде этот эффект можно отнести за счет проявления эффекта «самосмазывания», подобного тому, который имеет место при работе пористых антифрикционных подшипников, предварительно пропитанных маслом с помощью ультразвуковых колебаний [4]. Сущность эффекта заключается в том, что в процессе трения-скольжения образца по поверхности контактного материала масло поступает в зону трения из капилляров. Кроме того, присутствующие в суспензии частицы алмаза оказывают полирующее воздействие на контактную поверхность.

#### Библиографические ссылки

1. Ставер А. М., Губарева Н. В., Лямкин А. И. и др. Ультрадисперсные алмазные порошки, полученные с использованием энергии взрыва // Физика горения и взрыва. 1984. № 5. С. 100–103.
2. Морохов И. Д., Трусов Л. И., Чижик С. П. Ультрадисперсные металлические среды. М.: Атомиздат, 1977. 264 с.
3. Физический энциклопедический словарь. М.: Сов. энциклопедия, 1984. 944 с.
4. Гладунова Е. В., Кашо О. С. Применение ультрадисперсных порошков в технологии изготовления самосмазывающихся подшипников // Высокоэнергетические процессы и наноструктуры : материалы межрегион. конф. / КГТУ. Красноярск, 2002. С. 60–61.

#### References

1. Staver A. M., Gubareva N. V., Ljamkin A. I. i dr. Ul'tradispersnye almaznye poroshki, poluchennye s ispol'zovaniem jenerгии vzryva // Fizika gorenija i vzryva. 1984. № 5. S. 100–103.
2. Morohov I. D., Trusov L. I., Chizhik S. P. Ul'tradispersnye metallicheskie sredy. M. : Atomizdat, 1977. 264 s.
3. Fizicheskij jenciklopedicheskij slovar'. M. : Sov. jenciklopedija, 1984. 944 s.
4. Gladunova E. V., Kasho O. S. Primenenie ul'tradispersnyh poroshkov v tehnologi izgotovlenija samosmazыvajushhihsja podshipnikov // Vysokojenergeticheskie processy i nanostrukturny : materialy mezhregion. konf. ; KGTU. Krasnojarsk, 2002. S. 60–61.

УДК 537.312.6

**СТРУКТУРА И МАГНИТНЫЕ СВОЙСТВА ТВЕРДЫХ РАСТВОРОВ  $Fe_{1-x}Cr_xS$**

*В. В. Соколович<sup>1</sup>, Д. А. Великанов<sup>2</sup>, М. С. Молокеев<sup>2</sup>*

<sup>1</sup>Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: vvs2548@mail.ru

<sup>2</sup>Институт физики имени Л. В. Киренского СО РАН  
Россия, 660036, г. Красноярск, Академгородок, 50

*Синтезированы твердые растворы системы FeS-CrS. Проведен рентгенофазовый анализ полученных образцов, определена структура. Измерена намагниченность образцов в области температур 4,2–1 000 К. Аномалии намагниченности у всех исследуемых образцов  $Fe_{1-x}Cr_xS$  обнаружены в области температур 400–800 К.*

*Ключевые слова: твердые растворы, структура, намагниченность.*

**STRUCTURE AND MAGNETIC PROPERTIES A SOLID SOLUTIONS  $Fe_{1-x}Cr_xS$**

*V. V. Sokolovich<sup>1</sup>, D. A. Velikanov<sup>2</sup>, M. S. Molokeyev<sup>2</sup>*

<sup>1</sup>Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochoy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: vvs2548@mail.ru

<sup>2</sup>Kirenskiy Institute of Physics Siberian Branch of the Russian Academy of Science  
50, Academgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russia

*Solid solutions of the FeS-CrS are synthesized. X-ray analysis of the samples is done, the structure is determined. Magnetization of the sample is measured in the temperature range of 4,2–1 000 K. Anomalies of the magnetization of all the samples  $Fe_{1-x}Cr_xS$  are detected in the temperature range 400–800 K.*

*Keywords: solid solution, crystal structure, magnetization.*

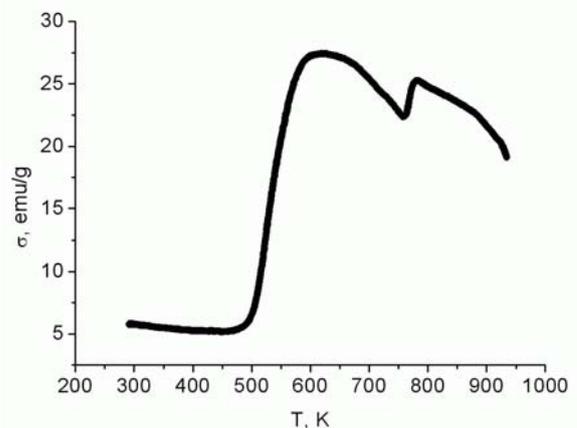
Моносulfиды FeS и CrS кристаллизуются в структуре типа NiAs и проявляют многообразие физических свойств, среди которых особый интерес вызывают переходы металл-диэлектрик (ПМД) и магнитные переходы. В FeS ПМД наблюдается при 420 К, в CrS – при 870 К. Оба моносulfида являются антиферромагнетиками. В FeS наряду с переходом из парамагнитного состояния в антиферромагнитное ( $T_N = 600$  К), наблюдается также спин-ориентационный переход при 420 К). CrS является коллинеарным антиферромагнетиком с вектором антиферромагнетизма, направленным вдоль гексагональной оси с. Вопрос о температуре перехода в парамагнитное состояние и о возможных спин-ориентационных переходах в CrS в настоящее время остается открытым.

Рассматриваемые выше свойства sulfидов FeS и CrS в основном определяются d-электронами. При этом металлы, образующие данные sulfиды, имеют близкие электронные спектры, различающиеся лишь степенью заполнения d-состояний. Поэтому особый интерес, соответственно, вызывают твердые растворы замещения, которые позволяют последовательно изменять концентрацию электронов в d-состояниях. Исследования соединений системы FeS-CrS [1] показали, что образцы, получаемые обычно с помощью стандартных технологий, являются твердыми растворами лишь при высоких температурах, а при низких температурах являются смесью простых sulfидов и металлов.

Синтез исследуемых образцов системы FeS-CrS был проведен в кварцевых ампулах при температуре 960 °С. Стабилизации твердых растворов  $Fe_{1-x}Cr_xS$

проводилась с помощью печи-катапульты [2]. Рентгенографические измерения проводились при комнатной температуре. Спектры для всех исследуемых образцов были идентифицированы на основе суперструктуры NiAs-типа с симметрией P-62с, наблюдаемой в чистом FeS при температурах меньших 420 К.

Магнитные измерения образцов проводились в полях от 0 до 0,5 Т в области температур 4,2–1 000 К. На рисунке представлена типичная температурная зависимость намагниченности, наблюдаемая для исследуемых образцов.



Температурная зависимость намагниченности  $Fe_{0,5}Cr_{0,5}S$  ( $H = 0,5$  Т)

На кривой  $\sigma(T)$  в области 500–600 К имеет место резкое возрастание намагниченности аналогичное изменению намагниченности, наблюдаемому в FeS

при 420 К. При 750 К на кривой намагниченности наблюдается излом. Зависимость  $\sigma(T)$  при охлаждении, существенным образом изменяется и приобретает вид, характерный для медленно охлажденных образцов [1]. Полевые зависимости намагниченности, наблюдаемые для всех образцов, являются характерными для ферромагнетиков. Это последнее можно связать как с ферромагнетизмом образцов, так и с недоработками технологических режимов.

Результаты рентгенофазового анализа подтверждают результаты мессбауэровских измерений [2] фазового состава исследуемых образцов. Исходя из полученных данных, в принципе можно говорить о непрерывном ряде твердых растворов. Соответственно, это позволяет связать наблюдаемые в образцах изменения в физических свойствах со степенью заполнения d-состояний. Так, например, из результатов магнитных измерений следует, что возрастание  $x$  в  $Fe_{1-x}Cr_xS$  приводит к повышению температуры переходов, наблюдаемых в FeS при 420 К. Интересно отметить, что замещение железа кобальтом приводит к понижению температур переходов в FeS [3].

### Библиографические ссылки

1. Соколов В. В. // Вестник СибГАУ. 2009. № 3(10). С. 38–41.
2. Соколов В. В., Баюков О. А. // ФТТ. 2007. 49, 10, 1831.
3. Collin G., Gardette M. F., Comes R. // J. Phys. Chem. Solids. 1987. Vol. 48, № 9. P. 791–802.

### References

1. Sokolovich V. V. // Vestnik SibGAU. 2006. № 3, p. 38.
2. Sokolovich V. V., Bayukov O. A. // FTT. 2007. 49, 10, 1831.
3. Collin G., Gardette M.F., Comes R. // J. Phys. Chem. Solids. 1987. Vol. 48, no 9, p. 791–802.

© Соколов В. В., Великанов Д. А.,  
Молокеев М. С., 2013

УДК 537.86

## НИЗКОТЕМПЕРАТУРНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ МИКРОПОЛОСКОВЫХ РЕЗОНАТОРОВ И ФИЛЬТРОВ НА ИХ ОСНОВЕ

А. В. Угрюмов<sup>1</sup>, А. А. Лексиков<sup>2</sup>, А. О. Афонин<sup>1</sup>

<sup>1</sup> Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: dark24@bk.ru

<sup>2</sup> Институт физики имени Л. В. Киренского СО РАН Россия, 660036, г. Красноярск, Академгородок, 50. E-mail: leksikov@iph.krasn.ru

*Исследовано влияние криогенных температур на свойства микрополосковых резонаторов (МПП) и фильтров (МПФ). Установлено, что такое понижение температуры приводит к значительному увеличению собственной добротности МПП и значительному уменьшению потерь в полосе пропускания МПФ, а также к заметному изменению резонансных частот устройств. Многократное термоциклирование не приводит к механическому разрушению микрополосковых структур и не изменяет их свойств.*

*Ключевые слова: микрополосковый резонатор (МПП), микрополосковый фильтр (МПФ), добротность, коэффициент прохождения, резонансная частота.*

## LOW-TEMPERATURE RESEARCH OF MICROSTRIP RESONATORS AND FILTERS ON THEIR BASE

A. V. Ugryumov<sup>1</sup>, A. A. Leksikov<sup>2</sup>, A. O. Afonin<sup>1</sup>

<sup>1</sup> Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev 31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: dark24@bk.ru

<sup>2</sup> Kirenskiy Institute of Physics Siberian Branch of the Russian Academy of Science 50, Academgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russia. E-mail: leksikov@iph.krasn.ru

*The effect of cryogenic temperatures on the properties of microstrip resonators (MSR) and filter (MSF) is studied. It is found that decrease in temperature leads to a considerable increase in MSR quality factor and significant lowering the loss in MSF passband, as well as a marked change in the resonant frequency of devices. Repeated thermal cycling does not lead to mechanical destruction of the microstrip structures and not alter their properties.*

*Keywords: microstrip resonator (MSR), microstrip filter (MSF), quality factor, transmission coefficient, resonance frequency.*

Микрополосковые фильтры (МПФ) – одни из наиболее важных и широко распространённых элементов, применяемых при реализации различных СВЧ схем и приборов. МПФ широко применяются в авиации и космических аппаратах как элементы радиоприемных и радиопередающих устройств. Их важнейшим достоинством являются миниатюрные размеры и малый вес, простота изготовления и настройки [1].

Важным свойством фильтров является их избирательность (селективность). Для повышения селективности увеличивают число резонаторов в фильтре, однако при этом существенно возрастают потери в полосе пропускания вследствие сравнительно невысокой собственной добротности МПР [2]. Для уменьшения потерь используют МПР на основе ВТСП пленок [3], но они дороги, а фильтры на их основе очень сложны в настройке. Основным фактором, ограничивающим добротность МПР, является проводимость используемых в них металлов. Известно, что проводимость меди при понижении температуры до температуры жидкого азота повышается почти на порядок. И это открывает единственную, пожалуй, возможность повышения собственной добротности МПР с полосковыми проводниками из меди. Отметим, что при этом еще существенно понизятся тепловые шумы

фильтра, что является важным фактором при использовании его во входных цепях приемной системы.

Целью работы является разработка и изготовление микрополосковых структур на подложке из RT/duroid5880 (МПР-1, МПР-2 и МПФ-1) и поликора (МПР-3, МПР-4 и МПФ-2), исследование их свойств (собственной добротности  $Q_0$ , коэффициента прохождения  $k$  и резонансной частоты  $f_0$ ) при комнатной температуре и температуре жидкого азота, а также их «живучесть» при многократном термоциклировании.

Моделирование устройств осуществлялось в программном продукте AWR DESIGN ENVIRONMENT 2009 (AWRDE 2009), а измерение их АЧХ проводилось с использованием векторного анализатора цепей немецкой фирмы ROLDE&SCHWARZ, при этом МПР включались в измерительный тракт «на проход» со слабой связью. В качестве иллюстрации на рис. 1 и 2 представлены измеренные АЧХ МПР-1 и МПФ-1 при комнатной температуре и температуре жидкого азота.

Остальные устройства вели себя подобным образом, отличие состояло в том, что у структур на подложке из поликора собственная резонансная частота увеличивалась при понижении температуры. В табл. 1 и 2 приведены свойства устройств при комнатной температуре и температуре жидкого азота.

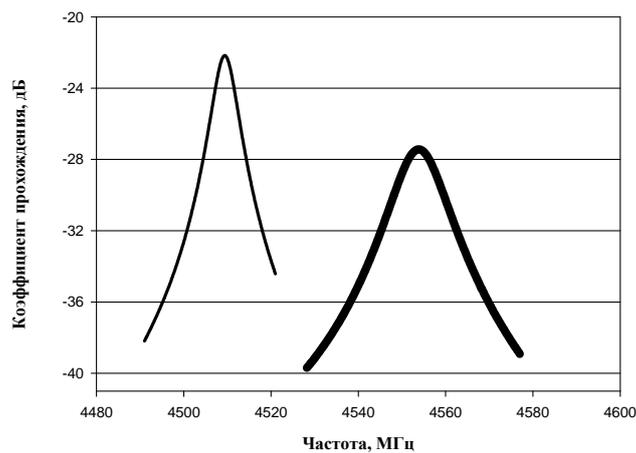


Рис. 1. Экспериментально полученные АЧХ МПР-1 ( $f_0 = 4553$  МГц) при комнатной температуре (толстая линия) и температуре жидкого азота (тонкая линия)

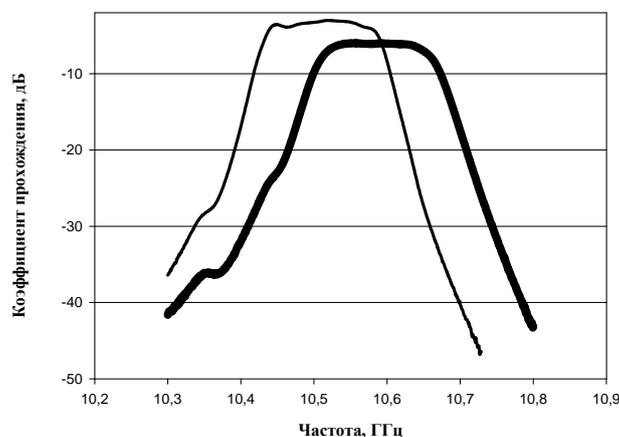


Рис. 2. Экспериментально измеренные АЧХ МПФ-1 ( $f_0 = 10.52$  ГГц) при комнатной температуре (толстая линия) и температуре жидкого азота (тонкая линия)

Таблица 1

**Собственные добротности и резонансные частоты всех МПР  
при комнатной температуре и температуре жидкого азота**

	МПР-1	МПР-2	МПР-3	МПР-4
$f_0$ при комнатной температуре, МГц	4 553	9 129	4 552	9 176
$f_0$ при температуре жидкого азота, МГц	4 509	9 053	4 604	9 301
$Q_0$ при комнатной температуре	350,54	425,27	362,54	430,25
$Q_0$ при температуре жидкого азота	771,46	941,09	860,55	638,53

Таблица 2

**Коэффициенты прохождения и резонансные частоты всех МПФ  
при комнатной температуре и температуре жидкого азота**

	МПФ-1	МПФ-2
$f_0$ при комнатной температуре, ГГц	10,59	3,42
$f_0$ при температуре жидкого азота, ГГц	10,52	3,46
$k$ коэффициент прохождения при комнатной температуре, дБ	-6,09	-7,29
$k$ коэффициент прохождения при температуре жидкого азота, дБ	-3,81	-4,78

Анализ результатов, полученных экспериментально и численным моделированием, показал, что, как и следовало ожидать, охлаждение устройств до криогенных температур приводит к существенному увеличению собственной добротности МПР и уменьшению потерь в полосе пропускания МПФ. Это связано как с уменьшением джоулевых потерь в полосковых проводниках, так и с уменьшением  $\text{tg}\delta$  подложки. Также происходит некоторое изменение собственной частоты микрополосковых устройств из-за изменения диэлектрической проницаемости материала подложки. Многократное термоциклирование не привело к разрушению и изменению свойств устройств.

**Библиографические ссылки**

1. Беляев Б. А. и др. Исследование микрополосковых резонаторов и устройств СВЧ на их основе. Ч. 1 // Препринт № 415Ф ИФ СО АН СССР, Красноярск, 1987. 55 с.

2. Тюрнев В. В. Теория цепей СВЧ : учеб. пособие. Красноярск : ИПЦ КГТУ, 2003. 194 с.

3. Вендик И. Б. и др. Полосно-пропускающие микрополосковые фильтры на пленках высокотемпературного сверхпроводника // ПЖТФ. СПб. : Наука, 1998. Т. 24. № 24. С. 50–54.

**References**

1. Beljaev B. A. i dr. Issledovanie mikro poloskovykh rezonatorov i ustrojstv SVCh na ih osnove. Chast' 1 // Preprint № 415F IF SO AN SSSR. Krasnojarsk, 1987. 55 s.

2. Tjurnev V. V. Teorija cepej SVCh : ucheb. posobie. Krasnojarsk : IPC KGTU, 2003. 194 s.

3. Vendik I. B. i dr. Polosno-propuskajushhie mikro poloskovyie fil'try na plenkah vysokotemperaturnogo sverhprovodnika // PZhTF. SPb. : Nauka, 1998. T. 24. № 24. S. 50–54.

© Угрюмов А. В., Лексиков А. А., Афонин А. О., 2013

УДК 539.21(06)

**ПОЛУЧЕНИЕ И ПРИМЕНЕНИЕ МОДИФИЦИРОВАННОГО НАНОЧАСТИЦАМИ  
СВЕРХВЫСОКОМОЛЕКУЛЯРНОГО ПОЛИЭТИЛЕНА**

*Л. Ю. Федоров, И. В. Карпов, А. В. Ушаков, А. А. Лепешев*

Сибирский федеральный университет

Россия, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79. E-mail: sfu-unesco@mail.ru

*Рассматривается материал, полученный при модифицировании сверхвысокомолекулярного полиэтилена нанодисперсными керамическими наполнителями в плазмохимическом реакторе низкого давления. Описаны предпосылки его применения в узлах КА.*

*Ключевые слова: плазмохимическое модифицирование, керамические нанонаполнители, СВМПЭ.*

**MANUFACTURING AND APPLYING THE UHMWPE MODIFIED OF NANOPARTICLES**

*L. U. Fedorov, I. V. Karpov, A. V. Ushakov, A. A. Lepeshev*

Siberian Federal University

79, Svobodny Prospect, Krasnojarsk, 660041, Russia. E-mail: sfu-unesco@mail.ru

The material, which is obtained through modified UHMWPE of nanodisperse ceramic fillers in the low-pressure plasma chemical reactor, is presented. The prerequisites of its application in the nodes of the spacecraft are described.

Keywords: *plasmochemical modification, ceramic fillers, UHMWPE.*

В настоящее время повышение срока активного существования телекоммуникационных и навигационных космических аппаратов (КА) ограничено существующим материаловедческим обеспечением, сложившимся в данной отрасли. В условиях космического вакуума, интенсивного электромагнитного и корпускулярного излучения возникают специфические поверхностные явления в результате десорбции, испарения и сублимации материалов. Поверхности твердых тел становятся весьма чистыми, вплоть до атомно-чистых. Эти процессы вызывают возрастание адгезии и когезии и, как следствие, ухудшение характеристик трения и износа в шарнирных узлах. Могут возникать явления заедания и даже «холодной» сварки в точках контакта, приводящие к выходу из строя механизмов. Восстановление защитных окисных пленок на поверхностях затруднено из-за низкого окислительного потенциала космической среды [1].

Решение этой проблемы для открыто расположенных конструктивных элементов неразрывно связано с применением в узлах КА новых материалов, включая полимерные материалы, допированные нанодисперсными частицами. В связи с этим возникает необходимость в исследованиях по эффективному проведению операций получения наночастиц и их введения в полимерную матрицу или совмещения их в рамках одного процесса.

Такая возможность может быть реализована в реакционной плазмохимической камере дугового разряда низкого давления. В этом случае синтез наночастиц в контролируемой среде и их осаждение на полимерный материал осуществляется *in situ* в рамках единого технологического процесса.

Были проведены исследования по получению полимерного композиционного материала (ПКМ) на основе сверхвысокомолекулярного полиэтилена и керамических нанодисперсных частиц оксида титана. Данный материал может быть использован при изготовлении узлов трения и прецизионных устройств

космических аппаратов, в частности приводов раскрытия солнечных батарей и рефлекторов.

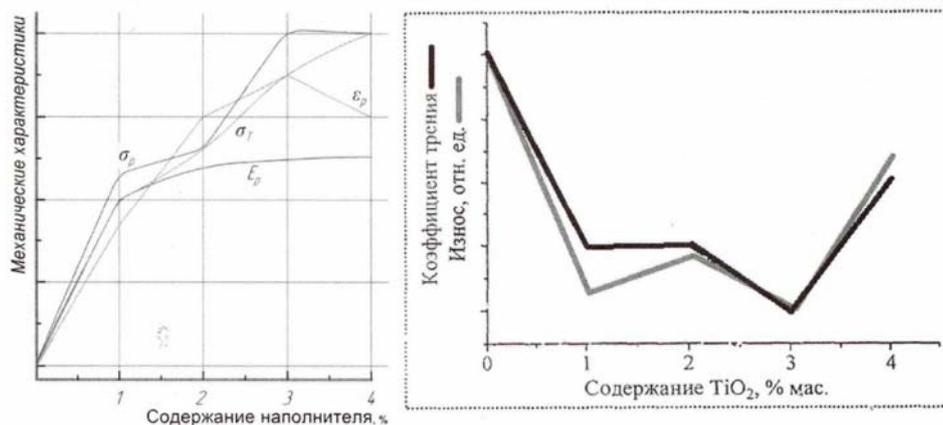
Технология получения нанодисперсных керамических частиц и способ их введения в полимерную матрицу подробно описаны в предыдущих работах [2–4].

Исследования механических свойств ПКМ с различной концентрацией наполнителя проводили по стандартным методикам на растяжение. Исследования износостойкости и коэффициента трения скольжения проводили по схеме стержень–диск. В качестве контртела использовали стальной полированный шарик из стали 100Сг6 (аналог стали ШХ15, твердость 1550 HV, модуль Юнга 220 ГПа, плотность 7,812 г/см<sup>3</sup>).

На рисунке показаны зависимости механических и трибологических характеристик от содержания наполнителя. Можно заметить, что с ростом концентрации TiO<sub>2</sub> до 4 % масс. характеристики  $E_p$  и  $\sigma_T$  возрастают соответственно в 5,5 и 1,1 раза,  $\sigma_p$  – в 1,1 раза (в сравнении с образцом немодифицированного СВМПЭ). Пластичность композитов практически не изменяется.

Следует отметить, что оптимальное содержание TiO<sub>2</sub> – 3 % масс. Дальнейшее увеличение содержания TiO<sub>2</sub> не дает существенных результатов, что может быть связано с агломерацией порошков, обусловленной высокой эффективной поверхностью.

При трибологических испытаниях нанокompозитов установлено, что зависимость коэффициента трения от содержания наполнителя имеет вид кривой с минимумом при содержании TiO<sub>2</sub> 3 % масс. Зависимость износа от содержания наполнителя также имеет вид кривой с минимумом, причем достаточно невысоким (в два раза ниже, чем у матричного материала) износ наблюдается для образцов с содержанием наполнителя 1–3 % масс. При более высоких значениях наполнения износ резко увеличивается. Максимальное пятно износа получено при испытании ненаполненного образца.



Характер зависимости механических и трибологических характеристик от содержания наполнителя

Вакуумная плазменно-дуговая модификация частиц СВМПЭ позволяет решить одновременно несколько задач:

1) взаимодействие с кислородной или кислородсодержащей плазмой, которое приводит к образованию полярных групп в поверхностном слое полимера. Это вызывает рост поверхностной энергии полимера и, как следствие, увеличивает смачивание и величину адгезии к металлам и органическим веществам;

2) изменение молекулярного строения СВМПЭ без разрыва внутримолекулярных связей, подразумевающее изменение характера укладки углеводородных цепей;

3) плазменное легирование порошинок СВМПЭ частицами наполнителя, имеющего наноразмеры;

4) однородное перемешивание частиц СВМПЭ и наполнителя, обеспечивающее при последующем горячем прессовании однородное распределение модификатора в связующем.

Таким образом, достигнутые эффекты при модифицировании полимерной матрицы позволяют получить изделия с новым уровнем свойств, применение которых возможно, в том числе, и на борту КА.

#### Библиографические ссылки

1. Нусинов М. Д. Влияние космического вакуума на материалы и устройства научной аппаратуры. М. : Машиностроение, 1987. 48 с.
2. Карпов И. В., Ушаков А. В., Лепешев А. А. Исследование технологических свойств нанопорошка

TiN, синтезированного в плазме дугового разряда низкого давления // Технология машиностроения. 2013. № 2. С. 39–42.

3. Лепешев А. А., Ушаков А. В., Карпов И. В. Физико-механические и трибологические свойства наноконпозиционного материала на основе сверхвысокомолекулярного полиэтилена и электродугового порошка TiO<sub>2</sub> // Заводская лаборатория. Диагностика материалов. 2012. № 7. С. 25–29.

4. Пат. 2486990 Российская Федерация. МПК B22F 1/02, C23C 14/34. Устройство для нанесения покрытий на порошки / А. В. Ушаков, И. В. Карпов, Л. Ю. Федоров, А. А. Лепешев ; заявитель и патентообладатель ФГАОУ ВПО «СФУ». № 2012115943 ; заявл. 19.04.2012 ; опубл. 10.07.2013, бюл. № 19. 6 с. : ил.

#### References

1. Nusinov M. D. Vlijanie kosmicheskogo vakuuma na materialy i ustrojstva nauchnoj apparatury. M. : Mashinostroenie, 1987. 48 p.
2. Karpov I. V., Ushakov A. V., Lepeshev A. A. Tehnologija mashinostroenija. 2013, vol. 2, p. 39–42.
3. Lepeshev A. A., Ushakov A. V., Karpov I. V. Zavodskaja laboratorija. Diagnostika materialov. 2012, vol. 7, p. 25–29.
4. Patent 2486990 Russian Federation.

© Федоров Л. Ю., Карпов И. В., Ушаков А. В., Лепешев А. А., 2013

УДК 620.1

### ОПРЕДЕЛЕНИЕ ФИЗИКО-МЕХАНИЧЕСКИХ СВОЙСТВ ЗАЩИТНОГО ОКСИДНОГО СЛОЯ МЕТОДОМ НАНОИНДЕНТИРОВАНИЯ\*

Е. Н. Федорова<sup>1,2</sup>, Н. В. Суходоева<sup>1</sup>, Д. Монсо<sup>2</sup>, Д. Окаб<sup>2</sup>, В. Турк<sup>3</sup>

<sup>1</sup>Сибирский федеральный университет

Россия, 660074, Красноярск, ул. Киренского, 28

<sup>2</sup>Université de Toulouse, Institut Carnot CIRIMAT, ENSIACET  
BP-44362, allée Emile Monso, 31030 Toulouse cedex-4, France

<sup>3</sup>Université de Toulouse, Institut Carnot CIRIMAT, Université Paul Sabatier  
118, route de Narbonne, 31062 Toulouse cedex 9, France

*Метод наноиндентирования применен для определения твердости и модуля упругости оксидного слоя, формирующегося на поверхности монокристаллического суперсплава на основе никеля при высокотемпературном (1 100 °С) изотермическом окислении. Проведены серии испытаний при различной нагрузке на отполированную поверхность поперечного среза образца после окисления и на поверхности оксидного слоя. Установлено существование «размерного эффекта». Полученные экспериментальные значения модуля Юнга использованы при расчете прочности адгезии границы раздела металл/оксид.*

*Ключевые слова:* сплавы на основе никеля, окисление, оксидный слой, наноиндентирование, твердость, модуль Юнга, адгезия.

\* Исследование выполнено при частичной финансовой поддержке РФФИ в рамках международного научного проекта № 13-08-91053-НЦНИ\_а.

## DETERMINATION OF THE PHYSICO-MECHANICAL PROPERTIES OF THE PROTECTIVE OXIDE SCALE BY NANO-INDENTATION

E. Fedorova<sup>1,2</sup>, N. Suhodoeva<sup>1</sup>, D. Monceau<sup>2</sup>, D. Oquab<sup>2</sup>, V. Turq<sup>3</sup>

<sup>1</sup>Siberian Federal University

28 Kirenskiy str., Krasnoyarsk, 660074, Russia

<sup>2</sup> Université de Toulouse, Institut Carnot CIRIMAT, ENSIACET

BP-44362, allée Emile Monso, 31030 Toulouse cedex-4, France

<sup>3</sup> Université de Toulouse, Institut Carnot CIRIMAT, Université Paul Sabatier

118, route de Narbonne, 31062 Toulouse cedex 9, France

*Nano-indentation test is used to determine the hardness and the Young's modulus of the thermally grown oxide formed during the high temperature (1100 °C) isothermal oxidation of single crystal Ni-based superalloy. Multiple nano-indentation tests at different loads are performed on the polished cross-section and on the surface of oxide scale. The effect of applied load on the measured values is observed. The measured values of Young's modulus are used to determine the values of the work of adhesion of metal/oxide interface.*

*Keywords: Ni-based superalloys, oxidation, oxide scale, nano-indentation test, hardness, Young's modulus, adhesion.*

В современном авиастроении для защиты поверхностей узлов и деталей из сложнолегированных жаропрочных монокристаллических никелевых сплавов, эксплуатируемых в условиях высоких температур и агрессивных сред, применяют системы теплозащитных покрытий. Сопrotивление окислению сплавов на основе никеля, а также долговечность теплозащитных покрытий во многом определяются свойствами формирующегося при высокотемпературном воздействии защитного оксидного слоя. Для оценки прочности адгезии границы раздела металл/оксид используются различные методы испытаний, однако только немногие из них применимы к рассматриваемой системе: испытания на растяжение, трех- и четырехточечный изгиб, скретч-тест, методы индентирования и специально разработанные методы испытаний. Необходимо отметить значительный разброс экспериментальных значений работы адгезии. В зависимости от методов испытаний и моды нагружения (I, II) значения изменяются от 5 до 110 Дж/м<sup>2</sup> [1–6]. При этом в большинстве работ не учитываются многослойная структура формирующегося оксидного слоя и изменение физико-механических свойств в тонких пленках по отношению к массивным материалам.

В данной работе для определения физико-механических свойств оксидного слоя после изотермического окисления (100 ч при 1100 °C) промышленного жаропрочного монокристаллического сплава на основе никеля AM1 (7.5Cr-6.5Co-2.0Mo-5.5W-5.3Al-1.2Ti-8.0Ta) [7] применялся метод наноиндентирования.

Подробно кинетика изотермического окисления сплава AM1 и микроструктура формирующегося оксидного слоя исследованы в работах [8; 9]. В предыдущей работе по применению метода наноиндентирования [9] приведены результаты измерений на поверхности поперечного среза. Данное исследование дополнено определением свойств на поверхности оксидного слоя.

Испытания проводились на приборе Ultra Nano-indentation Tester фирмы CSM Instrument, с использованием индентора Берковича. Для определения влия-

ния нагрузки на значения характеристик упругости и твердости проводилась серия испытаний при различных значениях максимальной нагрузки  $F_{max} = 10, 30, 50$  и  $70$  мН. Скорость нагружения и разгрузки составила 60 мН/мин, время выдержки при максимальной нагрузке – 30 секунд. Для каждого значения нагрузки проводилась серия испытаний по 5 отпечатков в каждой серии. Коэффициент Пуассона для оксидного слоя, который преимущественно представлен оксидом алюминия, принимался равным 0,24 [10].

При анализе зависимостей глубины проникновения индентора от приложенной нагрузки, который выполнялся с использованием метода Оливера и Фарра [11; 12], установлено наличие «размерного эффекта», то есть уменьшение значений твердости и модуля Юнга с ростом нагрузки. Данный факт подтверждается работами других авторов [12–14].

Показано, что применение нагрузки 10 мН позволяет существенно уменьшить разброс экспериментальных данных, в том числе в связи с более точным позиционированием индентора во время эксперимента. При данной нагрузке среднее значение модуля Юнга оксидного слоя составляет  $320 \pm 15$  ГПа, твердости –  $15,6 \pm 0,4$  ГПа.

Результаты экспериментальных исследований применены в расчетах работы адгезии при скретч-испытаниях. Показано, что для оксидного слоя толщиной 2 мкм значение работы адгезии с учетом данных, полученных методом наноиндентирования, увеличиваются на 19 % по сравнению со значениями, вычисленными с учетом теоретического модуля Юнга.

### References

1. Bull S. J. Failure mode maps in the thin film scratch adhesion test // Tribology International, 1997, vol. 30. № 7, p. 491–498.
2. Wang J.-S., Evans A. G. Measurement and analysis of buckling and buckle propagation in compressed oxide layers on superalloy substrates // Acta Materialia, 1998, vol.46. № 14, p. 4993–5005.

3. Begley M. R., Mumm D. R., Evans A. G., Hutchinson J. W. Analysis of a wedge impression test for measuring the interface toughness between films/coatings and ductile substrates // *Acta Materialia*, 2000, vol. 48. № 12, p. 3211–3220.
4. Bamba G., Wouters Y., Galerie A., Charlot F., Dellali A. Thermal oxidation kinetics and oxide scale adhesion of Fe–15Cr alloys as a function of their silicon content // *Acta Materialia*, 2006, vol. 54. № 15, p. 3917–3922.
5. Liu Y.-F., Kagawa Y., Evans A. G. Analysis of a “barb test” for measuring the mixed-mode delamination toughness of coatings // *Acta Materialia*, 2008, vol. 56, p. 43–49.
6. Evans H. E. Oxidation failure of TBC systems // *An assessment of mechanisms, Surface & Coatings Technology*, 2011, vol. 206, p. 1512–1521.
7. Caron P., Khan T. Evolution of Ni-based superalloys for single crystal gas turbine blade applications // *Aerospace Science and Technology*. 1999, vol. 3, p. 513–523.
8. Fedorova E., Monceau D., Oquab D. Quantification of growth kinetics and adherence of oxide scales formed on Ni-based superalloys at high temperature // *Corrosion Science*. 2010, vol. 52, p. 3932–3942.
9. Fedorova E., Monceau D., Oquab D., Turq V. Nano-indentation determination of the mechanical properties of the oxide scale formed by high temperature oxidation of Ni-based superalloys // *EUROCORR 2012*, 9–13 September, Istanbul.
10. Schutze M. Protective Oxide Scales and Their Breakdown // *The Institute of Corrosion and Wiley Series on Corrosion and Protection*, 2006. 165 p.
11. Oliver W. C., Pharr G. M. An improved technique for determining hardness and elastic modulus using load and displacement sensing indentation experiments, *Mat. Res.*, 1992, vol. 7(6), p. 1564–1583.
12. Gololsky K. V., Lvova N. A., Useinov A. S. The use of scanning probe microscopes and nanoindentation to study the mechanical properties of solid materials at the nanoscale, *Industrial Laboratory. Diagnostic of materials*, 2007, vol. 73. № 6. p. 28–36.
13. Golovin Y. I. Nanoindentation and mechanical properties of solids in the submicron scale, near-surface layers and thin films // *Physics of the Solid State*, 2008, vol. 50 (12), p. 2113–2142.
14. Nix W. D., Gao H. Indentation size effects in crystalline materials: a law for strain gradient plasticity // *J. Mech. Phys. Solids*, 1998, vol. 46, p. 411–425.

© Федорова Е. Н., Суходоева Н. В.,  
Монсо Д., Окаб Д., Турк В., 2013

УДК 621.315.592

### ИССЛЕДОВАНИЕ ПРИМЕСИ КИСЛОРОДА В ГЕРМАНИИ

*А. Ф. Шиманский<sup>1</sup>, О. И. Подкопаев<sup>2</sup>, Т. В. Кулаковская<sup>2</sup>, П. С. Бычков<sup>3</sup>, Н. О. Голубовская<sup>3</sup>*

<sup>1</sup>Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева  
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: shimanaf@mail.ru  
<sup>2</sup>ОАО «Германий»

Россия, 660027, г. Красноярск, Транспортный проезд, дом 1, стр. 10. E-mail: krasgermaniy@mail.ru

<sup>3</sup>Сибирский федеральный университет  
Россия, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79. E-mail: nogolubovskaya@gmail.com

*Проведено исследование примеси кислорода в кристаллах германия методом ИК-спектроскопии. Установлено, что положение «кислородной» полосы в ИК-спектре германия отвечает волновому числу 842 см<sup>-1</sup>. После отжига в среде аргона в течение 10 ч волновое число возрастает до 862 см<sup>-1</sup>. Выявлена зависимость волнового числа, отвечающего колебаниям кислородной связи германия, от содержания кислорода.*

*Ключевые слова: германий, монокристаллы, примесь кислорода, ИК-спектроскопия, волновое число.*

### INVESTIGATION OF OXYGEN IMPURITY IN GERMANIUM

*A. F. Shimanskiy<sup>1</sup>, O. I. Podkopaev<sup>2</sup>, T. V. Kulakovskaya<sup>2</sup>, P. S. Bychkov<sup>3</sup>, N. O. Golubovskaya<sup>3</sup>*

<sup>1</sup>Siberian State Aerospace University named after academician M.F. Reshetnev  
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, Russia 660014. E-mail: shimanaf@mail.ru

<sup>2</sup>OJSC “Germanium”

1, Transportnuy proezd, Krasnoyarsk, 660027, Russia. E-mail: krasgermaniy@mail.ru

<sup>3</sup>Siberian Federal University  
79, Svobodnuy prosp., Krasnoyarsk, 660041, Russia. E-mail: nogolubovskaya@gmail.com

*Oxygen impurity in germanium crystals by IR-spectroscopy is investigated. It is established the position of the “oxygen” bands in the IR spectrum corresponds to wave number 842 cm<sup>-1</sup>. After annealing under argon during 10 hours*

wave number has increased to 862 cm<sup>-1</sup>. The dependence of the wave number, corresponding to the vibrations of bond oxygen-germanium from the oxygen content is received.

**Keywords:** germanium, single crystals, oxygen impurity, IR-spectroscopy, wave number.

К наиболее наукоемким и высокотехнологичным промышленным секторам, потребляющим монокристаллический германий с повышенными требованиями к структуре и содержанию примесей, принадлежит наноэлектроника, где Ge используется в качестве подложек для эпитаксиальных A<sup>III</sup>B<sup>V</sup> оптоэлектронных структур типа GaInP/GaInAs/Ge, являющихся основой солнечных элементов с высоким КПД – до ~40 %. Для изготовления фотопреобразователей требуются бездислокационные кристаллы с низким содержанием примесей, так как наличие дислокаций и неконтролируемых примесей приводит к несоответствию параметров кристаллических решеток Ge и соединений A<sup>III</sup>B<sup>V</sup>, препятствуя росту высококачественных эпитаксиальных слоев на германиевой подложке [1].

Одной из основных примесей в германии, определяющей образование микродефектов, поведение термодоноров, время жизни неравновесных носителей заряда и другие свойства монокристаллов, является кислород.

Целью работы явилось исследование примеси кислорода в кристаллах германия методом ИК-спектроскопии.

Для проведения экспериментов применяли ИК-Фурье спектрометр Nicolet 380. Концентрацию кислорода рассчитывали по формуле

$$[O_i] = 1,05 \cdot 10^{17} \left( \frac{2,3D \cdot \cos 10,08^\circ}{2d} \right), \quad (1)$$

где  $D$  – оптическая плотность, соответствующая «кислородной» полосе;  $d$  – толщина образца; 10,08° – угол, под которым ИК-излучение проходит через кристалл германия.

Содержание кислорода в кристаллах германия, как правило, определяется по интенсивности ИК-поглощения в максимуме полосы на волновом числе 856 см<sup>-1</sup> [2]. На рис. 1 представлен типичный спектр поглощения исследованных нами образцов монокристаллического германия, выращенных на предприятии ОАО «Германий» (г. Красноярск). Установлено, что концентрация оптически активных атомов кислорода в исследуемых кристаллах германия изменяется от 0,20 · 10<sup>16</sup> до 1,30 · 10<sup>16</sup> см<sup>-3</sup>, и при данном содержании  $[O_i]$  положение «кислородной» полосы в ИК-спектре германия отвечает волновому числу 842 см<sup>-1</sup>.

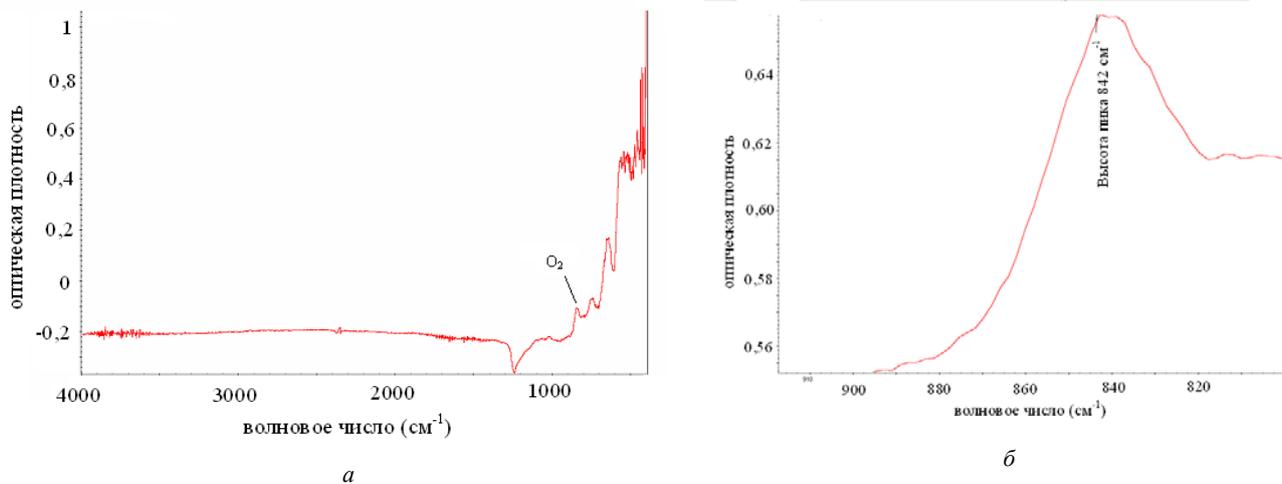


Рис. 1. ИК-Фурье спектр монокристалла германия в диапазонах 400–4 000 см<sup>-1</sup> (а) и 800–900 см<sup>-1</sup> (б)

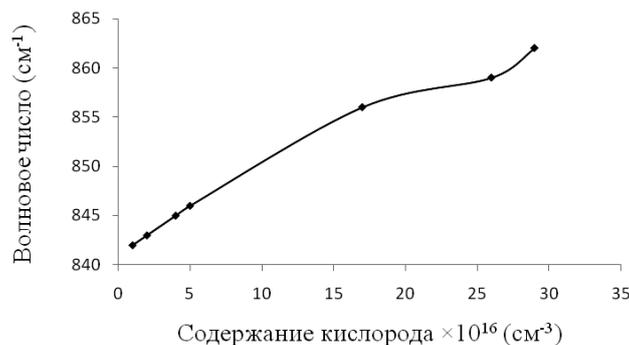


Рис. 2. Зависимость волнового числа, отвечающего колебаниям кислородной связи германия, от содержания кислорода

С учетом данного экспериментального факта и результатов работ [3; 4] можно предположить, что волновое число, отвечающее колебаниям связи германий – кислород, изменяется в зависимости от содержания кислорода в кристалле. Подтверждением данной гипотезы являются представленные на рис. 2 результаты исследования влияния диффузионного отжига кристалла Ge в газовой среде, содержащей кислород, на значение волнового числа, отвечающего колебаниям кислородной связи германия.

Установлено, что после отжига, например, в течение 4 ч волновое число возрастает до  $846,4 \text{ см}^{-1}$ . Далее при увеличении длительности отжига «кислородная» полоса смещается в длинноволновую область все больше, и концентрация  $[O_i]$  в Ge увеличивается от  $1,0 \cdot 10^{16}$  до  $3,0 \cdot 10^{17} \text{ см}^{-3}$ . При длительности отжига  $\sim 10$  ч достигаются наибольшее содержание  $[O_i]$  и максимальное значение волнового числа, равное  $862 \text{ см}^{-1}$ .

## References

1. Luque A., Hegedus S. Handbook of Photovoltaic Science and Engineering. 1st ed. Wiley, New York, 2003. № 176, p. 223–225.
2. Claeys Cor L., Simoen E. Germanium-based technologies: from materials to devices. Elsevier, 2007, 449 p.
3. Gordon D., Kohli K. K., Clauws P., Vinh N. Q. Decay mechanism of the  $\nu_3$   $865 \text{ cm}^{-1}$  vibration of oxygen in crystalline // Physical Review, № 80 (11), 2009.
4. Seref K., Romandicb I., Theuwisb A. Optical characterization of dislocation free Ge and GeOI wafers // Materials Science in Semiconductor Processing, № 9, 2006, p. 753–758.

© Шиманский А. Ф., Подкопаев О. И., Кулаковская Т. В.,  
Бычков П. С., Голубовская Н. О., 2013

*Секция*

**«МАЛЫЕ КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ:  
ПРОИЗВОДСТВО,  
ЭКСПЛУАТАЦИЯ И УПРАВЛЕНИЕ»**



UDK 669.713.7

**ESTIMATION OF A MAGNETIC DISTURBANCE TORQUE CAUSED BY FERROMAGNETIC MATERIALS IN SMALL SATELLITES**

Takaya Inamori, Phongsatorn Saisutjarit, Hiroyuki Ohsaki

The University of Tokyo, Japan, Tokyo

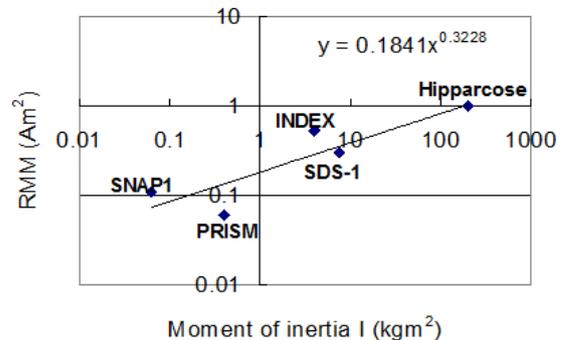
*This research analyses a magnetic disturbance torque caused by the interaction between the geomagnetic field and ferromagnetic materials in a satellite. This research also proposes a new method to estimate the magnetic disturbance caused by ferromagnetic materials for precise attitude control in small satellites.*

*Keywords: Low earth orbit satellites, Attitude disturbance, Magnetic substances, State estimation, Attitude estimation.*

Small satellites attract interest as an easily achievable space application because of their relatively cheaper development cost and shorter development period. These small satellites are used in various mission applications such as remote sensing and astronomical observation that require precise attitude control. To achieve the precise attitude control, effects of attitude disturbances should be cancelled during the missions. Small-satellites in LEO suffer from various attitude disturbances such as magnetic disturbance, air pressure disturbance, solar disturbance, and gravity gradient disturbance. In standard-sized satellites, the effect of magnetic disturbance is insignificant and therefore not considered in previous researches. However, in small satellites, magnetic disturbance is the dominant attitude disturbance. This is because the magnetic moment has a relatively strong effect on such satellites owing to their small moment of inertia (Inamori et al., 2011). To satisfy the strict attitude requirements for small-satellites in LEO, the effect of magnetic disturbance should be mitigated to achieve precise attitude control. Figure 1 shows the effect of a magnetic disturbance in previous satellite missions. The horizontal and vertical axes show the satellite moment of inertia and the angular acceleration due to a magnetic field produced by magnetic disturbance, respectively. Figure shows that magnetic disturbance has a larger effect in smaller satellites. Therefore, this effect should be well understood in small satellites.

This research considers a disturbance torque caused by ferromagnetic materials in a satellite. In previous works, the effect of the ferromagnetic materials causing a

disturbance torque in the geomagnetic field is not considered for the precise attitude control.



Relationship between satellite mass and residual magnetic moment of a satellite. (Inamori et al., 2011)

The ferromagnetic materials such as iron cores of MTQs and a magnetic hysteresis damper for a passive attitude control system is used in various small satellite missions. These materials cause a disturbance torque which is almost the same magnitude of the dipole magnetic disturbance in the worst cases. This research proposes an estimation method of the disturbance torque caused by the ferromagnetic materials using the extended Kalman filter. The research concludes that the proposed method is useful for precise attitude control for small satellite missions from simulation results.

© Takaya Inamori, Phongsatorn Saisutjarit, Hiroyuki Ohsaki, 2013

УДК 629.7.054.847

**МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИКИ ЭЛЕКТРОДВИГАТЕЛЯ-МАХОВИКА С УЧЕТОМ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ПОГРЕШНОСТЕЙ**

А. А. Васильцов

ОАО «Научно-производственный центр «Полюс»  
Россия, 634050, г. Томск, просп. Кирова, 56, в. E-mail: POLUS@ONLINE.TOMSK.NET

*Рассмотрена методика определения возмущающих моментов, порождаемых технологическими погрешностями электродвигателя-маховика и действующих на космический аппарат. Выявлены конструктивные и технологические факторы, влияющие на значение данных моментов.*

*Ключевые слова: двигатель-маховик, возмущающие моменты.*

## MODELLING OF DYNAMICS OF THE ELECTRIC MOTOR-FLYWHEEL TAKING INTO ACCOUNT TECHNOLOGICAL ERRORS

A. A. Vasil'tsov

Joint-stock company "Research and production center "Polyus"  
56v, Kirov prosp., Tomsk, 634050, Russia. E-mail: POLUS@ONLINE.TOMSK.NET

*The method of definition of the disturbance moments generated by technological errors of the electric motor-flywheel and operating on a space vehicle is considered. The constructive and the technology factors influencing value of the given moments are revealed.*

*Keywords: reaction-flywheel, disturbance moments.*

В настоящее время уделяется большое внимание обеспечению точной ориентации и стабилизации космических аппаратов. Так как энергетические ресурсы на борту довольно ограничены, затраты энергии на автоматическую стабилизацию должны быть минимальными.

Вследствие этого перед разработчиками возникает ряд задач, связанных с проблемой выявления и минимизации микродинамических воздействий внешних и внутренних факторов на аппарат, находящийся в орбитальном полете.

Одним из основных генераторов таких воздействий является сама система ориентации и стабилизации, в частности электродвигатель-маховик (см. рисунок).

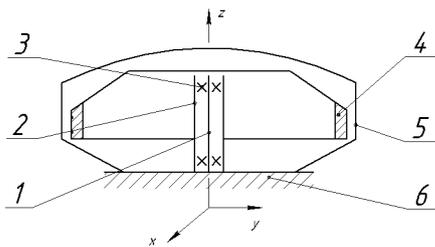


Схема электродвигателя-маховика

Основной источник возмущающих моментов  $M_{воз}$  относительно осей  $X$  и  $Y$ , возникающих в электродвигателе-маховике и передаваемых на посадочную плоскость  $b$  космического аппарата, – остаточная неуравновешенность (дисбаланс) ротора-маховика 4, включающего в себя вал 1 и не показанные на схеме активные части электродвигателя и датчика. Вал 1 опирается на шарикоподшипники 3, которые установлены во втулке 2 и жестко связаны с корпусом 5.

Для уменьшения возможных ошибок на стадии проектирования и ускорения разработки конструкторской документации электродвигателя-маховика разработана его математическая модель, позволяющая еще на первой стадии проектирования выявить причины возникновения возмущающих моментов путем моделирования его поведения под воздействием таких факторов, как дисбаланс, смещение главной центральной оси инерции маховика и его оси вращения, а также неидеальность технологических характеристик конструкции.

Разработанная методика основана на уравнениях движения гироскопа в кардановом подвесе

$$\begin{aligned} I_b \ddot{\nu} + I\Omega \dot{\psi} \cos \nu &= M_b - M_a^* \delta_\psi + (I - I_3) \xi \Omega^2 \sin \Omega t; \\ I_c \ddot{\psi} + I\Omega \dot{\nu} \cos \nu &= M_c - M_a^* \sin \nu - (I - I_3) \xi \Omega^2 \cos \Omega t, \end{aligned} \quad (1)$$

где  $I_b, I_c$  – моменты инерции электродвигателя-маховика вокруг осей  $X$  и  $Y$  соответственно;  $\nu, \psi$  – углы поворота относительно осей  $X, Y$ ;  $I$  – осевой момент инерции ротора электродвигателя-маховика;  $\Omega$  – угловая скорость ротора электродвигателя-маховика;  $M_b, M_c$  – моменты сопротивления шарикоподшипников;  $M_a^*$  – момент аэродинамического сопротивления;  $\delta_\psi$  – угол между осями подвеса;  $I_3$  – его экваториальный момент инерции;  $\xi$  – отклонение оси вращения от центральной оси инерции маховика.

Уравнения движения гироскопа в кардановом подвесе учитывают технологические факторы:

$$\begin{aligned} I_b \ddot{\nu} + I\Omega \dot{\psi} &= -Glv + (I - I_3) \xi \Omega^2 \sin \Omega t; \\ I_c \ddot{\psi} - I\Omega \dot{\nu} &= -Gl\psi - (I - I_3) \xi \Omega^2 \cos \Omega t, \end{aligned} \quad (2)$$

где  $G$  – вес электродвигателя-маховика;  $l$  – смещение центра тяжести относительно точки подвеса конструкции.

Из уравнений (1) получена амплитуда колебаний маховика в идеальном случае на частоте нутационных колебаний без учета технологических факторов, а из уравнений (2) – 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 кардановому подвесу гироскопа. Путем проецирования полученного воздействия на основание двигателя удалось перейти к расчету возмущающих моментов, действующих на космический аппарат со стороны электродвигателя-маховика.

С помощью данной математической модели можно выявить и сравнить конструктивные и технологические факторы, влияющие на значение возмущающих моментов, что дает возможность варьировать эти факторы, изменяя параметры в процессе разработки прибора, подтвердить достоверность измеряемых на стендах моментов, проконтролировать адекватность заданных технических требований на приборы и принять меры по минимизации и устранению этих моментов, что будет способствовать повышению качества выпускаемой продукции.

© Васильцов А. А., 2013

УДК 621.822.6

**КРИТЕРИИ ВЫБОРА ПАРАМЕТРОВ ПОДШИПНИКОВЫХ ОПОР  
ЭЛЕКТРОДВИГАТЕЛЕЙ-МАХОВИКОВ**

Ю. Г. Гладышев, Г. Н. Гладышев, В. П. Лянзбург

ОАО «Научно-производственный центр «Полюс»

Россия, 634050, г. Томск, просп. Кирова, 56, в. E-mail: POLUS@ONLINE.TOMSK.NET

*Рассматриваются критерии выбора параметров подшипниковых опор исходя из ограничений, предъявляемых требованиями технического задания к электродвигателю-маховику в целом.*

*Ключевые слова: электродвигатель-маховик, шарикоподшипниковые опоры, виброхарактеристики.*

**CRITERIA FOR SELECTION OF PARAMETERS SUPPORTS BALL-BEARINGS  
SUPPORTS REACTION WHEEL**

Yu. G. Gladyshev, G. N. Gladyshev, V. P. Lyanzburg

Joint-stock company “Research and production center “Polyus”

56v, Kirov prosp., Tomsk, 634050, Russia. E-mail: POLUS@ONLINE.TOMSK.NET

*Discusses criteria for selecting the parameters of ball-bearings supports on limitations imposed complex feature specification of reaction wheel.*

*Keywords: reaction wheel, ball-bearing supports, vibration characteristics.*

В преобладающем большинстве электродвигателей-маховиков (ЭДМ) отечественного и зарубежного производства роторы-маховики вращаются в двух шарикоподшипниковых опорах. Эти опоры, не являясь дублированными элементами ЭДМ, должны с требуемой надежностью обеспечивать заданные техническим заданием следующие характеристики:

- жесткое взаимное расположение вращающегося ротора-маховика относительно корпуса;
- вибро- и ударопрочность подшипникового узла;
- минимальное отклонение углового положения вектора кинетического момента  $H$  от номинального положения посадочной плоскости;
- минимальные моменты трогания и сопротивления вращению ротора-маховика;
- минимальную виброактивность конструкции ЭДМ;
- длительный ресурс работы (не менее  $10^5$  ч) при минимальных массогабаритных показателях.

Приведенные характеристики ЭДМ одновременно являются критериями выбора параметров шарикоподшипниковых опор, определяющими выбор и увязку параметров этих опор на стадии разработки конструкции ЭДМ.

Удовлетворение указанным критериям – результат итерационного процесса, выполняемого по следующей схеме: электромагнитный расчет электродвигателя с определением угловой скорости;  $\omega$  – предварительное конструирование ротора-маховика и шарикоподшипниковых опор – определение нагрузок на шарикоподшипниковые опоры  $F_1$ ;  $F_2$  – выбор типоразмера шарикоподшипников – определение положения вектора  $H$  – определение собственных частот ротора-маховика – расчет ресурса опор.

К параметрам шарикоподшипниковых опор относят: типоразмер шарикоподшипника и его класс точ-

ности, предельно допустимую частоту вращения, грузоподъемность, расстояние между шарикоподшипниками, материал вала и подшипникового стакана, предварительный натяг и жесткость опор, виброактивность.

Типоразмеры шарикоподшипников при заданном значении кинетического момента  $H$  выбираются по максимальной расчетной нагрузке на одну из опор (1 или 2), в соответствии с рисунком, и допустимой по техническим условиям грузоподъемности шарикоподшипника. Нагрузки определяются для наземных условий, поскольку в условиях невесомости они снижаются вследствие исчезновения сил тяготения.

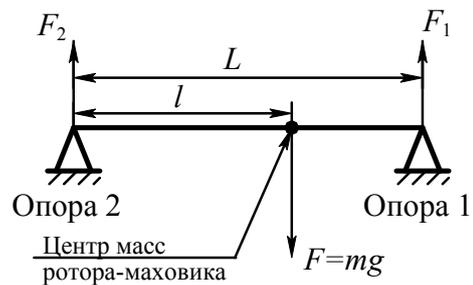


Схема действия сил в шарикоподшипниковой опоре

Рассмотрим вариант, когда  $F_1 > F_2$  при  $l > (L - l)$ .

Значение  $F_1$  является суммой статических и динамических сил:

$$F_1 = F_{1в} + F_{1с} + F_{1д}, \tag{1}$$

где  $F_{1в}$ ,  $F_{1д}$ ,  $F_{1с}$  – нагрузка от веса ротора-маховика, его статической неуравновешенности, динамической неуравновешенности соответственно.

Значения нагрузок  $F_{1в}$ ,  $F_{1с}$ ,  $F_{1д}$  определяются по выражениям

$$F_{1в} = \frac{Hgl}{r^2 \omega L}, \quad (2)$$

$$F_{1с} = \frac{H\omega el}{r^2 L}, \quad (3)$$

$$F_{1д} = \frac{H\omega elc}{r^2 L^2}, \quad (4)$$

где  $g$  – ускорение свободного падения;  $l$  – расстояние от опоры до центра тяжести ротора-маховика;  $L$  – расстояние между опорами, которое обусловлено осевыми габаритами активных частей электродвигателя и датчика положения ротора-маховика и уточняется исходя из двух ограничений: допустимого по техническому заданию отклонения вектора  $H$  от его номинального положения и допустимого по нормативным документам подшипниковой промышленности перекоса внутреннего кольца шарикоподшипника по отношению к наружному (в обоих случаях  $L$  связано с суммарными зазорами в опорах тангенциальной зависимостью);  $e$  – удельный остаточный дисбаланс ротора-маховика (определяется по ГОСТ 12327–79 исходя из принятого класса точности его балансировки и массы);  $c$  – расстояние между плоскостями балансировки, которое выбирается из конструктивных соображений (при конструировании ЭДМ должно быть обеспечено максимально возможное по технологическим и конструктивным ограничениям расстояние);  $r$  – расстояние от оси вращения ротора-маховика до сосредоточенных масс его узлов (например, для обода  $r = 0,5(R_n^2 + R_b^2)$ , где  $R_n$  и  $R_b$  – наружный и внутренний радиусы обода соответственно);  $\omega$  – угловая скорость ротора-маховика.

Подставив выражения (2), (3), (4) в выражение (1), получим

$$F_1 = \frac{Hl}{r^2 L} \left( \frac{g}{\omega} + \omega e \left( 1 + \frac{c}{L} \right) \right).$$

Запас допустимой грузоподъемности шарикоподшипников по отношению к  $F_1$  должен быть не менее 2,0.

Отечественная подшипниковая промышленность выпускает приборные шарикоподшипники в основном класса точности 4 и реже – более высокого класса точности 2. Поскольку качество шарикоподшипника влияет на его виброхарактеристики, то их отбор проводится по уровню виброскорости на специализированном вибродиагностическом стенде, например MGG-11-МС500. Тем самым обеспечивается установка в ЭДМ только шарикоподшипников с гарантированным качеством.

Для выполнения требований технического задания по моментам трогания и сопротивления вращению ротора-маховика выполняется прикатка шарикоподшипников в составе ЭДМ.

Для распределения нагрузки на все тела качения, их надежного контакта с дорожками качения выполняется предварительный натяг, который влияет на виброактивность всей конструкции ЭДМ, поскольку увеличивает осевую жесткость шарикоподшипниковой опоры. Осевая жесткость  $C_o$  связана с собственной резонансной частотой  $f_c$  ЭДМ соотношением

$$f_c = \sqrt{\frac{2C_o}{M}},$$

где  $M$  – приведенная масса ротора-маховика ЭДМ.

В конструкции одного из ЭДМ, в шарикоподшипниковых опорах ротора-маховика были применены радиально-упорные шарикоподшипники 4-76702ЮТ с предварительным натягом  $F = 50$  Н, на частоте вращения  $n = 5800$  об/мин возник резонанс. При увеличении предварительного натяга до  $F = 70$  Н удалось (при сохранении заданного техническим заданием момента трогания):

- уменьшить амплитуду колебаний в среднем в 2,4 раза;
- снизить в среднем в 2 раза общий уровень виброхарактеристики во всем диапазоне частот;
- вывести резонансный пик из рабочей зоны ( $\pm 6000$  об/мин).

Однако подходить к увеличению значения предварительного натяга в шарикоподшипниках с целью улучшения виброхарактеристик ЭДМ необходимо осторожно, поскольку увеличению предварительного натяга препятствуют жесткие ограничения на моменты трогания, сопротивления вращению и энергопотребление.

Расчет ресурса шарикоподшипников проводится по статическим и динамическим нагрузкам согласно ГОСТ 12387–79, ГОСТ 18854–94 и ГОСТ 18855–94 для наземных условий и условий невесомости.

При выявлении несоответствия по одному или нескольким критериям проводится уточнение конструкции и принимается компромиссное решение с осуществлением следующего шага итерации.

Применение рассмотренных критериев выбора параметров шарикоподшипниковых опор позволяет разрабатывать конструкции ЭДМ, надежно работающие при штатной эксплуатации.

УДК 629.7.05

## РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ВОЗМУЩАЮЩИХ МОМЕНТОВ УПРАВЛЯЕМЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ-МАХОВИКОВ НА СИЛОИЗМЕРИТЕЛЬНОМ СТЕНДЕ

*А. А. Денисова, О. В. Тверяков, Ю. А. Бритова*

ОАО «Научно-производственный центр «Полюс»  
Россия, 634050, г. Томск, просп. Кирова, 56, в. E-mail: POLUS@ONLINE.TOMSK.NET

*Разработан силоизмерительный стенд для инструментального контроля сил и моментов. Предложена методика определения возмущающих моментов, обусловленных остаточной неуравновешенностью ротора управляемых двигателей-маховиков, основанная на использовании экспериментально определяемых значений вибрационных сил.*

*Ключевые слова: снижение виброактивности, управляемые двигатели-маховики, датчики силы, силоизмерительный стенд, контроль возмущающих сил и моментов.*

## DEVELOPMENT OF THE METHOD OF DEFINITION DISTURBANCE MOMENTS OF REACTION FLYWHEELS ON THE FORCE MEASURING STAND

*A. A. Denisova, O. V. Tverjakov, J. A. Britova*

Joint-stock company "Research and production center "Polyus"  
56v, Kirov prosp., Tomsk, 634050, Russia. E-mail: POLUS@ONLINE.TOMSK.NET

*Instrumental inspection of vibration disturbance forces and moments generated by reaction wheels is an actual technical problem. The special force measuring stand to determine this forces has been developed. The special method of calculating the disturbance moments using values of the forces obtained experimentally has been proposed.*

*Keywords: reducing of vibration disturbances, reaction flywheels, force sensors, force measuring stand, check disturbance forces and moments.*

Снижение уровня вибрационного воздействия от работающих на борту космических аппаратов (КА) электромеханических приводных устройств, в том числе и управляемых двигателей-маховиков (УДМ), содержащих вращающиеся части, является актуальной технической задачей, обусловленной ужесточением вводимых предприятиями-разработчиками КА ограничений.

Минимизация виброактивности, под которой понимаются механические воздействия в виде сил и моментов, требует проведения как комплексных теоретических исследований на проектном этапе, включая компьютерное моделирование и инженерный анализ конструкции, так и экспериментальных измерений, направленных на изучение характера и уровня вибраций, создаваемых в процессе работы прибора, на выяснение неизбежных отличий реальной конструкции от «идеальной» модели с целью уточнения и совершенствования последней.

Для экспериментального определения создаваемых УДМ возмущающих сил и моментов в ОАО «НПЦ «Полюс» был разработан и изготовлен силоизмерительный стенд, состоящий из измерительного модуля и аппаратно-региструющей части.

Измерительный модуль представляет собой платформу с шестью трехкомпонентными датчиками силы, установленную на виброизолированный фундамент для измерений вибрационного воздействия с частотой не ниже 3 Гц.

Аппаратно-региструющая часть стенда образована измерительными усилителями заряда и

32-канальным анализатором вибрационных, акустических сигналов LMS SCADAS Mobile (Бельгия).

Для калибровки и поверки измерительных усилителей, управления процессом измерений, осуществления сервисных функций, преобразования получаемых с датчиков силы данных, выполнения частотного анализа и преобразования Фурье использован персональный компьютер с предусмотренным служебным программным обеспечением (ПО), также разработанным фирмой LMS.

Определение значений силомоментных характеристик УДМ основано на измерении электрических сигналов с выходов датчиков силы, прямо пропорциональных силам сжатия и растяжения, создаваемых работающим в различных режимах УДМ и действующим в точках его крепления к платформе. Эти сигналы в реальном масштабе времени передаются в измерительный тракт, усиливаются и поступают в анализатор, где происходит их согласование и аналогово-цифровая обработка. Далее оцифрованные сигналы поступают в компьютер и сохраняются на его жестком диске в виде массива данных.

Таким образом, оператор получает значения вибрационных сил, генерируемых УДМ.

Однако на практике необходимо иметь информацию о возмущающих моментах, действующих относительно осей  $Ox$ ,  $Oy$ ,  $Oz$  приборной системы координат, а также значения статического и динамического дисбалансов, которые позволяли бы проводить экспресс-оценку качества выполнения технологической операции уравнивания роторной системы

УДМ на завершающей стадии изготовления и приемки.

Для расчета значений возмущающих моментов предложена методика, основанная на положении о равновесии пространственной системы сил и связывающая геометрические размеры, конфигурацию расположения датчиков и значения регистрируемых сил.

Исходя из схемы расположения датчиков силы (рис. 1), применяемых в измерительном модуле (датчики 261A13 фирмы PCB), уравнения для вычисления суммарных проекций сил, действующих вдоль осей приборной системы координат, имеют вид

$$\begin{aligned} F_x &= F_{1x} + F_{2x} + F_{3x} + F_{4x} + F_{5x} + F_{6x}, \\ F_y &= F_{1y} + F_{2y} + F_{3y} + F_{4y} + F_{5y} + F_{6y}, \\ F_z &= F_{1z} + F_{2z} + F_{3z} + F_{4z} + F_{5z} + F_{6z}, \end{aligned} \quad (1)$$

а уравнения для вычисления суммарных моментов, действующих относительно осей приборной системы координат, –

$$\begin{aligned} M_x &= a(F_{4z} + F_{3z} - F_{1z} - F_{6z}); \\ M_y &= b(F_{6z} + F_{4z} - F_{3z} - F_{1z}) + c(F_{5z} - F_{2z}); \\ M_z &= a(F_{1x} + F_{6x} - F_{4x} - F_{3x}) + \\ &+ b(F_{3y} + F_{1y} - F_{4y} - F_{6y}) + c(F_{2y} - F_{5y}), \end{aligned} \quad (2)$$

где  $F_{ix}, F_{iy}, F_{iz}$  – проекции вибрационной силы на оси системы координат стенда, регистрируемые соответствующими датчиками силы;  $M_x, M_y, M_z$  – амплитудные значения возмущающих моментов;  $a, b, c$  – расстояния, определяющие положение проекций геометрических центров датчиков силы относительно осей системы координат стенда в плоскости  $XOY$ .

В результате расчета по формулам (2) получены зависимости возмущающих моментов, генерируемых УДМ, при различных частотах вращения ротора (рис. 2).

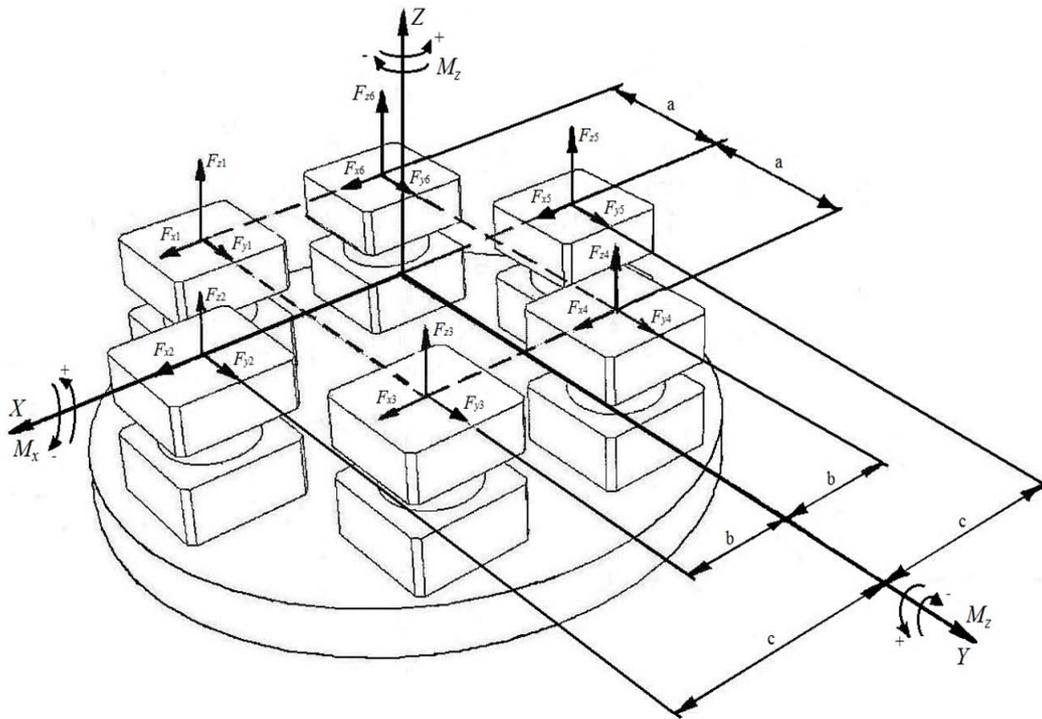


Рис. 1. Схема расположения датчиков на установочной платформе силоизмерительного стенда

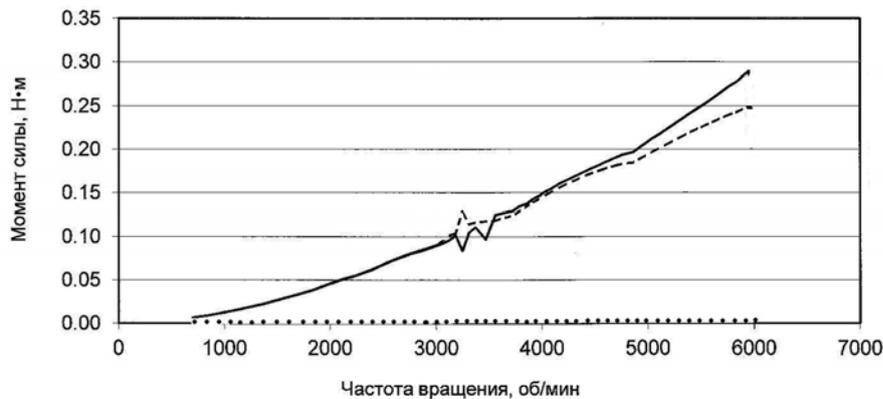


Рис. 2. Зависимость моментов сил, действующих по трем осям:  
 — ось X;    - - - - ось Y;    ..... ось Z

При определении моментов были использованы значения сил, действующих вдоль осей  $OX$ ,  $OY$ ,  $OZ$  работающего УДМ, снятые экспериментально на си-лоизмерительном стенде.

Предложенная методика, реализованная в про-граммном обеспечении разработанного стенда, позво-ляет получать объективные данные о значениях воз-мущающих моментов.

Таким образом, внедрение инструментального контроля возмущающих моментов, генерируемых УДМ, создает предпосылки для повышения точности балансировки на этапе изготовления и совершенство-вания разрабатываемых приборов в целом.

© Денисова А. А., Тверяков О. В.,  
Бритова Ю. А., 2013

УДК 531.383

## МАГНИТОГИДРАВЛИЧЕСКИЕ ОПОРЫ ДВИГАТЕЛЕЙ-МАХОВИКОВ

Д. В. Ермаков, А. Н. Бобриков, П. А. Алексанов, В. П. Лянзбург

ОАО «Научно-производственный центр «Полус»  
Россия, 634050, г. Томск, пр. Кирова, 56, в. E-mail: POLUS@ONLINE.TOMSK.NET

*Для уменьшения возмущающих механических моментов со стороны опоры вращения и увеличения ресурса работы двигателей-маховиков, входящих в систему ориентации и стабилизации космических аппаратов, предлагается применять магнитогидравлические опоры вместо шарикоподшипниковых узлов для вращения маховика.*

*Ключевые слова: магнитогидравлическая опора, магнитная жидкость, намагниченность насыщения, напряженность магнитного поля, магнитная частица, защитная оболочка, левитация.*

## MAGNETIC-HYDRAULIC BAERINGS OF REACTION FLYWHEELS

D. V. Ermakov, A. N. Bobrikov, P. A. Aleksanov, V. P. Ljanzburg

Joint-stock company "Research and production center "Polyus"  
56v, Kirov prosp., Tomsk, 634050, Russia. E-mail: POLUS@ONLINE.TOMSK.NET

*For the decrease of the mechanical disturb's moments from the bearing rotation and increase work's resource of reaction flywheels entering in the system of orientation and stabilization of space apparatus, it is offered apply magnetic-hydraulic bearings instead of ball-bearing unit to flywheel rotation.*

*Keywords: magnetic-hydraulic bearing, magnetic liquid, magnetization of saturation, intensity of the magnetic field, magnetic particle, protective cover, levitation.*

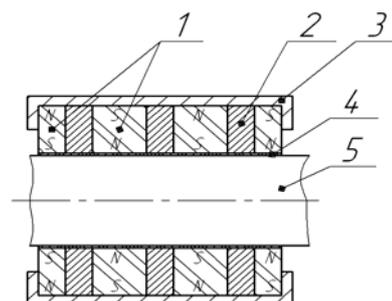
Одним из основных свойств двигателей-маховиков, входящих в систему ориентации и стабилизации кос-мических аппаратов, является стабильность положения вектора кинетического момента. Формирование этого вектора определяется положением оси вращения рото-ра-маховика, которое напрямую зависит от возникаю-щих возмущений в опорах вращения.

Источник возникновения возмущений – вибрации в шарикоподшипнике, обусловленные его кинемати-кой и зависящие от частоты вращения его кольца. Кроме того, такие вибрации связаны с технологией производства самого шарикоподшипника и обуслов-лены точностью изготовления его деталей, качеством рабочих поверхностей, их формой, разноразмерно-стью тел качения, зазорами и т. д. Уровни вибраций по этим причинам весьма значительны [1].

Для повышения жесткости подшипникового узла подшипники нагружают начальной осевой силой, создавая преднатяг (например, за счет установки уп-ругих элементов под одно из колец). Однако это при-водит к тому, что шарики, катясь по постоянной до-рожке качения, быстро достигнут в отдельных точках

поверхности предельного числа циклов нагружения, а следовательно, и максимального износа. Если при этом присутствует овальность колец и шариков, то интенсивность износа значительно возрастает.

Для уменьшения влияния возмущений со стороны опоры вращения на вектор кинетического момента и стабилизации его положения, а также увеличения ре-сурса работы двигателей-маховиков предлагается ис-пользовать вместо шарикоподшипников магнитоги-дравлические опоры (см. рисунок).



Конструкция магнитогидравлической опоры

Опора состоит из кольцевых постоянных магнитов 1, намагниченных в радиальном направлении, расположенных друг к другу разноименными полюсами, закрепленных через немагнитные вставки 2 в магнитопроводящем корпусе 3. Немагнитный вал 5 центрируется внутри опоры магнитной жидкостью 4, которая удерживается магнитным полем в зазоре между магнитами 1 и валом 5. Потоки от внешних поверхностей магнитов 1 замыкаются через магнитопроводящий корпус 3.

Магнитная жидкость представляет собой коллоидный раствор однодоменных магнитных частиц в жидкой основе, обладает высокой текучестью и намагниченностью насыщения (до 100 кА/м). Каждая магнитная частица покрыта тонким слоем защитной оболочки поверхностно-активных веществ, что предотвращает слипание частиц, а тепловое движение разбрасывает их по всему объему жидкости. Поэтому в отличие от обычных суспензий частицы в магнитной жидкости не оседают на дно, и она может сохранять свои рабочие характеристики в течение многих лет.

В магнитогидравлической опоре используется свойство данной жидкости перемещаться в область с наибольшей напряженностью под действием неоднородного магнитного поля, создаваемого постоянными магнитами.

В общем случае предельную нагрузку на магнито-гидравлическую опору, при которой немагнитный вал все еще будет находиться во взвешенном состоянии, можно оценить по формуле [2]:

$$F_n = \mu_0 M_s H_m S,$$

где  $F_n$  – несущая сила;  $M_s$  – намагниченность насыщения магнитной жидкости;  $H_m$  – значение напряжен-

ности магнитного поля на поверхности немагнитного вала;  $S$  – площадь опоры в плоскости, перпендикулярной выталкивающей силе.

Магнитная жидкость выполняет смазочные функции, что уменьшает трение в опоре и снижает начальный момент трогания. Кроме того, она служит демпфирующим звеном для уменьшения возмущающих воздействий со стороны опоры на ось вращения ротора-маховика, обеспечивая стабильное положение вектора кинетического момента.

#### Библиографические ссылки

1. Самсаев Ю. А. Вибрации приборов с опорами качения. М.: Машиностроение, 1984. 128 с.
2. Морозов Н. А., Казаков Ю. Б. Нанодисперсные магнитные жидкости в технике и технологиях / Ивановский гос. энергет. ун-т имени В. И. Ленина. Иваново, 2011. 264 с.

#### References

1. Samsaev J. A. *Vibratii priborov s oporami kachenija* (Vibrations of a devices with rolling-contact bearings). Moscow: Mashinostroenie, 1984, 128 p.
2. Morozov N. A., Kazakov J. B. *Nanodispersnie magnitnie gidkosti v tehnikе i tehnologiah* (Nanodispersions magnetic liquid in a techniques and technology) / Ivanovo State Energy University by V. I. Lenin. Ivanovo, 2011, 264 p.

© Ермаков Д. В., Бобриков А. Н., Алексанов П. А., Лянзбург В. П., 2013

УДК 621.396

### РАЗРАБОТКА ДИПЛЕКСЕРА S-ДИАПАЗОНА С ВЫСОКИМ ПОДАВЛЕНИЕМ ВНЕПОЛОСНЫХ ИЗЛУЧЕНИЙ ДЛЯ СОВРЕМЕННЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

*А. Р. Садыков, А. В. Байтеряков, В. А. Козлов*

ОАО «Ижевский радиозавод»

Россия, 426034, Удмуртская Республика, г. Ижевск, ул. Базисная, 19. E-mail: email1990@yandex.ru

*Рассматривается разработка фильтров для диплексера S-диапазона для космических аппаратов связи, выполняющего функцию разделения каналов приема и передачи по частоте.*

*Приведено сравнение расчетных и экспериментальных характеристик фильтров диплексера.*

*Ключевые слова: диплексер, S-диапазон, антенна, приемник, передатчик.*

### DEVELOPMENT A S-BAND DIPLEXER WITH HIGH SUPPRESSION OUT-OF-BAND EMISSIONS FOR MODERN SPACECRAFTS

*A. R. Sadykov, A. V. Baiteriakov, V. A. Kozlov*

JSC «Izhevskiy Radiozavod»

19, Bazisnaya str., Izhevsk, Udmurt Republic, 426034, Russia. E-mail: email1990@yandex.ru

*Considered a development of a filters for S-band diplexer, performing a frequency separation function receiver and transmitter channels for spacecrafts.*

Given a comparison of the calculated and experimental characteristics of the diplexer's filters.

Keywords: diplexer, S-band, aerial, receiver, transmitter.

В настоящее время в авиакосмической промышленности существует необходимость развязки приемного и передающего каналов по внеполосным излучениям при работе приемопередающих устройств (ППУ) на общую приемопередающую антенну. Указанную функцию может выполнять диплексер, одновременно выполняющий разделение каналов приема и передачи по частоте.

Необходимость разработки диплексера S-диапазона заключается в отсутствии современных и надежных технических решений для частот сигналов свыше 1 ГГц.

Исходя из вышесказанного, проектирование и разработка такого устройства является актуальной задачей.

Ключевыми элементами диплексера являются полосовые фильтры, которые должны иметь равномерную амплитудно-частотную характеристику (АЧХ) с

достаточно большим коэффициентом прямоугольности для выбранной полосы пропускания. Особенно важным параметром является необходимость достаточно большого подавления фильтром для приемного устройства частоты работы передатчика и наоборот.

В общих чертах диплексер состоит из циркулятора и двух полосно-пропускающих фильтров (ППФ) на стержнях. Диапазон пропускания фильтра для приемного устройства  $\Delta f_{\text{ПРМ}} = 2\,020 \div 2\,110$  МГц, для передающего устройства  $\Delta f_{\text{ПРД}} = 2\,200 \div 2\,290$  МГц.

На рис. 1 приведена амплитудно-частотная характеристика (АЧХ) фильтра для приемного устройства.

По рис. 1 видно, что подавление на ближайшей частоте работы передающего устройства 2 200 МГц составляет почти 100 дБ.

По рис. 2 и 3 приведены характеристики коэффициентов стоячих волн (КСВН) входа фильтра XW1 и выхода фильтра XW2 соответственно.

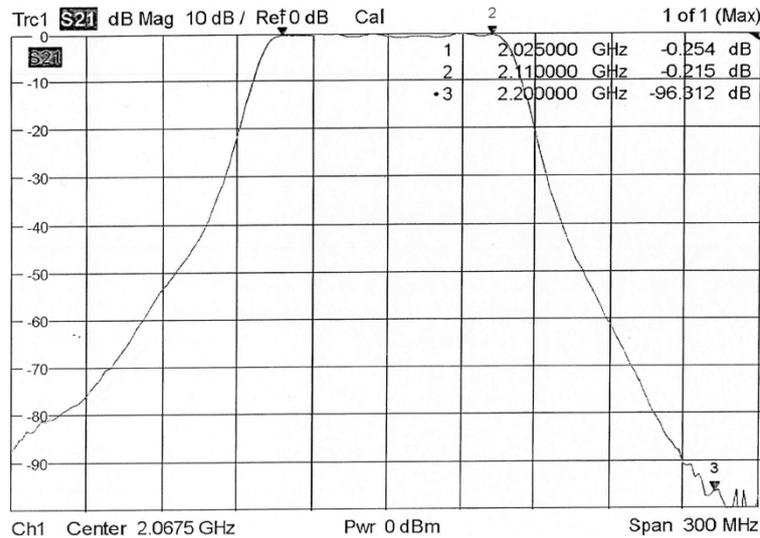


Рис. 1. АЧХ фильтра для приемного устройства

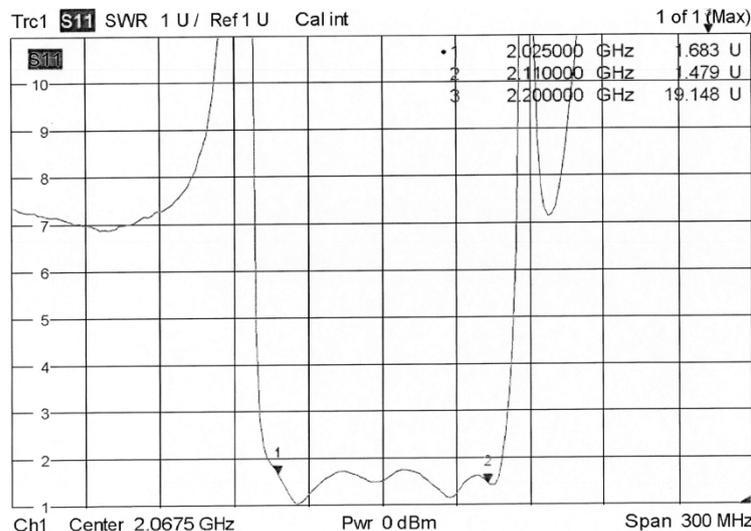


Рис. 2. КСВН входа фильтра XW1

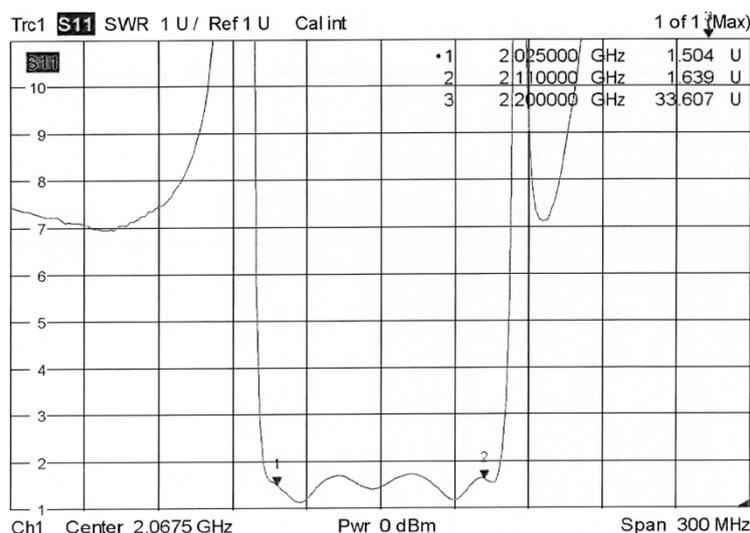


Рис. 3. КСВН выхода фильтра XW2

## Измеренные параметры приемного фильтра

Параметр	Значение	
Неравномерность амплитудно-частотной характеристики фильтра в рабочей полосе частот, дБ	0,5	
Максимальные потери фильтра в рабочей полосе частот, дБ	0,7	
Потери фильтра при отстройке от крайней частоты рабочей полосы частот, дБ	на +90 МГц	96
	на -90 МГц	82
Максимальный коэффициент стоячей волны в рабочей полосе частот	входа XW1	1,68
	выхода XW2	1,7

Аналогичные характеристики АЧХ и КСВН получены для фильтра передающего устройства, рассчитанного на другую полосу пропускания.

В таблице приведены измеренные параметры характеристик приемного фильтра диплексера.

Представленные фильтры для диплексера S-диапазона обладают достаточно хорошими характеристиками и могут активно применяться в составе космических аппаратов для обеспечения работы ППУ на одну антенну.

© Садыков А. Р., Байгеряков А. В., Козлов В. А., 2013

УДК 62.567.5

### ПРОГРАММНО-АППАРАТНЫЙ КОМПЛЕКС ДЛЯ ОЦЕНКИ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПНЕВМОАМОРТИЗАТОРОВ

*Р. Н. Хамитов<sup>1</sup>, А. А. Перчун<sup>1</sup>, Ю. В. Пасечников<sup>1</sup>*

<sup>1</sup>Омский государственный технический университет  
Россия, 644050, г. Омск, просп. Мира, 11. E-mail: apple\_27@mail.ru

*Разработан программно-аппаратный комплекс для испытания пневмоамортизаторов и определения их демпфирующих свойств. Аппаратная часть содержит измерительные датчики давления, перемещения, температуры, АЦП и компьютер. Программа «Оценка параметров демпфирования колебаний пневмоамортизатора» позволяет определить основные параметры демпфирования колебаний. Комплекс позволяет расширить функциональные возможности вибростендов.*

*Ключевые слова: пневмоамортизатор, упруго-демпфирующая характеристика, коэффициент рассеивания энергии колебаний.*

### HARDWARE-SOFTWARE COMPLEX FOR THE ASSESSMENT OF EFFICIENCY OF PNEUMOSHOCK-ABSORBERS

*R. N. Khamitov<sup>1</sup>, A. A. Perchun<sup>1</sup>, Y. V. Pasechnikov<sup>1</sup>*

Omsk State Technical University  
11, Mira prosp., Omsk, 644050, Russia. E-mail: apple\_27@mail.ru

The hardware-software complex is developed for test of pneumoshock-absorbers and determination of their damping properties. The hardware contains measuring sensors of pressure, movement, temperature, analog-digital converter and the computer. The «Assessment of Parameters of Damping of Fluctuations of the Pneumoshock-absorber» program allows to determine key parameters of damping of fluctuations. The complex allows to expand functionality of vibrostands.

Keywords: the pneumoshock-absorber, the elastic damping characteristic, coefficient of dispersion of energy of fluctuations.

Для проектирования и создания новых конструкций управляемых пневматических амортизаторов (ПА) с коммутацией объемов [1–3], а также оценки остаточного ресурса ПА, находящихся в длительной эксплуатации, требуется оценить параметры, характеризующие их демпфирующие свойства. Наиболее универсальным показателем эффективности работы ПА является коэффициент рассеивания энергии колебаний, определяемый как отношение рассеянной за период энергии  $\Delta W$  колебаний к амплитудному значению потенциальной энергии  $\Pi(a)$  системы [4]:  $k = \Delta W / \Pi(a)$ .

Коэффициент рассеивания определяется при вынужденных колебаниях по упруго-демпфирующей характеристике ПА, построенной на основе кривых изменения усилия  $F(t)$  (давления рабочего тела) упругого элемента ПА и относительного перемещения  $Z(t)$  подвижной части ПА (рис. 1). Экспериментальные кривые необходимых параметров определяются на вибростенде с помощью измерительной системы, содержащей измерительные датчики давления, перемещения, температуры и многоканальный АЦП В-480G.

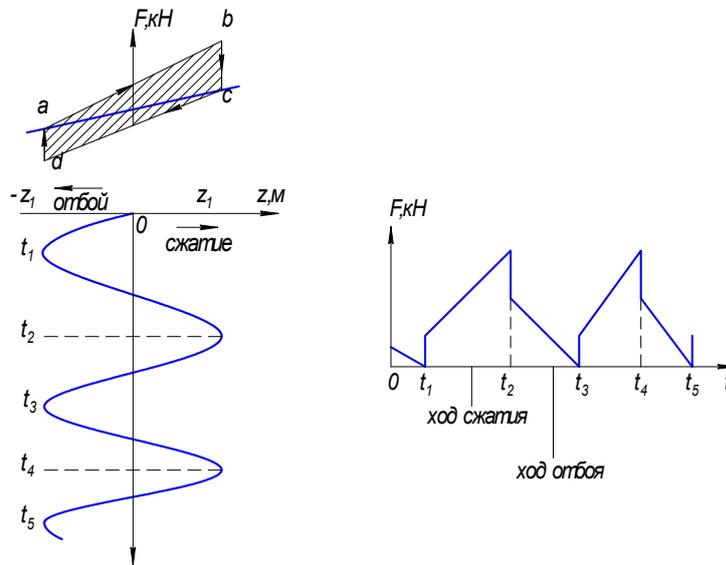


Рис. 1. Построение упруго-демпфирующей характеристики ПА

Для оценки параметров демпфирования колебаний ПА был создан программно-аппаратный комплекс, включающий измерительную систему и программный продукт. Программа «Оценка параметров демпфирования колебаний пневмоамортизатора» предназначена для определения основных параметров демпфирования колебаний амортизатора: коэффициента рассеивания энергии колебаний, логарифмического декремента колебаний. Данная программа является программной частью аппаратно-программного комплекса по исследованию различных конструкций пневмоамортизаторов, – как новых образцов, так и находящихся в эксплуатации, в том числе пневмоамортизаторов с активным управлением [5]. Программа позволяет определять коэффициента рассеивания энергии колебаний при любых видах внешних воздействий (ударного типа, моногармонического и полигармонического воздействия), а также логарифмического декремента

колебаний и частоту собственных колебаний при свободных колебаниях амортизируемого объекта.

Требования к аппаратному обеспечению: процессор не ниже Intel Celeron 600, 2,5 Гб свободного дискового пространства, оперативная память не менее 256 Мб. Тип ЭВМ: IBM PC-совмест. ПК. Язык: С++ (среда инструментальной разработки Microsoft Visual Studio 2008). ОС: Microsoft Windows XP. Объем программы: 14,4 Мб.

Вывод результатов осуществляется с помощью экранных форм, выполненных на базе основной панели программного продукта, на которой расположены: поле для отображения упругодемпфирующей, а также статической характеристик, поле вывода значений по координатам и рабочие кнопки. На экранных формах программного продукта представлены: загрузка графика давления газа рабочего объема управляемого ПА с коммутацией объемов (рис. 2), построение упру-

го-демпфирующей характеристики ПА и расчет коэффициента рассеивания энергии колебаний (рис. 3).

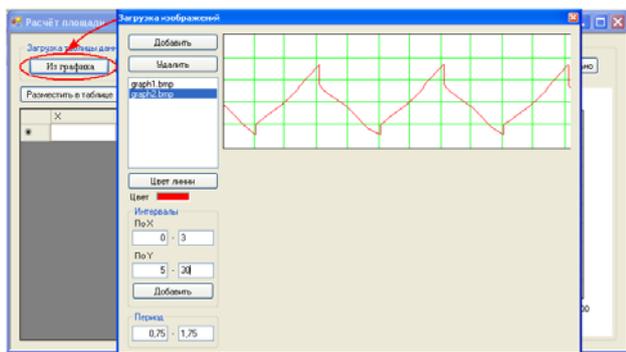


Рис. 2. Экранная форма – Загрузка графика (график давления газа рабочего объема ПА)

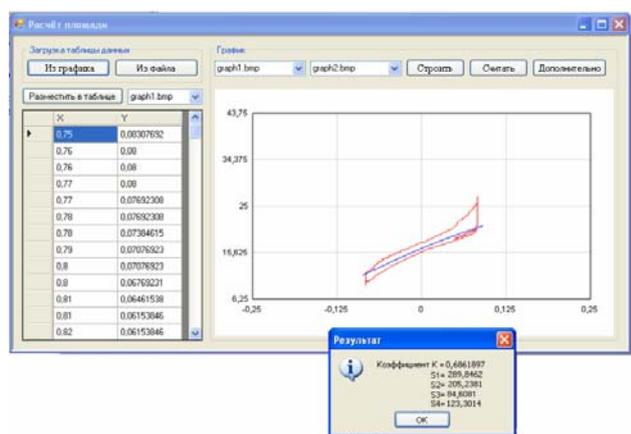


Рис. 3. Построение упруго-демпфирующей характеристики. Расчет коэффициента рассеивания энергии колебаний

С помощью данного программно-аппаратного комплекса можно исследовать амортизаторы и виброзащитные системы других типов (пружинные, гидравлические, гидропневматические, фрикционные и другие), а также расширять функциональные возможности вибростендов [6; 7], включая разработанный комплекс в их состав.

#### Библиографические ссылки

1. Патент на изобретение № 2325567 РФ, МПК F16F 9/04. Пневматический упругий элемент / Г. С. Аверьянов, Р. Н. Хамитов. Оpubл. 27.05.2008. Бюл. № 15.
2. Патент на изобретение № 2304523 РФ, МПК B60G 15/12, F16F 9/05. Пневматическая подвеска / Г. С. Аверьянов, Р. Н. Хамитов, А. В. Нагорных. Оpubл. 20.08.2007. Бюл. № 23.
3. Патент на изобретение № 2325568 РФ, М. Кл. F 16 F 9/04, В 60 G 11/26. Пневматическая подвеска /

Г. С. Аверьянов, Р. Н. Хамитов. Оpubл. 27.05.2008. Бюл. № 15.

4. Вольперт Э. Г. Динамика амортизаторов с нелинейными упругими элементами. М. : Машиностроение, 1972. 240 с.

5. Хамитов Р. Н., Капушак В. В., Ковалев А. Ю. Оценка параметров демпфирования колебаний пневмоамортизатора // Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2009615272. Заявка № 2009614764, заявл. 31.08.2009. Зарегистр. в Реестре программ для ЭВМ 23.09.2009.

6. Хамитов Р. Н., Корчагин А. Б., Аверьянов Г. С. Гидродинамический вибростенд // Омский научный вестник. Сер. Приборы, машины и технологии. 2009. № 2 (80). С. 122–124.

7. Гидродинамический виброударный стенд с двухкаскадным усилением по управлению / Р. Н. Хамитов, А. Б. Корчагин, В. Е. Коновалов, Г. С. Аверьянов // Омский научный вестник. Сер. Приборы, машины и технологии. 2010. № 1 (87). С. 63–65.

#### References

1. Patent for the invention No. 2325567 of the Russian Federation, MPK F16F 9/04. Pneumatic elastic Element / G. S. Averyanov, R. N. Khamitov. Opubl. 27.05.2008, Bulletin no. 15.
2. Patent for the invention no. 2304523 of the Russian Federation, MPK V60G 15/12, F16F 9/05. Pneumatic suspension bracket / G. S. Averyanov, R. N. Khamitov, A. V. Mountain. Opubl. 20.08.2007, Bulletin no. 23.
3. Patent for the invention no. 2325568 of the Russian Federation, M. Kl.F 16 F 9/04, B 60 G 11/26. Pneumatic Suspension bracket / G. S. Averyanov, R. N. Khamitov. Opubl. 27.05.2008, Bulletin No. 15.
4. Volpert E. G. Dinamika of shock-absorbers with nonlinear elastic elements / E. G. Volpert. M. : Mash., 1972. 240 p.
5. Khamitov R. N., Kapushchak V. V., Kovalev A. Yu. Otsenka of parameters of damping of fluctuations pnevmoamortizatora // Certificate on the state registration of the computer program no. 2009615272. Demand no. 2009614764, 31.08.2009. Zaregistr // The Register of the computer programs 23.09.2009.
6. Khamitov R. N., Korchagin A. B., Averyanov G. S. Hydrodynamic vibrostand // Omsk scientific messenger. Ser. Devices, cars and technologies. 2009. No. 2 (80). С. 122–124.
7. The hydrodynamic vibroshock stand with two-cascade strengthening on management / R. N. Khamitov, A. B. Korchagin, V. E. Kononov, G. S. Averyanov // the Omsk scientific messenger. Ser. Devices, cars and technologies. 2010. No. 1 (87). С. 63–65.

© Хамитов Р. Н., Перчун А. А.,  
Пасечников Ю. В., 2013

## СОДЕРЖАНИЕ

### Секция

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

<b>Азингареев В. В., Литвинчук А. Ю.</b> Конденсация однослойных износостойких упрочняющих покрытий на специальный режущий инструмент .....	5
<b>Бобарика И. О., Молокова С. В.</b> Применение математических средств моделирования при аэродинамическом проектировании летательных аппаратов .....	6
<b>Вшивков Ю. Ф., Галушко Е. А., Кривель С. М.</b> Синтез эффективной автоматической системы управления экранопланов .....	8
<b>Горностаев А. И., Тульский И. Н., Ощепкова Д. Г.</b> Экспериментальный блок коммутации нагревателей модуля системы прецизионной термостабилизации .....	9
<b>Ерашов Г. Ф.</b> Влияние угла атаки на волновое сопротивление острого конуса .....	12
<b>Злобин С. К., Лаптенко В. Д., Михнёв М. М., Зайцев Р. В.</b> Применение индукционного нагрева при пайке элементов волноводно-распределительных трактов из алюминиевых сплавов .....	14
<b>Кокорин В. В., Михнёв М. М.</b> Виды технологий гибки тонкостенных элементов сложных конструкций, используемые в космической промышленности .....	15
<b>Кокорин В. В., Ромащенко С. В., Михнёв М. М.</b> Пластическая деформация и физические процессы, протекающие в металле при деформации .....	16
<b>Копытов В. И., Орлов С. А.</b> О процедуре протолетных и приемных испытаний космических аппаратов на механические воздействия .....	18
<b>Леканов А. В., Улыбушев Е. А., Масанов А. Г., Сильченко П. Н., Новиков Е. С., Кудрявцев И. В.</b> Оценка прочности зубьев с учётом упрочнения их рабочих поверхностей для приводов механических систем космических аппаратов .....	20
<b>Леканов А. В., Улыбушев Е. А., Масанов А. Г., Сильченко П. Н., Новиков Е. С.</b> Оценка влияния погрешности изготовления зубчатых передач на действительные контактные и изгибные напряжения .....	22
<b>Лихачев М. В., Шангина Е. А.</b> Применение технологии функционального цифрового макета изделия на этапе предконтрактного проектирования космического аппарата .....	24
<b>Михеев А. Е., Алякрецкий Р. В., Микуцик Д. А., Гирн А. В.</b> Усовершенствование конструкции электродугового металлизатора .....	26
<b>Михнёв М. М., Гордовенко М. А., Шмелев Н. Н.</b> Формирование дихроичной структуры на рефлекторах из полимерных композиционных материалов с использованием лазерного излучения .....	29
<b>Михнёв М. М., Землянский В. В., Житник М. В., Ермакова С. В.</b> Решение проблемы сборки перспективных антенн .....	30
<b>Михнёв М. М., Павлова О. А.</b> Отработка технологии изготовления оправки для формирования рефлекторов из полимерных композитных материалов .....	33
<b>Нургужин М. Р., Тен В. В., Альбазаров Б. Ш., Жумажанов Б. Р.</b> Проектирование и анализ катадиопртической оптической системы .....	35
<b>Олейников И. И., Астраханцев М. В.</b> Способ построения расширенного каталога космических объектов размерами более 1 см на основе базы данных АСПОС ОКП .....	37
<b>Почуев М. И., Аширбакиев Р. И.</b> Совершенствование монтажа соединителя СНПЗ39 в аппаратуре радионавигации космических аппаратов .....	39
<b>Сабиров Р. А.</b> Вариационно-разностный метод расчета пластин в условиях плоского напряженного состояния на температурные нагрузки в функциях напряжений .....	42
<b>Сабиров Р. А., Быков А. В.</b> К расчету устойчивости изотропной пластины, нагруженной в своей плоскости силами инерции .....	44
<b>Филимонов И. В., Шатров А. К.</b> Способы уменьшения массы конструкции космического аппарата .....	46
<b>Халиманович В. И., Михнёв М. М., Наговицин В. Н., Гоцелюк О. Б., Сильченко П. Н., Кудрявцев И. В.</b> О напряженно-деформированном состоянии в открытом космосе конструкций волноводно-распределительных систем .....	48
<b>Шестаков И. Я., Надараян Ц. Г., Фадеев А. А.</b> Силовой мини-привод рулевых поверхностей .....	50

**«КРУПНОГАБАРИТНЫЕ ТРАНСФОРМИРУЕМЫЕ КОНСТРУКЦИИ  
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ»**

<b>Алифанов А. И., Ермилов С. П., Синиченко М. И., Бородин Л. М.</b> Результаты создания контурных тепловых труб и их использование в современных КА .....	55
<b>Белоглазов А. П., Габов А. В., Елистратов В. И.</b> Опыт применения текстильных технологий для изготовления изделий из композитных материалов .....	57
<b>Бельков А. В., Валишевский О. К., Величко А. И., Жуков А. П., Павлов М. С., Пономарев В. С., Пономарев С. В., Попов А. В., Халиманович В. И., Шальков В. В., Шендалев Д. О.</b> Разработка математической модели и численное моделирование напряженно-деформированного состояния крупногабаритного рефлектора .....	58
<b>Болгов В. В., Тайгин В. Б.</b> Методика юстировки и сборки антенн космических аппаратов, не имеющих собственных элементов регулировки .....	59
<b>Величко А. И., Белов С. В., Пономарев С. В.</b> Моделирование рефлектора с тензогридным ободом .....	61
<b>Глазунов А. А., Евдокимов А. С., Марицкий Н. Н., Миронович В. В., Павлов М. С., Пономарев В. С., Пономарев С. В., Тырышкин И. М., Усманов Д. Б., Халиманович В. И., Шипилов Г. В.</b> Моделирование прецизионных антенных рефлекторов из полимерных композиционных материалов .....	62
<b>Голдобин Н. Н., Шендалев Д. О.</b> Математические методы, используемые для оценки точности положения и формы крупногабаритного рефлектора космического аппарата .....	65
<b>Двирный В. В., Голованова В. В., Двирный Г. В., Сидорова Е. С.</b> Возможности пеноматериалов и эффективность материалов, применяемых в космической технике .....	67
<b>Зимин В. Н., Крылов А. В., Чурилин С. А., Файзуллин Ф. Р.</b> К расчету раскрытия крупногабаритных трансформируемых космических конструкций .....	68
<b>Кожевников А. Н., Красноруцкий Д. А., Левин В. Е.</b> Моделирование динамического контактного взаимодействия витков тонкого гибкого стержня .....	69
<b>Кравченко И. А., Михеев А. В., Бородин Л. М.</b> Особенности применения металлокомпозитных баков на борту КА .....	71
<b>Краевский П. А., Чеботарёв В. Е.</b> Методика снижения величины ошибки при определении положения оси диаграммы направленности антенной системы .....	73
<b>Крушенко Г. Г.</b> Применение нанотехнологий для упрочнения поверхности металлоизделий .....	74
<b>Крушенко Г. Г.</b> «Пустотелые» конструкционные материалы .....	76
<b>Кудрявин Л. А., Заваруев В. А., Беляев О. Ф.</b> Выбор материала микропроволоки для вязания отражающей поверхности крупногабаритных трансформируемых антенн .....	78
<b>Кузнецов В. В., Байбородов А. А.</b> Гибкий шарнир .....	79
<b>Лаптев Е. А.</b> Система разворачивания солнцезащитных экранов .....	81
<b>Лихачев М. В.</b> Анализ параметров устойчивости и управляемости самолета с использованием интеллектуального цифрового макета .....	84
<b>Логанов А. А., Овечкин Г. И.</b> Методика определения момента электродвигателя при проектировании электронасосного агрегата системы терморегулирования .....	85
<b>Мальцев А. А., Шендалев Д. О., Михалкин В. М.</b> Возможность применения оптоволоконных датчиков с решёткой Брэгга для контроля напряженно-деформированного состояния углепластиковых изогридных узлов трансформируемых систем КА .....	86
<b>Михалкин В. М., Романенко И. В.</b> Анализ применимости системы обезвешивания пассивного типа для крупногабаритного крыла батареи солнечной .....	88
<b>Пацкова Е. Г., Исева О. А., Бикмаев Р. И., Филимонов И. В., Шарнин А. Е.</b> Разработка прецизионных конструкций для размещения высокоточного оборудования .....	90
<b>Поздняков А. С., Злотенко В. В., Двирный В. В.</b> Сокращение времени на проектирование и создание рабочего места высокочастотных испытаний .....	91
<b>Серяков А. В., Павлов А. А., Михайлов Ю. Е., Белоусов В. К.</b> Пульсационные течения в паровом канале тепловых труб .....	93
<b>Сливинский В. И., Харченко М. Е., Кондратьев А. В., Гаврилко В. В.</b> Углесотопласт – легкий и прочный наполнитель трехслойной конструкции космического назначения .....	96
<b>Сусойкин Ю. В., Токарев А. В., Черепанов Д. А., Данильченко П. Ю.</b> Разработка блока механического устройства поворота батареи солнечной для малого космического аппарата .....	98
<b>Танасиенко Ф. В., Рудько А. А., Басынин В. В.</b> Экспериментальное определение термического сопротивления образцов экранно-вакуумной изоляции .....	100
<b>Шангина Е. А., Патраев В. Е.</b> Рационализация проектирования космических аппаратов информационного обеспечения, создаваемых с использованием унифицированных платформ негерметичного модульного конструктивного исполнения .....	102

<b>Шевляков А. В., Выхристюк И. А., Верхогляд А. Г., Чугуй Ю. В., Халиманович В. И., Христич В. В.</b> Автоматизированная система управления тепловыми потоками при тепловакуумных испытаниях .....	103
---	-----

*Секция*

**«РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИЕ ДВИГАТЕЛИ, ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ УСТАНОВКИ И СИСТЕМЫ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ»**

<b>Асеинов Н. И., Буртыль И. В.</b> Способы управления вектором тяги ракетных двигателей твердого топлива.....	109
<b>Ахметшин К. Ш., Кирюхин С. Ю., Рябинин А. С.</b> Сравнительный анализ способов регулирования тяги жидкостных и твердотопливных ракетных двигателей .....	110
<b>Бакулин Я. Ю., Журавлев В. Ю., Кубриков М. В., Каменюк О. В.</b> Построение физической модели пластического течения тонкостенной оболочки .....	112
<b>Барманов И. С.</b> Влияние конструктивно-эксплуатационных параметров шарикового подшипника на коэффициент жесткости опоры двигателя .....	114
<b>Барманов И. С.</b> Повышение достоверности вычисления коэффициента жесткости «беличьего колеса» опор роторов .....	115
<b>Бочерикова Я. В., Савина А. Е.</b> Перспективное оборудование для обработки узлов и агрегатов автоматики ракетных двигателей .....	116
<b>Будайбекова Я. М.</b> Использование пористых форсунок в ракетных двигателях .....	118
<b>Веселов А. В., Фуфачев Н. С.</b> Лазерное зажигание в ЖРД .....	120
<b>Глушкова Э. Е., Жуйков Д. А.</b> Оценка осевой силы при течении в торцевых щелях турбонасосных агрегатов ЖРД .....	122
<b>Горбачев М. В., Иванова А. П.</b> Оценка эффективности действительных циклов авиационной системы кондиционирования воздуха .....	123
<b>Делков А. В., Ходенков А. А., Танасиенко Ф. В., Кишкин А. А.</b> Моделирование рабочего процесса системы терморегулирования космического аппарата .....	125
<b>Ерисов А. А., Евтух А. В., Крылов А. С.</b> Перспективные направления развития электрореактивных двигателей .....	126
<b>Жуйков Д. А., Коваленко Е. Д., Лебедева А. И.</b> Дисковые потери турбонасосных агрегатов двигателей летательных аппаратов .....	128
<b>Зув А. А., Толстопятов М. И., Блинков Е. В., Шишаев А. М.</b> Исследование течений с учетом теплоотдачи потенциального вращательного течения, характерного проточным частям энергетических установок летательных аппаратов .....	130
<b>Колчанов И. П., Делков А. В., Ходенков А. А., Кишкин А. А.</b> Способ локализации течи пробного газа при испытаниях на герметичность элементов двигательных установок .....	132
<b>Колчанов И. П., Делков А. В., Ходенков А. А., Шилкин О. В.</b> Численное моделирование тепловых испытаний объектов космической техники .....	133
<b>Краева Е. М.</b> Особенности гидродинамического обтекания межлопаточного канала рабочего колеса гидромашин .....	135
<b>Кубриков М. В., Бакулин Я. Ю., Гайнутдинов А. В.</b> Жидкостный ракетный двигатель с дополнительным электромагнитным разгоном рабочего тела .....	136
<b>Кулаков Е. В., Мелкозеров М. Г.</b> Охлаждение помещений за счет низкопотенциальной тепловой энергии .....	138
<b>Леонгард А. Ю., Торгашин А. С., Черепяхин В. Е., Ноздрин А. Р.</b> Совершенствование конструкции и характеристик маршевых двигателей ракеты «Протон» .....	139
<b>Меньщиков Е. Ю., Липатов Р. В.</b> Гидродинамические испытания бустерного насосного агрегата совместно с испытанием турбины насоса .....	141
<b>Назаров В. П., Яцуценко В. Г.</b> Конструктивно-технологические факторы стабильности энергетических параметров турбонасосных агрегатов ракетных двигателей .....	143
<b>Рыбакова В. Н., Мехтиев А. С.</b> Особенности термодинамического расчета ракетных двигателей с использованием сжиженного природного газа .....	145
<b>Самошкин В. М., Васянина П. Ю.</b> Анализ эффективности применения кислорода в качестве охладителя камеры жидкостного ракетного двигателя .....	147
<b>Тележенко Д. Р., Рычков В. В.</b> Перспективы использования ЖРД НК-33 в космических программах .....	149
<b>Укачиков А. И.</b> Особенности охлаждения камеры жидкостного ракетного двигателя жидким кислородом .....	150
<b>Ходенков А. А., Делков А. В., Кишкин А. А.</b> Расчет и анализ процессов теплообмена в конденсаторе системы терморегулирования .....	152
<b>Черненко Е. В., Жуйков Д. А., Каменюк О. В.</b> Численное моделирование течения в межлопаточном канале рабочего колеса центробежного насоса .....	153

## «СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ, КОСМИЧЕСКАЯ НАВИГАЦИЯ И СВЯЗЬ»

<b>Алешечкин А. М., Феоктистов Д. С.</b> Использование морской радионавигационной системы «Крабик» для координатного обеспечения наземных объектов .....	157
<b>Анаров М. Ж.</b> Роль международного регулирования использования частот при создании сетей спутниковой связи и вещания .....	159
<b>Анаров М. Ж., Утеулиев Н. Б., Сейтов Б. А., Мурзалиев А. Т., Беккулов Р. Н.</b> Системы спутниковой связи .....	161
<b>Артемьев К. А., Кудинов Д. С.</b> Разработка СВЧ-приемника для доплеровского локатора .....	163
<b>Батурин Т. Н., Боев Н. М., Нигруца И. В.</b> Разработка преобразователя интерфейсов для исполнительных устройств мультироторных БПЛА .....	165
<b>Батурин Т. Н., Шаршавин П. В.</b> Разработка системы управления и контроля фотоаппаратов Canon EOS для беспилотного летательного аппарата .....	166
<b>Болгов И. С., Муравяткин Ю. И., Бутаков А. Н., Лянзбург В. П.</b> Прецизионный привод вращения рамки гироскопа .....	168
<b>Вечтомов В. А., Пономарев Л. И., Мешковский В. Е., Чурилин С. А.</b> Перспективная приемная адаптивная цифровая решетка для космического ретранслятора спутниковой связи .....	170
<b>Гогуа В. Д., Лянзбург В. П., Бутаков А. Н.</b> Рекуперативный преобразователь напряжения питания двигателя-маховика .....	173
<b>Дементьев А. Н., Маслов Ю. В., Глушкин В. А., Вдовиченко В. И.</b> Разработка проекта нормативного документа по стандартизации «совместимость космической техники электромагнитная. Общие требования и методы испытаний» .....	174
<b>Ермолаев В. Ю., Алексеев Р. А.</b> Актуальность разработки систем дистанционного зондирования Земли разного назначения с использованием многофункциональной космической системы ретрансляции «Луч» .....	176
<b>Карцан И. Н., Карцан Р. В., Ефремова С. В.</b> Подавление помех при использовании антенны интерферометра в НАП .....	178
<b>Красненко С. С., Пичкалев А. В., Гребенников А. В.</b> Обеспечение помехозащищенности навигационных приемников космических аппаратов от ложных сигналов .....	180
<b>Курбатов Е. М., Кафтасьев Д. А.</b> Исследование зависимости характеристик электродвигателей космического назначения от способа управления .....	182
<b>Курбатов Е. М., Пенкина Т. Ю.</b> Математическая модель электромеханического модуля .....	183
<b>Курбатов Е. М., Чугунов И. В.</b> Экспериментальное исследование влияния электромеханических устройств на возмущающие воздействия .....	185
<b>Курносоев А. С., Фатеев Ю. Л.</b> Одночастотный способ определения параметров ионосферы .....	187
<b>Латынцев С. В., Меус С. В., Овчинников А. В., Бабанов А. А.</b> Оценка эффективности алгоритма управления приводом солнечных батарей космического аппарата с целью создания моментов для разгрузки электромеханического исполнительного органа СОС .....	189
<b>Лефтер В. Д., Кудабаяев Б. Т., Свободов Ш. Г., Анаров М. Ж.</b> История развития спутниковой связи Казахстана .....	190
<b>Лобанов Д. К., Федченко А. С.</b> Моделирование импульсного преобразователя тока стенда для диагностики ресурсных характеристик аккумуляторов .....	193
<b>Матыленко М. Г., Дорофеев М. О., Бикеев Е. В., Алексеенко А. А.</b> Система контроля геометрии крупногабаритной трансформируемой антенны и ее наведение .....	194
<b>Мизрах Е. А., Волочаев М. Н.</b> Имитатор зарядных характеристик аккумуляторной батареи для испытания систем электропитания космических аппаратов .....	196
<b>Николаев В. А., Фисенко О. Б.</b> Системный анализ эффективности орбитальной инспекции .....	198
<b>Сушков А. А., Боев Н. М.</b> Разработка контроллера системы бортового питания малых беспилотных летательных аппаратов .....	199
<b>Тараканец Е. А.</b> Активная трехосная система ориентации и стабилизации на базе электродвигателей-маховиков для наноспутников CubeSat .....	200
<b>Фатеев А. В., Емельянов Д. В., Тентилов Ю. А., Овчинников А. В.</b> Алгоритмы определения курсового угла космического аппарата «ГЛОНАСС» на участках упреждающего разворота на борту и в аппаратуре потребителя для вычисления фазового центра антенны .....	202
<b>Черноусов А. В., Кузовников А. В., Сомов В. Г.</b> Адаптивная система формирования помехоустойчивых сигналов .....	203
<b>Шаршавин П. В., Макаров И. В., Нигруца И. В.</b> Особенности построения наземного комплекса управления беспилотными летательными аппаратами малой и средней взлетной массы .....	205

Секция

«КОСМИЧЕСКОЕ ЭЛЕКТРОННОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ»

<b>Беляев Б. А., Ходенков С. А., Мочалов В. В., Храпунова В. В., Ефремова С. В.</b> Микрополосковый полосно-пропускающий фильтр на многомодовом резонаторе в форме прямоугольной рамки .....	209
<b>Васильев Е. Н., Дервянко В. А.</b> Расчет эффективности термоэлектрических модулей для охлаждения радиоэлектронных элементов .....	211
<b>Гаврюшов М. В., Ефремов С. В.</b> Применение технологии силовых алюминиевых шин Bus bar на КА ОАО «ИСС» .....	213
<b>Голубев Е. Н.</b> Аппаратно-программный комплекс для обработки бортового компьютера с процессором Leon-2 и сетью SpaceWire .....	216
<b>Гончаров С. В.</b> Создание тестового стенда для обработки взаимодействия в сетях SpaceWire .....	219
<b>Гордеев А. В., Сидоров А. С., Хорошко А. Ю.</b> Релейно-вложенное управление ключом в шунтовых стабилизаторах напряжения .....	220
<b>Гречишников В. М., Теряева О. В.</b> Устройство сбора информации на основе волоконно-оптического цифро-аналогового преобразователя .....	221
<b>Дмитриев С. В., Орлов А. С., Орлов С. А.</b> О некоторых аспектах механического анализа бортовой аппаратуры космических аппаратов .....	223
<b>Карабан В. М., Зырин И. Д.</b> Разработка новой несущей конструкции печатных плат, а также ее механический анализ для электронных модулей в космических аппаратах .....	225
<b>Коловский Ю. В.</b> Автономный комплекс контроля и управления поведением технического объекта на примере антенной системы космического аппарата .....	227
<b>Костин А. В.</b> Математические модели источников электростатических разрядов на борту космических аппаратов .....	229
<b>Лофицкий И. В., Никитин А. А.</b> Проектирование трансформатора, интегрированного в многослойную печатную плату .....	231
<b>Маринушкин П. С.</b> Компенсация погрешностей пьезоэлектрических датчиков угловой скорости .....	233
<b>Матвеев В. В., Тугбаев Ю. Г.</b> Разработка перспективного высоконадежного отечественного ССУ с функционированием по стандартам ESA .....	234
<b>Молдабеков М. М., Елубаев С. А., Алипбаев К. А., Бопеев Т. М., Сухенко А. С.</b> Разработка оптической системы звездного датчика для космических аппаратов .....	237
<b>Орлов В. И., Федосов В. В.</b> Качество электронной компонентной базы – залог длительной работоспособности космических аппаратов .....	238
<b>Пичкалев А. В.</b> Применение технологии SpaceWire в аппаратно-программном комплексе модульно-сетевой архитектуры .....	241

Секция

«ИСПОЛЬЗОВАНИЕ КОСМИЧЕСКИХ СРЕДСТВ И ТЕХНОЛОГИЙ  
ДЛЯ МОНИТОРИНГА ОКРУЖАЮЩЕЙ ПРИРОДНОЙ СРЕДЫ»

<b>Десятков К. Ф., Кашкин В. Б., Рублёва Т. В.</b> Изменчивость стратосферного озона в умеренных широтах Северного и Южного полушарий (по данным спектрометра OMI/Aura) .....	245
<b>Джунисбекова В. Е., Курманов Б. К., Бибосынов А. Ж., Иванчукова А. В., Кирсанов А. В.</b> Мониторинг смещений земной поверхности с использованием данных радарной съемки .....	247
<b>Додышева А. А., Кашкин В. Б.</b> Акустические волны в тропосфере, регистрируемые при космическом зондировании .....	250
<b>Искаков Б. А., Курманов Б. К., Бибосынов А. Ж., Асанкулов Н. А.</b> Исследование геодинамических процессов территории Жетысуйского Алатау с помощью спутниковых технологий .....	252
<b>Картушинский А. В.</b> Градиентные поля поверхности Земли по спутниковым данным .....	254
<b>Ковалев И. В., Логинов Ю. Ю., Цибульский Г. М.</b> Создание регионального центра приема и обработки данных дистанционного зондирования Земли по территории Красноярского края .....	256
<b>Миронов В. Л., Михайлов М. И., Сорокин А. В., Пурлаур В. К.</b> Экспериментальные данные радиомониторинга состояния посевов злаковых культур и почвы с использованием сигналов навигационных спутников .....	257
<b>Садыков К. А., Курманов Б. К., Бибосынов А. Ж., Виляев А. В.</b> Подготовка GPS-данных с глобальных и локальных сетей Центральной Азии для геодинамических исследований .....	259
<b>Ятманов Д. А., Михайлов М. И., Фельк В. А.</b> Аналитические возможности сигналов навигационных спутников в мониторинге земных покровов .....	261

Секция

«МЕХАНИКА СПЕЦИАЛЬНЫХ СИСТЕМ»

<b>Доброва А. В., Ермолович А. Г.</b> Цепная передача обрабатывающих машин .....	265
<b>Елисеев С. В., Артюнин А. И., Каимов Е. В.</b> Механизмы межпарциальных связей в механических колебательных системах с твердым телом .....	266
<b>Елисеев С. В., Кашуба В. Б., Паршута Е. А.</b> Рычажные механизмы с переменными передаточными отношениями в динамике механических колебательных систем .....	269
<b>Елисеев А. В., Ситов И. С.</b> Методологические основы определения критических режимов движения составных твердых тел при вибрационных нагрузках .....	271
<b>Ереско А. В., Ереско В. С., Ереско С. П., Ереско Т. Т.</b> Разработка технологии испытаний контактных уплотнений гидронеумосистем .....	273
<b>Ереско С. П., Ереско Т. Т., Климов А. А., Стручков А. В.</b> Обоснование выбора экспериментального закона распределения динамических параметров привода мобильных агрегатов .....	275
<b>Ереско С. П., Павлова О. А.</b> Планетарно-волновой редуктор с шаровидной передачей .....	277
<b>Жиденко И. Г., Кутлубаев И. М., Богданов А. А., Сычков В. Б.</b> Обоснование выбора структурной схемы роботов космического исполнения .....	278
<b>Казанцев А. А., Ереско С. П.</b> Модуль расчета эксцентриситета в подшипниках скольжения .....	281
<b>Карпенко В. В.</b> Об уплотнении торцевого генератора свободнопоточной микроГЭС .....	283
<b>Карпенко Е. В., Морозов Д. И., Колбасина Н. А.</b> Проблема обеспечения постоянства воздушного зазора в торцевых синхронных генераторах .....	285
<b>Кукушкин Е. В., Меновщиков В. А., Ереско Т. Т.</b> Анализ современных представлений и подходов при исследовании усталостных разрушений игольчатых подшипников .....	287
<b>Ладыгина А. В.</b> Изготовление облегченных сложнопрофильных волноводов прямоугольного сечения с трехмерным расположением фланцев .....	289
<b>Медведев В. И.</b> Совместимость и синтез как определяющий фактор эффективности изделий машиностроения .....	291
<b>Пономарев С. И., Ереско С. П.</b> Формирование базы данных диффузионной сварки деталей аэрокосмического производства .....	293
<b>Сбытова О. В., Хахалин М. Н., Жубрин В. Г.</b> Динамический анализ гидравлического привода гусеничного движителя в переходных режимах .....	294
<b>Спицын И. Н., Филиппов К. Ю., Воробьев А. А., Юносов А. Н.</b> Анализ технического регламента на дисковые пилы для раскрытия анизотропных материалов .....	296
<b>Усаков В. И., Вавилов Д. В.</b> Профиль зуба как объект поиска проектного решения при синтезе зубчатой передачи с заданными свойствами .....	297
<b>Усаков В. И., Каменецкий Б. С., Колбасина Н. А.</b> К выбору передач для многоступенчатого редуктора .....	298
<b>Усаков В. И., Лукин Р. С.</b> Профиль кулачка волнообразователя как управляющий параметр при моделировании волновой зубчатой передачи .....	300
<b>Фадеев А. А., Еремин Д. В.</b> Усовершенствование методики проектирования линейного электродинамического привода в ударно-импульсном режиме .....	301
<b>Шевчугов М. В., Лукин Р. С.</b> Определение основных критериев работоспособности волновых реечных передач .....	303

Секция

«КОНТРОЛЬ И ИСПЫТАНИЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ»

<b>Автономов Н. Н.</b> Моделирование деформаций шарового индентора при упругом внедрении в образец .....	307
<b>Автономов Н. Н., Карпов Н. В.</b> Измерительная головка к твердомерам с отсчетом от нижней полусферы индентора .....	309
<b>Бобылев Т. Ю.</b> Анализ влияния ограничивающих факторов на автоматическое регулирование температуры при тепловых испытаниях компонентов космических аппаратов в малогабаритных термобарокамерах .....	310
<b>Васильев И. С., Ефремов С. В., Сунцов С. Б., Ким В. С.</b> Проведение испытаний обжимных электрических соединений с целью определения их свойств и надежности .....	312
<b>Вшивков А. Ю., Головенкин Е. Н., Колесников А. П., Ганенко С. А.</b> Методологические аспекты проектирования рабочего места для проведения термобалансных и электротермовакuumных испытаний КА негерметичной компоновки на базе платформы «Экспресс-2000» .....	314

<b>Данилин Г. А., Ремшев Е. Ю., Метляков Д. В., Черный Л. Г., Титов А. В.</b> Модель прогнозирования релаксационной стойкости тарельчатых пружин по уровню сигналов акустической эмиссии .....	316
<b>Евтушенко Б. А.</b> К вопросу выполнения электронно-лучевой сварки корпусов ракет .....	318
<b>Крат С. А., Филатов А. А., Шляхтин М. С., Христин В. В.</b> Композиция светооптических схем имитаторов солнечного излучения на основе унифицированных ламповых модулей .....	320
<b>Крысина Д. А., Макарьянц Г. М., Макарьянц М. В., Прокофьев А. Б.</b> Динамические испытания дренажно-предохранительного клапана .....	322
<b>Матюшев Р. А., Патраев В. Е.</b> Методы анализа сопроводительной документации при сертификации электрорадиоизделий иностранного производства .....	324
<b>Мацубара Х., Нагорский И., Фуджина К.</b> Увеличение ресурса мощных водоохлаждаемых ксеноновых ламп для крупногабаритных имитаторов солнечного излучения для термовакуумных испытаний .....	325
<b>Недорезов Д. А., Пичкалев А. В., Непомнящий О. В.</b> Применение ПЛИС для моделирования логики функционирования бортовой радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов .....	326
<b>Никишев А. А., Титенков С. В., Запорожский А. С.</b> 3D-моделирование при проектировании пространственных трубопроводных систем .....	328
<b>Патраев Е. В., Чичурин В. Е., Наговицин А. В., Репин Д. А.</b> Технология механической обработки сотового заполнителя в растянутом виде .....	330
<b>Поляков М. В., Шатров А. К.</b> Методы прецизионной выставки блоков коррекции .....	331
<b>Свербилов В. Я., Стадник Д. М.</b> Влияние управляющего клапана на динамику системы регулирования давления газа .....	332
<b>Синицкий Д. Е., Мурыгин А. В.</b> Имитация работы двигательной установки космического аппарата при наземных испытаниях .....	334
<b>Юдинцев А. Г.</b> Проблемы проектирования автоматизированных испытательных комплексов систем электропитания космических аппаратов .....	336

### *Секция*

#### **«ЭКСПЛУАТАЦИЯ И НАДЕЖНОСТЬ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ»**

<b>Акзигитов А. Р.</b> Методы экономии топлива на воздушном транспорте .....	341
<b>Акзигитов А. Р., Никитин В. Д.</b> Применение интегральных схем в авиационной радиоэлектронике .....	342
<b>Акзигитов Р. А., Акзигитов А. Р., Макаренко Ю. А.</b> Повышение уровня надежности гидравлической системы управления вертолетом Ми-8 .....	344
<b>Акзигитов Р. А., Калинин В. А.</b> Снижение загруженности крупных аэропортов путем сокращения времени пребывания самолета в зоне аэродрома при заходе на посадку .....	346
<b>Акзигитов Р. А., Кривенко С. А.</b> Повышение эффективности регулярности полетов воздушных судов путем оперативного устранения и диагностики неисправностей .....	347
<b>Акзигитов Р. А., Акзигитова И. А., Любченко О. И.</b> Проблема навигации воздушных судов в условиях отсутствия соответствующего наземного навигационного обеспечения .....	349
<b>Акзигитова И. А., Стапуль Е. И.</b> Повышение эффективности системы посадки посредством стационарных псевдоспутников .....	350
<b>Алтухов И. В., Мусонов В. М.</b> Исследование методов защиты бортовой аппаратуры систем посадки от интермодуляционных помех .....	352
<b>Анисимова А. А., Пашков Р. С.</b> Надежность авиационного оборудования, предотвращение катастрофы .....	355
<b>Афанасьев В. Ю., Марков К. Н., Чупряков П. С., Винокуров К. Н., Фурманова Е. А.</b> Моделирование процесса технической эксплуатации воздушных судов для оценки эффективности управления .....	356
<b>Барабанщиков В. В., Горбунов Э. В.</b> Эффективность интенсивной технической эксплуатации самолётов. Ресурсы и сроки службы авиационной техники .....	358
<b>Герасев И. В., Золкина Е. С.</b> Серии авиационных электромашинных преобразователей и область их применения .....	359
<b>Дегтярев А. В., Лысенко О. А., Хамитов Р. Н.</b> Разработка модели агрегата электротехнической системы с центробежным насосом .....	360
<b>Зандер Ф. В., Кацура А. В., Гейман В. Н.</b> Приемное устройство авиационных навигационных комплексов и пеленгаторов .....	362
<b>Кравченко А. В.</b> Некоторые вопросы методики оптимизации парка воздушных судов .....	364
<b>Кудашов Д. Д., Токарев В. П.</b> Диагностирование помпажа газотурбинного двигателя .....	366
<b>Линдт Д. В.</b> Борьба за узкофокусный рынок .....	367

<b>Лосев Е. А.</b> Применение гибридных оптоволоконных световодов прямого солнечного света на воздушных судах .....	369
<b>Мурин М. В., Клепцов И. Л., Надтокин Л. А.</b> Анализ применения математических моделей при обработке полетных данных .....	370
<b>Нартов Е. А., Коваленко Г. Д.</b> Влияние присоединенного вихря на подъемную силу крыла .....	372
<b>Росинский П. А., Окладников А. Ю., Гейман В. Н.</b> Проектирование и разработка контрольно-проверочной аппаратуры системы TCAS .....	374
<b>Рыбков А. В., Герасимова Д. С.</b> Оценка влияния коррозионных повреждений на характеристики длительно эксплуатируемых летательных аппаратов .....	375
<b>Савина М. Г., Мусонов В. М., Худоногов В. П., Сеславин В. С.</b> Применение кворум-элементов для контроля однотипных датчиков .....	377
<b>Саханов К. Ж., Ергалиев Д. С.</b> Тензорная методика анализа объекта контроля .....	379
<b>Строков Д. Е., Киселев В. В., Кацура А. В.</b> Актуальность использования кроссполярных воздушных трасс .....	380
<b>Тарасов А. М., Сидоренко К. А., Медведев Д. А.</b> Разработка устройства сопряжения АЦП с ПЭВМ по стандарту USB .....	382
<b>Фрольченко К. В., Акзигитова И. А.</b> Управление воздушным движением через спутниковые системы посредством радиосвязи .....	383
<b>Фурманова Е. А., Демченко Я. И., Герасимова Д. С., Шаймарданов Л. Г.</b> К вопросу оценки наработки до отказа невосстанавливаемых функциональных систем .....	384
<b>Шевченко А. П., Никушкин Н. В.</b> Пульсирующий воздушно-реактивный двигатель .....	386
<b>Шемелёв Е. Д., Мащенко С. Е.</b> Горение дизельного топлива и авиакеросина .....	388

#### *Секция*

### «ЭКСПЛУАТАЦИЯ И РЕМОНТ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ»

<b>Евтух А. В., Крылов А. С.</b> Современное состояние и способы модернизации ракетно-космической техники .....	391
<b>Ерисов А. А., Черепяхин В. Е.</b> Проблемы и перспективы развития РКТ .....	392
<b>Лозовенко С. Н., Голублев В. И., Ермаков Л. С.</b> Вариации универсальных контейнеров для транспортирования космических аппаратов .....	393
<b>Тележенко Д. Р., Леонгард А. Ю.</b> Проблемы эксплуатации и ремонта международной космической станции .....	395

#### *Секция*

### «ТЕХНОЛОГИЯ И МЕХАТРОНИКА В МАШИНОСТРОЕНИИ»

<b>Башков И. В., Двирный В. В., Мионович В. В., Евкин И. В., Кузнецов А. Б.</b> Экспериментальное исследование влагопоглощения углепластика марки m55j, применяемого в КА .....	399
<b>Богданов С. Г., Дроздов С. П.</b> Лабораторный технологический регламент для выполнения исследовательских испытаний получения резинобитумных модификаторов методом высокотемпературной деструкции отходов РТИ .....	400
<b>Богданов В. В., Лубнин М. А., Герюков А. Ш., Измайлович А. А., Клипов Е. А.</b> Перспективы применения радиационно-акустического контроля для диагностики качества сварных соединений изделий ракетно-космической техники .....	403
<b>Будьков В. А., Скрипка А. В., Ручкина Н. Л., Ручкин Л. В.</b> Управление параметрами электропневматического следящего привода одностороннего действия .....	405
<b>Васильева Е. А., Жуковская И. В., Чумакова А. В., Сысоев С. К.</b> Совершенствование технологии уменьшения шероховатости внутренней поверхности улиток насосов .....	406
<b>Вейсвер Т. Г., Браверман В. Я.</b> Слежение за стыком при электронно-лучевой сварке разнородных материалов .....	408
<b>Дроздов С. П., Вейсвер Т. Г., Кутаков В. В.</b> Метод высокотемпературной деструкции резинотехнических отходов для получения резинобитумных модификаторов .....	409
<b>Жирнова Е. А., Банщикова М. Н.</b> Робастное проектирование при изготовлении прецизионных антенных рефлекторов из полимерных композиционных материалов .....	411
<b>Зверинцев В. В., Сысоев С. К., Сысоев А. В., Зверинцева Л. В.</b> Инструмент для полирования волноводных труб .....	413

<b>Зверинцева Л. В., Квятковский И. Ю., Зверинцев В. В.</b> Гибка волноводных труб прямоугольного сечения с переменным радиусом .....	415
<b>Казьмин Б. Н., Трифанов И. В., Рыжов Д. Р.</b> Установка для исследования процессов получения низкотемпературной плазмы и ее преобразования в электрическую мощность .....	417
<b>Коваленко Н. А., Олегин И. П., Петров П. М., Чаплыгин В. Н.</b> Численно-экспериментальное определение параметров критерия Нуизмера для слоистых углепластиков с различными типами концентраторов напряжений .....	419
<b>Кочкина Г. В.</b> Механические свойства алюминиево-кремниевых сплавов отдельно литых образцов .....	421
<b>Кочкина Г. В.</b> Механические свойства конструкционных сталей .....	422
<b>Левко В. А., Харин Д. О.</b> Абразивно-экструзионная обработка полидисперсной рабочей средой .....	424
<b>Лекарев А. В., Жуковский В. Б., Ковалева А. А., Жереб В. П.</b> Исследование прочности металлокерамики УМБ-4с .....	425
<b>Мут Н. В.</b> Сопоставление качества гальванического цинкового покрытия, полученного из цинкатного (щелочного) и цианистого электролитов .....	427
<b>Оборина Л. И., Трифанов И. В., Исмаылов Б. Н., Стерехов И. В., Шелковская В. М.</b> Выбор параметров процесса вибрационного электрохимического хонингования зеркал лучеводов .....	428
<b>Оборина Л. И., Шелковская В. М., Исмаылов Б. Н., Трифанов И. В.</b> Расчет параметров процесса удаления дефектного слоя с рабочей поверхности зеркал лучеводов вибрационным электрохимическим хонингованием .....	430
<b>Павлов Д. А., Лихачев А. Н.</b> Модель цилиндрического актуатора на основе диэлектрического эластомера .....	431
<b>Потехин Р. Н.</b> Основные причины разрушения резьбовых соединений .....	433
<b>Прокопьев И. В., Жуковский В. Б.</b> Создание износостойкого покрытия деталей из титановых сплавов методом альфирования поверхности .....	435
<b>Резанова М. В.</b> Алюминий-титановая лигатура в форме стержня .....	436
<b>Резяпов В. Ш., Жуковский В. Б., Кляцкин А. С.</b> Направленная кристаллизация расплава и последующая высокотемпературная газостатическая обработка как инструмент уменьшения литейных дефектов .....	437
<b>Скрипка А. В., Янковская Н. Ф., Егоров М. В., Князева К. Р., Филиппов Ю. А.</b> Влияние переходного процесса привода станка на качество поверхности при сквозном распиле проката сплава АМг-6 .....	439
<b>Сулягин А. В., Малько Л. С., Трифанов И. В.</b> Модель формирования профиля винтовой поверхности глобоидного червяка ротационным точением .....	440
<b>Сыроежко С. Ю., Амельченко Н. А., Утенков В. Д.</b> Влияние методов облагораживания поверхностей на износостойкость твердосплавного инструмента .....	442
<b>Сысоева Л. П., Сысоев А. С., Метелкин Ю. В., Савин С. И.</b> Влияние поверхностно-активных веществ на эффективность резания при абразивно-экструзионной обработке .....	444
<b>Тоцкий Д. А., Чураков Д. В., Латюк Д. В., Филиппов Ю. А.</b> Оптимизация погрешности при точении заготовок из конструкционных сталей .....	445
<b>Утенков В. Д.</b> Групповая технология изготовления фитингов .....	447
<b>Чичурин В. Е., Наговицин А. В., Патраев Е. В., Михнев М. М., Лукина Н. М.</b> Устройства для работы с сотовым наполнителем при изготовлении зеркальных рефлекторов .....	449
<b>Чураков Д. В., Тоцкий Д. А., Саклакова А. Е., Филиппов Ю. А.</b> Особенности технологии производства гибких мини-трубопроводов .....	450
<b>Янковская Н. Ф., Будьков В. А., Ручкина Н. Л., Саклакова А. Е., Раменская Е. В.</b> Особенности технологии криогенных испытаний космических аппаратов .....	451

#### *Секция*

#### **«НАНОМАТЕРИАЛЫ И НАНОТЕХНОЛОГИИ В АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ОБЛАСТИ»**

<b>Аплеснин С. С., Ситников М. Н., Гирн А. В.</b> Структурные и магниторезистивные свойства $Gd_xMn_{1-x}S$ .....	455
<b>Аплеснин С. С., Харьков А. М., Кретинин В. В.</b> Смена знака магнитосопротивления в твердых растворах $Yb_xMn_{1-x}S$ .....	457
<b>Афонин А. О., Лексиков А. А., Угрюмов А. В.</b> Исследование свойств микрополосковых электрически управляемых резонаторов на основе полупроводниковых варакторов при криогенных температурах .....	459
<b>Великанов Д. А.</b> Автоматизированный вибрационный магнитометр с электромагнитом конструкции Пузея .....	461

<b>Докшанин С. Г.</b> Влияние размера частиц ультрадисперсного наполнителя на эксплуатационные свойства пластичных смазочных материалов .....	462
<b>Ерзунова Н. М., Жигалов В. С.</b> Ферромагнитные фазы и их свойства в системе Fe/Si(111)-подложка после отжига .....	464
<b>Есин М. Ю., Никифоров А. И., Тимофеев В. А.</b> Технология и исследования методом дифракции быстрых электронов поверхности GeSi .....	466
<b>Игуменов А. Ю., Паршин А. С.</b> Зарядовая запись в системе Ge/Si .....	467
<b>Коновалов С. О., Зеленов Ф. В., Петров М. И., Попков С. И.</b> Исследование вольтамперных характеристик контакта $\text{La}_{(2-x)}\text{Ce}_x\text{CuO}_4\text{-La}_{(2-x)}\text{Sr}_x\text{CuO}_4$ .....	469
<b>Масюгин А. Н., Пчеляков О. П.</b> Электрофизические свойства структур для фотовольтаики и их спектральные характеристики .....	471
<b>Нурдаuletova В. А., Гохфельд Д. М.</b> Пик-эффект на гистерезисных зависимостях намагниченности высокотемпературных сверхпроводников .....	473
<b>Рыбакова А. Н., Жигалов В. С., Мягков В. Г.</b> Особенности химических взаимодействий в двухслойных структурах переходных металлов .....	476
<b>Сергеева Е. В.</b> Новые материалы для космической техники, получаемые введением в их состав алмазно-графитового нанопорошка .....	477
<b>Соколович В. В., Великанов Д. А., Молокеев М. С.</b> Структура и магнитные свойства твёрдых растворов $\text{Fe}_{1-x}\text{Cr}_x\text{S}$ .....	479
<b>Угрюмов А. В., Лексиков А. А., Афонин А. О.</b> Низкотемпературные исследования микрополосковых резонаторов и фильтров на их основе .....	480
<b>Федоров Л. Ю., Карпов И. В., Ушаков А. В., Лепешев А. А.</b> Получение и применение модифицированного наночастицами сверхвысокомолекулярного полиэтилена .....	482
<b>Федорова Е. Н., Суходоева Н. В., Монсо Д., Окаб Д., Турк В.</b> Определение физико-механических свойств защитного оксидного слоя методом наноиндентирования .....	484
<b>Шиманский А. Ф., Подкопаев О. И., Кулаковская Т. В., Бычков П. С., Голубовская Н. О.</b> Исследование примеси кислорода в германии .....	486

*Секция*

**«МАЛЫЕ КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ: ПРОИЗВОДСТВО,  
ЭКСПЛУАТАЦИЯ И УПРАВЛЕНИЕ»**

<b>Takaya Inamori, Phongsatorn Saisutjarit, Hiroyuki Ohsaki.</b> Estimation of a magnetic disturbance torque caused by ferromagnetic materials in small satellites .....	491
<b>Васильцов А. А.</b> Моделирование динамики электродвигателя-маховика с учетом технологических погрешностей .....	491
<b>Гладышев Ю. Г., Гладышев Г. Н., Лянзбург В. П.</b> Критерии выбора параметров подшипниковых опор электродвигателей-маховиков .....	493
<b>Денисова А. А., Тверяков О. В., Бритова Ю. А.</b> Разработка методики определения возмущающих моментов управляемых двигателей-маховиков на силоизмерительном стенде .....	495
<b>Ермаков Д. В., Бобриков А. Н., Алексанов П. А., Лянзбург В. П.</b> Магнитогидравлические опоры двигателей-маховиков .....	497
<b>Садыков А. Р., Байтеряков А. В., Козлов В. А.</b> Разработка диплексера S-диапазона с высоким подавлением внеполосных излучений для современных космических аппаратов .....	498
<b>Хамитов Р. Н., Перчун А. А., Пасечников Ю. В.</b> Программно-аппаратный комплекс для оценки эффективности пневмоамортизаторов .....	500

## CONTENTS

### Section

#### «PROJECTING AND PRODUCTION OF AIRCRAFT, SPACE RESEARCH WORKS AND PROJECTS»

<b>Azingareev V. V., Litvinchuk A. Yu.</b> Condensation of single-layer anti-wear strengthening coating for special cutting tool .....	5
<b>Bobarika I. O., Molokova S. V.</b> Application of mathematical modelling tools in the aerodynamic designing of aircraft .....	6
<b>Vshivkov J. F., Galushko E. A., Krivel S. M.</b> Synthesis of efficient automatic wig control system .....	8
<b>Gornostaev A. I., Tulsii I. N., Oshchepkova D. G.</b> Experimental unit of heater switching for module of high-precision thermally stabilized system .....	9
<b>Erashov G. F.</b> Effect of the angle of attack on the wave resistance pointed cone .....	12
<b>Zlobin S. K., Laptенок V. D., Mihnev M. M., Zaitsev R. V.</b> The application of induction heating for soldering of aluminum structures elements of waveguide distributive systems .....	14
<b>Kokorin V. V., Mihnev M. M.</b> Some bending techniques for flexible thin-walled elements of complex constructions used in space industry .....	15
<b>Kokorin V. V., Romashchenko S. V., Mihnev M. M.</b> Plastic deformation and physical processes occurring in metal under strain .....	16
<b>Kopytov V. I., Orlov S. A.</b> On the procedure of protoflight and acceptance mechanical tests of spacecraft .....	18
<b>Lekanov A. V., Ulybushev E. A., Masanov A. G., Sil'chenko P. N., Novikov E. S., Kudriavtsev I. V.</b> Assessment of teeth durability taking into account hardening of their working surfaces for drives of spacecraft mechanical systems .....	20
<b>Lekanov A. V., Ulybushev E. A., Masanov A. G., Silchenko P. N., Novikov E. S.</b> Assessment of the impact of error of gears production on actual contact and flexural stresses .....	22
<b>Likhachev M., Shangina E.</b> Functional digital mockup technology application for spacecraft precontract development .....	24
<b>Mikheev A. E., Alyakretskiy R. V., Mikutsik D. A., Girn A. V.</b> Improving the design of electric-arc metallizator .....	26
<b>Mihnev M. M., Gordovenko M. A., Shmelev N. N.</b> The method of laser emission for dichroic structure formation on reflectors from polymer composite .....	29
<b>Mihnev M. M., Zemlyansky V. V., Zhitnik M. V., Ermakova S. V.</b> Solution of adjustment problem for perspective antennas .....	30
<b>Mihnev M. M., Pavlova O. A.</b> Development of the mandrel manufacturing technology for the formation of reflectors from polymeric composite materials .....	33
<b>Nurguzhin M., Ten V., Albazarov B., Zhumazhanov B.</b> Design and analysis of catadioptric optical system .....	35
<b>Oleynikov I. I., Astrakhantsev M. V.</b> The way to create the catalogue for bigger-than-1cm space objects based on the Aspos OKP database .....	37
<b>Pochuev M. I., Ashirbakiev R. I.</b> Improved mounting connector SNP339 in radio navigation apparatus of space vehicles .....	39
<b>Sabirov R. A.</b> Variational-differential method of calculation of plates in conditions of plane stress for temperature loadings in stress functions .....	42
<b>Sabirov R. A., Bykov A. V.</b> Calculating stability of the isotropic plate loaded in the plane inertia forces .....	44
<b>Filimonov I. V., Shatrov A. K.</b> Ways to reduce the weight of the structure spacecraft .....	46
<b>Halimanovich V. I., Mihnev M. M., Nagovitsyn V. N., Gotseliuk O. B., Sil'chenko P. N., Kudriavtsev I. V.</b> On stress-strain state of constructions of waveguide-distribution systems in the outer space .....	48
<b>Shestakov I. Y., Nadaraia C. G., Fadejev A. A.</b> Power mini wheel for steering surfaces .....	50

### Section

#### «LARGE TRANSFORMABLE CONSTRUCTIONS OF SPACECRAFT»

<b>Alifanov A. I., Ermilov S. P., Sinichenko M. I., Borodin L. M.</b> Results of designing loop heat pipes and their use in modern spacecraft .....	55
<b>Beloglazov A. P., Gabov A. V., Elistratov V. I.</b> Application experience of textile technologies for manufacturing composite material articles .....	57

<b>Belkov A. V., Valishevskii O. K., Velichko A. I., Zhukov A. P., Pavlov M. S., Ponomarev V. S., Ponomarev S. V., Popov A. V., Halimanovich V. I., Shalkov V. V., Shendalev D. O.</b> Development of mathematical model and numerical modelling of the intense-deformed condition of the large-sized reflector .....	58
<b>Bolgov V. V., Taigin V. B.</b> Method of adjustment and assembling of spacecraft antennas having no adjustment elements .....	59
<b>Velichko A. I., Belov S. V., Ponomarev S. V.</b> Modelling a reflector with tensegrety rim .....	61
<b>Glazunov A. A., Evdokimov A. S., Maritsky N. N., Mironovich V. V., Pavlov M. S., Ponomarev V. S., Ponomarev S. V., Tirishkin I. M., Usmanov D. B., Halimanovich V. I., Shipilov G. V.</b> Modelling precision antenna reflectors from polymeric composite materials .....	62
<b>Goldobin N. N., Shendalev D. O.</b> Mathematical methods used to assess the position and form accuracy of a large-sized spacecraft reflector .....	65
<b>Dvirny V. V., Golovanova V. V., Dvirny G. V., Sidorova E. S.</b> Opportunities of foam materials and effectiveness of the materials applied in spase technology .....	67
<b>Zimin V. N., Krylov A. V., Churilin S. A., Faizullin F. R.</b> On large transformable space structures deploy calculation .....	68
<b>Kozhevnikov A. N., Krasnorutskiy D. A., Levin V. E.</b> Modelling a dynamic contact interaction of a thin elastic rod .....	69
<b>Kravchenko I. A., Mikheev A. V., Borodin L. M.</b> Application features of metal composite tanks on board of SC .....	71
<b>Kraevskii P. A., Chebotarev V. E.</b> The method of reduction antenna pattern determination error .....	73
<b>Krushenko G. G.</b> The use of nanotechnologies for metalwares surfaces hardening .....	74
<b>Krushenko G. G.</b> Hollow constrution materials .....	76
<b>Kudrjavina L. A., Zavaruev V. A., Beliaev O. F.</b> Choice of material microwire for knitting reflecting surface of large-size transformable antennas .....	78
<b>Kuznetsov V. V., Baiborodov A. A.</b> Flexible hinge .....	79
<b>Laptev E. A.</b> Sunscreen deployment system .....	81
<b>Likhachev M. V.</b> Aircraft stability and control analysys with intellectual digital mockup technology .....	84
<b>Loganov A. A., Ovechkin G. I.</b> Technique of definition of the electric motor torque at design of the electropump unit of thermal control system .....	85
<b>Maltsev A. A., Shendalev D. O., Mihalkin V. M.</b> Possibility of applying fiber Bragg gratings to control stressedly-deformed condition of carbon isogrid satallite transform systems components .....	86
<b>Mihalkin V. M., Romanenko I. V.</b> Analysis of applicability of passive type zero-gravity system for large solar array .....	88
<b>Patskova E. G., Iseeva O. A., Bikmaev R. I., Filimonov I. V., Sharnin A. E.</b> Development of precision constructions for high-precision equipment location .....	90
<b>Pozdnyakov A., Zlotenko V., Dvirny V.</b> Decreasing designing time and creating high-frequency testing workplace .....	91
<b>Seryakov A. V., Pavlov A. A., Mikhailov J. E., Belousov V. K.</b> Vortex flow pulsation in low temperature heat pipes .....	93
<b>Slivinskij V. I., Harchenko M. E., Kondrat'ev A. V., Gavrilko V. V.</b> Carbon honeycomb plastic as a light-weight and durable filler of 3-layer honeycomb structures for aerospace applications .....	96
<b>Susoykin Y. V., Tokarev A. V., Cherepanov D. A., Danilchenko P. Y.</b> Development of the block of the mechanical turning movement device of the solar battery for the small spacecraft .....	98
<b>Tanasienko F. V., Rud'ko A. A., Basynin V. V.</b> Experimental definition of thermal resistance of multi layer insulation samples .....	100
<b>Shangina E. A., Patraev V. E.</b> Design rationalization of information support spacecraft, developed with non-hermetic modular unified platforms use .....	102
<b>Shevliakov A. V., Vykhristiuk I. A., Verkhogliad A. G., Chugui Yu. V., Halimanovich V. I., Khristich V. V.</b> Automated control system of heat fluxes at thermovacuum tests .....	103

#### *Section*

#### **«AEROSPACE ENGINES, POWER STATIONS AND TEMPERATURE CONTROL SYSTEMS IN AIRCRAFT»**

<b>Aseinov N. I., Burtyl I. V.</b> Methods for sfre thrust vector control .....	109
<b>Akhmetshin K. S., Kiryukhin S. U., Ryabinin A. S.</b> Comparative analysis of methods to regulate liquid rocket and solid-propellant rocket engines .....	110
<b>Bakulin Ia. Iu., Zshuravlev V. I., Kubrikov M. V., Kamenyuk O. V.</b> Construction of a physical model of thin shells plastic flow .....	112

<b>Barmanov I. S.</b> Influence of constructive and operational parameters of a ball bearing on rigidity coefficient of the engine support .....	114
<b>Barmanov I. S.</b> Increase of calculation reliability of rigidity coefficient of a «squirrel wheel» support of rotors .....	115
<b>Bocherikova Ya. V., Savina A. E.</b> The prospective equipment to process automation units and aggregates of rocket engines .....	116
<b>Budaibekova Ia. M.</b> The use of porous nozzles in rocket engines .....	118
<b>Veselov A. V., Fufachev N. S.</b> Laser ignition in LRE .....	120
<b>Glushkova E. E., Zhuikov D. A.</b> Evaluation of axial force at flow into the end slots of LRE turbo pump assemblies .....	122
<b>Gorbachev M. V., Ivanova A. P.</b> Estimation of efficiency of irreversible cycle of aircraft air conditioning system .....	123
<b>Delkov A. V., Khodenkov A. A., Tanasienko F. V., Kishkin A. A.</b> Simulation of the thermal control system operating procedure of spacecraft .....	125
<b>Erisov A. A., Evtukh A. V., Krylov A. S.</b> Future directions of electrically powered spacecraft propulsion .....	126
<b>Zhuykov D. A., Kovalenko E. D., Lebedeva A. I.</b> Disc friction loss of aircraft engine turbopump assembly .....	128
<b>Zuev A. A., Tolstopyatov M. I., Blinkov E. V., Shishaev A. M.</b> Research of rotational flow with the heat transfer of potential rotational flow inherent flowing part of engine installation of aircrafts .....	130
<b>Kolchanov I. P., Delkov A. V., Hodenkov A. A., Kishkin A. A.</b> Method to evaluate gas leaks location of the leakproofness test of element propulsion systems .....	132
<b>Kolchanov I. P., Delkov A. V., Hodenkov A. A., Shilkin O. V.</b> Numerical simulation of heat testing of space equipment .....	133
<b>Kraeva E. M.</b> Features of hydrodynamic flow of impeller interblade channel of hydromachines .....	135
<b>Kubrikov M. V., Bakulin Ia. Iu., Gainutdinov A. V.</b> A liquid-propellant rocket engine with additional working fluid electromagnetic acceleration .....	136
<b>Kulakov E. V., Melkozerov M. G.</b> Space cooling due to low-grade thermal energy .....	138
<b>Leongard A. Y., Torgashin A. S., Cherepakhin V. E., Nozdrin A. R.</b> The construction perfection and characteristic feature improvement of main space rocket engines .....	139
<b>Men'shchikov E. J., Lipatov R. V.</b> The fluid test of a booster pump unit together with the test of a pump turbine .....	141
<b>Nasarov V. P., Yatsunenko V. G.</b> Constructive – technological factors of stability of power parameters in rocket engine turbinepump units .....	143
<b>Rybakova V. N., Mekhtiev A. S.</b> Peculiarities of calculation of thermodynamic rocket engines using liquefied natural gas .....	145
<b>Samoshkin V. M., Vasyanina P. Y.</b> Effectiveness of oxygen as camera cooler of liquid-propellant rocket engine .....	147
<b>Telezhenko D. R., Rychkov V. V.</b> Prospects for the LRE NK-33 use in space programs .....	149
<b>Ukachikov A. I.</b> Features of cooling the liquid rocket engine chamber with liquid oxygen .....	150
<b>Hodenkov A. A., Delkov A. V., Kishkin A. A.</b> Calculation and analysis of heat transfer process in the condenser thermal control system .....	152
<b>Chernenko E. V., Zhuikov D. A., Kameniuk O. V.</b> Numerical simulation of flow in the interscapular channel of an impeller of a centrifugal pump .....	153

### *Section*

#### «CONTROL SYSTEMS, SPACE NAVIGATION AND COMMUNICATION SYSTEMS»

<b>Aleshechkin A. M., Feoktistov D. S.</b> Use of marine radio navigation system «Krabik» for coordinate provision of ground objects .....	157
<b>Anarov M. Zh.</b> The role of international regulation of frequencies for creating networks and satellite broadcasting .....	159
<b>Anarov M. Zh., Uteulyev N. B., Seitov B., Murzalyev A., Bekkulov R.</b> Satellite communication system .....	161
<b>Artem'ev K. A., Kudinov D. S.</b> Development of UHF receiver for doppler locator .....	163
<b>Baturin T. N., Boev N. M., Nigrutsa I. V.</b> Development of interface converter for multicopter UAV .....	165
<b>Baturin T. N., Sharshavin P. V.</b> Development of Canon EOS photcamera control system for unmanned aerial vehicle .....	166
<b>Bolgov I. S., Muraviatkin Yu. I., Butakov A. N., Lianzburg V. P.</b> Precision rotary actuator gyro gimbal .....	168

<b>Vechtomov V. A., Ponomarev L. I., Meshkovskii V. E., Churilin S. A.</b> Advanced receiving adaptive digital array for satellite communication space extender .....	170
<b>Gogua V. D., Lianzburg V. P., Butakov A. N.</b> Recovery converter of voltage power of a reaction wheel .....	173
<b>Dementiev A. N., Maslov Yu. V., Gluskin V. A., Vdovichenko V. I.</b> Drafting of normative documents on standardization “Space electromagnetic compatibility. general requirements and test methods” .....	174
<b>Yermolaev V. Yu., Alekseev R. A.</b> Urgency to develop earth remote sensing systems of different assignment with use of relaying multipurpose space system “Beam” .....	176
<b>Kartsan I. N., Kartsan R. V., Efremova S. V.</b> Interference rejection when using an antenna of the interferometer in the NAP .....	178
<b>Krasnenko S. S., Pichkalev A. V., Grebennikov A. V.</b> Maintenance of noise immunity of navigating receivers of space vehicles from false signals .....	180
<b>Kourbatov E. M., Kaftas’ev D. A.</b> Investigation of depending of spacecraft electric motor characteristics on the control mode .....	182
<b>Kourbatov E. M., Penkina T. Y.</b> The mathematical model of the electromechanical module .....	183
<b>Kourbatov E. M., Chugunov I. V.</b> Experimental investigation of electromechanical devices to the disturbing influences .....	185
<b>Kurnosov A. S., Fateev Iu. L.</b> The single-frequency method of ionospheric parameters definition .....	187
<b>Latyncev S. V., Meus S. V., Ovchinnikov A. V., Babanov A. A.</b> Efficiency evaluation of spacecraft solar array drive control algorithm for the purpose of creating torques for adcs reaction wheels momentum damping .....	189
<b>Lefter V. D., Kudabaev B. T., Svoguzov S. G., Anarov M. Zh.</b> The history of satellite communications in Kazakhstan .....	190
<b>Lobanov D. K., Fedchenko A. S.</b> Modeling bench switching power converter for testing accumulator battery resource characteristics .....	193
<b>Mathylenko M. G., Dorofeev M. O., Bikeev E. V., Alexeenko A. A.</b> Control system of large-sized transformed antenna geometry .....	194
<b>Mizrah E. A., Volochaev M. N.</b> Accumulator battery charger characteristic imitator for power supply systems of spacecraft testing .....	196
<b>Nikolaev V. A., Fisenko O. B.</b> System analysis of the effectiveness of orbital inspection .....	198
<b>Sushkov A., Boev N.</b> Development of small unmanned aerial vehicles power supply controller .....	199
<b>Tarakanets E. A.</b> Active three Axis system of orientation and stabilization based on the reaction wheels for cubesat nano-satellites .....	200
<b>Fateev A. V., Emelyanov D. V., Tentilov U. A., Ovchinnikov A. V.</b> Algorithms of definition of the course corner of space vehicle “GLONASS” on sites of the anticipatory turn on board and in consumer equipment to calculate the phase center of the aerial .....	202
<b>Chernousov A. V., Kuzovnikov A. V., Somov V. G.</b> Adaptive system of forming the noise-immune signals .....	203
<b>Sharshavin P. V., Makarov I. V., Nigrutsa I. V.</b> Peculiarities of design of ground control unit for small and medium unmanned aerial vehicles .....	205

*Section*

**«SPACE ELECTRONIC INSTRUMENT ENGINEERING»**

<b>Beliaev B. A., Hodenkov S. A., Mochalov V. V., Khrapunova V. V., Efremova S. V.</b> The microstrip band-pass filter based on a multimode resonator in the form of a rectangular frame .....	209
<b>Vasiliev E. N., Derevianko V. A.</b> Calculation of thermoelectric modules efficiency for cooling of radio electronic components .....	211
<b>Gavryushov M. V., Efremov S. V.</b> Application of technology of power aluminum tires “Bus Bar” on KA of JSC “ISS” .....	213
<b>Golubev E. N.</b> Hard-and-software facilities to design development tests of the onboard computer based on Leon-2 processor and SpaceWire interfaces .....	216
<b>Goncharov S. V.</b> Creating a test stand to develop an interaction in SpaceWire networks .....	219
<b>Gordeiev A. V., Sidorov A. S., Khoroshko A. Y.</b> Nested relay control of the shunt switch in shunt voltage regulators .....	220
<b>Grechishnikov V. M., Teriaeva O. V.</b> Information collecting device based on the optical fiber digital-to-analog converter .....	221
<b>Dmitriev S. V., Orlov A. S., Orlov S. A.</b> On some aspects of spacecraft on-board equipment mechanical analysis .....	223
<b>Karaban V. M., Zyryin I. D.</b> A new printed board support structure development and its mechanical analysis for electronic modules in spacecraft .....	225

<b>Kolovskiy Y. V.</b> Independent complex of behaviour control of technical object on the example of antenna system of the space vehicle .....	227
<b>Kostin A. V.</b> Mathematical models of sources of electrostatic discharges onboard of the spacecraft .....	229
<b>Lofitskii I. V., Nikitin A. A.</b> Design of a transformer integrated into a multilayer printed board .....	231
<b>Marinushkin P. S.</b> Error compensation of piezoelectric angular velocity sensors .....	233
<b>Matveev V. V., Tugbaev Y. G.</b> Development of a promising reliable domestic CCU functioning according to ESA standards .....	234
<b>Moldabekov M. M., Elubaev S. A., Alipbaev K. A., Bopeeov T. M., Sukhenko A. S.</b> Development of an optical system of a star tracker for satellites .....	237
<b>Orlov V. I., Fedosov V. V.</b> Quality of electronic components – spacecraft long-term performance .....	238
<b>Pichkalev A. V.</b> Application of SpaceWire technology in the hardware-software complex of modular-network architecture .....	241

*Section*

**«USAGE OF SPACE MEANS AND TECHNOLOGIES  
FOR ENVIRONMENTAL MONITORING»**

<b>Desyatkov K. F., Kashkin V. B., Rubleva T. V.</b> The variability of the stratospheric ozone in the middle latitudes of Northern and Southern hemispheres (according to the data of spectrometer OMI/aura) .....	245
<b>Dzhunisbekova V. E., Kurmanov B. K., Bibosynov A. Zh., Ivanchukova A. V., Kirsanov A. V.</b> Monitoring of earth's surface displacements using sar data .....	247
<b>Dodysheva A. A., Kashkin V. B.</b> Acoustic troposphere waves detected with space remote sensing technique .....	250
<b>Iskakov B. A., Kurmanov B. K., Bibosynov A. Zh., Asankulov N. A.</b> Study of geodynamic processes of Zhetysu Alatau territories using satellite technologies .....	252
<b>Kartushinsky A. V.</b> Gradient fields to investigate Earth surface based on satellite data .....	254
<b>Kovalev I. V., Loginov Iu. Iu., Tsibulskii G. M.</b> Creation of a regional center for receiving and processing of the Earth remote sensing data on Krasnoyarsk territory .....	256
<b>Mironov V. L., Mikhailov M. I., Sorokin A. V., Purlaur V. K.</b> Experimental data of radio monitoring of the state of cereal crops and soil using navigation satellite signals .....	257
<b>Sadykov K. A., Kurmanov B. K., Bibosynov A. Zh., Viliaev A. V.</b> The preparation of GPS-data from global and local networks of Central Asia for geodynamic studies .....	259
<b>Iatmanov D. A., Mikhailov M. I., Fel'k V. A.</b> Analytical possibilities of navigational satellites signals in monitoring of the earth's covers .....	261

*Section*

**«MECHANICS OF SPECIAL SYSTEMS»**

<b>Dobrova A. V., Ermolovich A. G.</b> Chain drive of processing machines .....	265
<b>Eliseev S. V., Artiunin A. I., Kaimov E. V.</b> Mechanisms of amongpartial communications in mechanical oscillation systems with a rigid body .....	266
<b>Eliseev S. V., Kashuba V. B., Parshuta E. A.</b> Lever mechanisms with the variable transfer relations in dynamics of mechanical oscillation systems .....	269
<b>Eliseev A. V., Sitov I. S.</b> Methodological basis of critical movement conditions of composite rigid objects under vibration .....	271
<b>Eresko A. V., Eresko V. S., Eresko S. P., Eresko T. T.</b> Development of test technology of contact consolidations of hydropneumatic systems .....	273
<b>Eresko S. P., Eresko T. T., Klimov A. A., Struchkov A. V.</b> Choosing the pilot distribution law of dynamic drive settings of mobile units .....	275
<b>Eresko S. P., Pavlova O. A.</b> Planetary and wave reducer with spherical transfer .....	277
<b>Zhidenko I. G., Kutlubayev I. M., Bogdanov A. A., Sychkov V. B.</b> Basis of structural scheme selection of space application robots .....	278
<b>Kazancev A. A., Eresko S. P.</b> Module of calculation of eccentricity in plain bearings .....	281
<b>Karpenko V. V.</b> Seal of a generator of a micro hydro power station .....	283
<b>Karpenko E. V., Morozov D. I., Kolbasina N. A.</b> The problem of providing the uniformity of the synchronous generator's air gap with axial flux .....	285
<b>Kukushkin E. V., Menovshchikov V. A., Eresko T. T.</b> The analysis of modern representations and approaches at the research of fatigue failures of needle bearings .....	287

<b>Ladygina A. V.</b> Producing a light-weight profile composite rectangular waveguide with three-dimensional arrangement flange .....	289
<b>Medvedev V. I.</b> Compatibility and synthesis as a determining factor of the effectiveness of machine-building products .....	291
<b>Ponomarev S. I., Eresko S. P.</b> Development of a database of part diffusion welding in aerospace industry .....	293
<b>Sbytova O. V., Khakhalin M. N., Zhubrin V. G.</b> Dynamic analysis of the hydraulic drive of caterpillar propeller in transitional modes .....	294
<b>Spitsyn I. N., Phillipov K. Yu., Vorobjev A. A., Yunosov A. N.</b> The analysis of technical regulations on peripheral saws for cutting anisotropic materials .....	296
<b>Usakov V. I., Vavilov D. V.</b> Tooth profile as search object of the project solutions for the synthesis of gear transmission with specified properties .....	297
<b>Usakov V. I., Kamenetsky B. S., Kolbasina N. A.</b> To the choice of transfers for the multistage reducer .....	298
<b>Usakov V. I., Lukin R. S.</b> Profile of the wave generator as the control parameter in modeling wave gear .....	300
<b>Fadejev A. A., Eremin D. V.</b> Methodology improvement to calculate linear electrodynamic drive in shock-pulse mode .....	301
<b>Shevchugov M. V., Lukin R. S.</b> Determination of main criteria of workability of wave and rack-and-pinion drives .....	303

*Section*

**«CONTROL AND TESTING OF AEROSPACE EQUIPMENT»**

<b>Avtonomov N. N.</b> Spherical indenter deformation modelling at elastic penetration in a sample .....	307
<b>Avtonomov N. N., Karpov N. V.</b> The measuring head to the hardness tester with counting from the lower hemisphere of the indenter .....	309
<b>Bobylev T. J.</b> The influence analysis of limiting factors on temperature automatic control at thermal tests of space vehicles components in small thermovacuum chambers .....	310
<b>Vasil'ev I. S., Efremov S. V., Suntsov S. B., Kim V. S.</b> Testing of crimped electric connections for determination of their properties and reliability .....	312
<b>Vshivkov A. Yu., Golovenkin E. N., Kolesnikov A. P., Ganenko S. A.</b> Methodological aspects of workplace design for thermal balance and electric thermal vacuum tests of nonhermetic spacecraft based on "Express-2000" platform .....	314
<b>Danilin G. A., Remshev E. Y., Metlyakov D. V., Cherniy L. G., Titov A. V.</b> Forecasting model of relaxation resistance of belleville springs on the level of the acoustic emission signals .....	316
<b>Evtushenko B. A.</b> To the issue of electron-beam welding production of rocket bodies .....	318
<b>Krat S. A., Filatov A. A., Shlyakhtin M. S., Hristich V. V.</b> Composition of solar simulator light-optical designs based on unified lamp modules .....	320
<b>Krygina D. A., Makaryants G. M., Makaryants M. V., Prokofiev A. B.</b> Dynamic tests of draining safety valve .....	322
<b>Matyushev R. A., Patraev V. Y.</b> Issues of certification of eee-parts .....	324
<b>Matsubara H., Nagorski I., Fujina K.</b> Lifetime extension of high-power watercooled xenon lamp for large-scale solar simulators used in thermovacuum tests .....	325
<b>Nedorezov D. A., Pichkalev A. V., Nepomniashchii O. V.</b> Application FPGA for modelling of logic of functioning of onboard radio-electronic equipment of space vehicles .....	326
<b>Nikishev A. A., Titenkov S. V., Zaporozhsky A. S.</b> 3D-simulation at designing space pipeline systems .....	328
<b>Patraev E. V., Chichurin V. E., Nagovitsin A. V., Repin D. A.</b> Machining technology honeycomb in a stretched form .....	330
<b>Polyakov M., Shatrov A. K.</b> Methods of precision installation of correction propulsion blocks .....	331
<b>Sverbilov V. Ia., Stadnik D. M.</b> The influence of a pilot valve on dynamics of the gas pressure control system .....	332
<b>Sinitsky D. E., Murygin A. V.</b> Imitation of activity of the propulsion system of the space vehicle at ground tests .....	334
<b>Iudintsev A. G.</b> Development problems of automated control system for spacecraft's power systems .....	336

*Section*

**«EXPLOITATION AND RELIABILITY OF AIRCRAFT»**

<b>Akzigitov A. R.</b> Ways of fuel saving in air transport .....	341
<b>Akzigitov A. R., Nikitin V. D.</b> Application of integrated circuits in avionics .....	342
<b>Akzigitov R. A., Akzigitov A. R., Makarenko Iu. A.</b> Increase of reliability of Mi-8 helicopter hydraulic control system .....	344
<b>Akzigitov R. A., Kalinnikov V. A.</b> Decreasing of major airports download through the reduction of airplane residence time in the airport during approach .....	346
<b>Akzigitov R. A., Krivenko S. A.</b> Improving of the efficiency of regular aircraft flights by operative solution and diagnostics of faults .....	347
<b>Akzigitov R. A., Akzigitova I. A., Liubchenko O. I.</b> The problem of air vessels navigation under the conditions of absence of corresponding ground navigation support .....	349
<b>Akzigitova I. A., Stapul' E. I.</b> Improving the efficiency of landing by stationary pseudolites .....	350
<b>Altukhov I. V., Musonov V. M.</b> The research of methods of landing systems board equipment protection from intermodulation .....	352
<b>Anisimova A. A., Pashkov R. S.</b> The reliability of aviation equipment, disaster prevention .....	355
<b>Afnas'ev V. Y., Markov K. N., Chuprjakov P. S., Vinokurov K. N., Furmanova Y. A.</b> Modelling aircraft technical maintenance process to estimate control effectiveness .....	356
<b>Barabanshchikov V. V., Gorbunov E. V.</b> The effectiveness of intensive technical operation of aircraft. resources and terms of service of aviation technics .....	358
<b>Gerasev I. V., Zolkina E. S.</b> Series of aircraft rotating converters and their applications .....	359
<b>Degtiarev A. V., Lysenko O. A., Khamitov R. N.</b> The development of a model of an electrical system unit with centrifugal pumps .....	360
<b>Zander F. V., Katsura A. V., Geiman V. N.</b> A receiving device of air navigational complexes and direction finders .....	362
<b>Kravchenko A. V.</b> Some issues of optimization methods of aircraft fleet .....	364
<b>Kudashov D. D., Tokarev V. P.</b> Diagnostics of compressor stall of gas-turbo engine .....	366
<b>Lindt D. V.</b> Fight for the market of narrow-bodied aircraft .....	367
<b>Losev E. A.</b> The application of hybrid optical fibers of direct sunlight at aircraft .....	369
<b>Murin M. V., Kleptsov I. L., Nadtokin L. A.</b> Analysis of mathematical models applications in flight data processing .....	370
<b>Nartov E. A., Kovalenko G. D.</b> The influence of the bound vortex on the lift of a wing .....	372
<b>Rosinskii P. A., Okladnikov A. Iu., Geiman V. N.</b> Structural engineering and development of checkout equipment of TCAS system .....	374
<b>Rybkov A. V., Gerasimova D. S.</b> Estimation of corrosion impact on damage characteristics in long maintained flying vehicles .....	375
<b>Savina M. G., Musonov V. M., Khudonogov V. P., Seslavin S. V.</b> The application of quorum-elements for control of single type sensors .....	377
<b>Sakhanov K. Zh., Yergaliev D. S.</b> Tensor analysis method of control facility .....	379
<b>Strokov D. E., Kiselev V. V., Katsura A. V.</b> Features and relevance of cross-polar air routes use .....	380
<b>Tarasov A. M., Sidorenko K. A., Medvedev D. A.</b> The development of ADC interface devices with PC VIA the USB standard .....	382
<b>Frol'chenko K. V., Akzigitova I. A.</b> Aviation traffic management through satellite systems by radioconnection means .....	383
<b>Furmanova Y. A., Demchenko Y. I., Gerasimova D. S., Shaimardanov L. G.</b> To the estimation of nonrestorable functional system usage until their failure .....	384
<b>Shevchenko A. P., Nikushkin N. V.</b> Pulsejet .....	386
<b>Shemelev E. D., Mashchenkov S. E.</b> Combustion of diesel fuel and jet fuel .....	388

*Section*

**«EXPLOITATION AND MAINTENANCE OF AEROSPACE EQUIPMENT»**

<b>Evtukh A. V., Krylov A. S.</b> Current state and ways of modernization of the missile and space equipment .....	391
<b>Erisov A. A., Cherepakhin V. E.</b> Problems and prospects of development of RCT .....	392
<b>Lozovenko S. N., Golubev V. I., Ermakov L. S.</b> Variations of universal containers for transportation spacecrafts .....	393
<b>Telezhenko D. R., Leongard A. Y.</b> Problems of operation and repair of the international space station .....	395

## «TECHNOLOGY AND MECHATRONICS IN MACHINE BUILDING»

<b>Bashkov I. V., Dvirny V. V., Myronovych V. V., Evkin I. V., Kuznetsov A. B.</b> Experimental study of moisture absorption M55j carbon fiber reinforced plastics brands used in SC .....	399
<b>Bogdanov S. G., Drozdov S. P.</b> Laboratory production schedules for performance of research tests of receiving rubber-bitumen modifiers by high-temperature waste destruction method of rubber-technical products .....	400
<b>Bogdanov V. V., Lubnin M. A., Geriukov A. W., Izmailovich A. A., Klipov E. A.</b> Prospects of application of radiation-acoustic control for diagnosing the quality of welded joints of rocket and space technology products .....	403
<b>Bud'kov V. A., Skripka A. V., Ruchkina N. L., Ruchkin L. V.</b> Control of the parameters of the one-way electro servo drive .....	405
<b>Vasil'eva E. A., Zhukovskaia I. V., Chumakova A. V., Sysoev S. K.</b> The improvement of technology of snails pumps internal surface roughness reduction .....	406
<b>Veisver T., Braverman V.</b> Joint tracking for different materials during electron beam welding .....	408
<b>Drozdov S. P., Veysver T. G., Kutakov V. V.</b> Method of high-temperature destruction of a rubber-technical wastage for receiving rubber-bitumen modifiers .....	409
<b>Zhirnova E. A., Banshchikova M. N.</b> Robust design to manufacture precision reflector antenna of polymer composites .....	411
<b>Zverintsev V. V., Sysoev S. K., Sysoev A. V., Zverintseva L. V.</b> The choice of tools for waveguide pipes polishing .....	413
<b>Zverintseva L. V., Kvytkovskiy I. U., Zverintsev V. V.</b> Flexible waveguide pipes of rectangular section with variable radius .....	415
<b>Kazmin B. N., Trifanov I. V., Ryzhov D. R.</b> The apparatus for studying processes of low-temperature plasma and its conversion into electric power .....	417
<b>Kovalenko N. A., Olegin I. P., Petrov P. M., Chaplygin V. N.</b> Numerical-experimental definition of Nuismer's criteria parameters for carbon fiber-epoxy laminate with different stress concentrators .....	419
<b>Kochkina G. V.</b> Mechanical properties of aluminum-silicon alloys of separately casted specimens .....	421
<b>Kochkina G. V.</b> Mechanical properties of structural steels .....	422
<b>Levko V. A., Kharin D. O.</b> Abrasive flow machining by polydisperse working medium .....	424
<b>Lekarev A. V., Zhukovsky V. B., Kovaleva A. A., Zereb V. P.</b> Investigation of the UMB-4C ceramic metal strength .....	425
<b>Mut N. V.</b> Comparison of quality of the electroplated zinc coating received from tsinkatnogo (alkaline) and cyanic electrolytes .....	427
<b>Oborina L. I., Trifanov I. V., Ismaylov B. N., Sterekhov I. V., Shelkovskaia B. M.</b> Choice of parameters of electrochemical honing vibration process of light pipe mirrors .....	428
<b>Oborina L. I., Shelkovskaia B. M., Ismaylov B. N., Trifanov I. V.</b> Calculation of parameters of the process of defective layer removal from the working surface of light pipes mirrors by vibration electrochemical honing .....	430
<b>Pavlov D. A., Lihachev A. N.</b> Model of cylindrical actuator based on dielectric elastomers .....	431
<b>Potehin R. N.</b> Main causes for threaded connection damage .....	433
<b>Prokopev I. V., Jukowski V. B.</b> Creating a wear – resistant coating parts of titanium alloys by alpha – surface .....	435
<b>Rezanova M. V.</b> Aluminum-titanium master alloy in the rod form .....	436
<b>Rezjapov V. Sh., Zhukovskij V. B., Kljackin A. S.</b> The directed crystallization of fusion and the subsequent high-temperature gas-static processing as an instrument to reduce foundry defects .....	437
<b>Skripka A. V., Jankovskaja N. F., Egorov M. V., Knyazeva K. R., Filippov U. A.</b> The influence of machine tool drive transitional process on the surface quality in cross-cuts during machining a rolling metal alloy AMg-6 .....	439
<b>Sutyagin A. V., Malko L. S., Trifanov I. V.</b> Formation model of the screw surface profile of double-enveloping worm by rotational turning .....	440
<b>Syroezhko S. U., Amelchenko N. A., Utenkov V. D.</b> Influence of methods of the upclassing surfaces to improve wear resistance of the hard-alloy tools .....	442
<b>Sysoeva L. P., Sysoev A. S., Metelkin Iu. V., Savin S. I.</b> The influence of surface-active agents on the cutting efficiency at the abrasive flow machining process .....	444
<b>Totskii D. A., Churakov D. V., Latiuk D. V., Filippov Iu. A.</b> Optimization of error in machining of workpieces made of structural steels .....	445
<b>Utenkov V. D.</b> Group technology of fittings fabrication .....	447
<b>Chichurin V. E., Nagovitsin A. V., Patraev E. V., Michnev M. M., Lukina N. M.</b> The device for work with honeycomb filler in the manufacture of mirror reflectors .....	449

<b>Churakov D. V., Totskii D. A., Saklakova A. E., Filippov Iu. A.</b> Features of production technology of flexible minipipelines .....	450
<b>Jankovskaja N. F., Bud'kov V. A., Ruchkina N. L., Saklakova A. E., Ramenskaja E. V.</b> Features of cryogenic test technology for space vehicles .....	451

*Section*

**«NANOMATERIALS AND NANOTECHNOLOGIES IN AEROSPACE INDUSTRY»**

<b>Aplesnin S. S., Sitnikov M. N., Girn A. V.</b> Structural and magnetoresistive properties $Gd_xMn_{1-x}S$ .....	455
<b>Aplesnin S. S., Kharkov A. M., Kretinin V. V.</b> The change of $Yb_xMn_{1-x}S$ solid solution magnetoresistance sign .....	457
<b>Afonin A. O., Leksikov A. A., Ugryumov A. V.</b> Investigation of properties of microstrip electric-controllable resonators based on semiconductor varactors at cryogenic temperatures .....	459
<b>Velikanov D. A.</b> Automated vibrating sample magnetometer with Puzey electromagnet .....	461
<b>Dokshanin S. G.</b> Effect of particle size of ultra-disperse filler on performance properties of grease .....	462
<b>Erzunova N. M., Zhigalov V. S.</b> Ferromagnetic phases and their properties in system Fe/Si (111) – a substrate after heat treatment .....	464
<b>Yesin M. Yu., Nikiforov A. I., Timofeev V. A.</b> Technology and investigation by method of the reflection high-energy electron diffraction of surface GESI .....	466
<b>Igumenov A. Yu., Parshin A. S.</b> Charge writing in Ge/Si systems .....	467
<b>Konovalov S. O., Zelenov F. V., Petrov M. I., Popkov S. I.</b> Research of voltage-current characteristics of $La_{(2-x)}Ce_xCuO_4-La_{(2-x)}Sr_xCuO_4$ interface .....	469
<b>Masuygin A. N., Pchelyakov O. P.</b> Electrophysical structure behavior for photovoltaics and theirs spectral characteristics .....	471
<b>Nurdavletova V. A., Gohfeld D. M.</b> Pic – the effect on magnetization hysteresis dependence of high temperature superconductors .....	473
<b>Rybakova A. N., Zhigalov V. S., Myagkov V. G.</b> Characteristics of chemical interactions at two layer structures of transition metals .....	476
<b>Sergeeva E. V.</b> New materials for spase technologies prepared by the introducing diamond-graphite nanopowders into their composition .....	477
<b>Sokolovich V. V., Velikanov D. A., Molokeev M. S.</b> Structure and magnetic properties a solid solutions $Fe_{1-x}Cr_xS$ .....	479
<b>Ugryumov A. V., Leksikov A. A., Afonin A. O.</b> Low-temperature research of microstrip resonators and filters on their base .....	480
<b>Fedorov L. U., Karpov I. V., Ushakov A. V., Lepeshev A. A.</b> Manufacturing and applying the uhmwpe modified of nanoparticles .....	482
<b>Fedorova E., Suhodoeva N., Monceau D., Oquab D., Turq V.</b> Determination of the physico-mechanical properties of the protective oxide scale by nano-indentation .....	484
<b>Shimanskiy A. F., Podkopaev O. I., Kulakovskaya T. V., Bychkov P. S., Golubovskaya N. O.</b> Investigation of oxygen impurity in germanium .....	486

*Section*

**«SMALL SPACECRAFT: PRODUCTION, EXPLOITATION AND CONTROL»**

<b>Takaya Inamori, Phongsatorn Saisutjarit, Hiroyuki Ohsaki.</b> Estimation of a magnetic disturbance torque caused by ferromagnetic materials in small satellites .....	491
<b>Vasiltsov A. A.</b> Modelling dynamics of the electric motor-flywheel taking into account technological errors .....	491
<b>Gladyshev Yu. G., Gladyshev G. N., Lyanzburg V. P.</b> Selection criteria of support ball-bearing parameters of support reaction wheel .....	493
<b>Denisova A. A., Tverjakov O. V., Britova J. A.</b> Development of the method to define distrubance moments of reaction flywheel on the forse measuring stand .....	495
<b>Ermakov D. V., Bobrikov A. N., Aleksanov P. A., Ljanzburg V. P.</b> Magnetic-hydraulic baerings of reaction flywheels .....	497
<b>Sadykov A. R., Baiteriakov A. V., Kozlov V. A.</b> Development of a s-band diplexer with high suppression of out-of-band emissions for modern spacecrafts .....	498
<b>Khamitov R. N., Perchun A. A., Pasechnikov Y. V.</b> Hardware-software complex for the assessment of efficiency of pneumoshock-absorbers .....	500

Научное издание

# **РЕШЕТНЕВСКИЕ ЧТЕНИЯ**

*Материалы XVII Международной научной конференции,  
посвященной памяти генерального конструктора  
ракетно-космических систем академика М. Ф. Решетнева  
(12–14 ноября 2013 г., Красноярск)*

В 2 ЧАСТЯХ. ЧАСТЬ 1

Корректор

*Т. Л. Патюкова*

Редактор английского текста

*М. В. Савельева*

Оригинал-макет и верстка

*Л. В. Звонаревой*

Подписано в печать 28.10.2013. Формат 70×108/8. Бумага офсетная.  
Гарнитура Times New Roman. Печать плоская. Усл. печ. л. 60,1. Уч.-изд. л. 78,0.  
Тираж 300 экз. Заказ 87/190. С 178/13.

Редакционно-издательский отдел Сиб. гос. аэрокосмич. ун-та.  
660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31.  
Отпечатано в типографии ИП Суховольской Ю. П.  
660125, г. Красноярск, ул. Водопьянова, 2-241.