КОСМИЧЕСКАЯ техника и технологии

Научно-технический журнал

Журнал выходит ежеквартально

Выпускается с 2013 г.

октябрь-декабрь

Главный редактор член-корреспондент РАН Лопота В.А.

Заместители главного редактора академик РАН Легостаев В.П. дтн, профессор Синявский В.В.

Редакционная коллегия

дтн, профессор Беляев М.Ю. дтн, профессор Борзых С.В. дтн Зубов Н.Е. Потрываева Е.В. Сафонов А.Н. дтн, профессор Соколов Б.А.

Редакционный совет

дтн, профессор Алиев В.Г. дф-мн Алексеев А.К. дэн, профессор Астахов А.А. дтн Балакин С.В. дтн Гидилин В.Е. академик РАН Каторгин Б.И. ктн Комаров М.В. дтн, профессор Кравец В.Г. дтя Любинский В.Е. академик РАН Микрин Е.А. дтн Михайлов М.В. дтн Петров Н.К. дтн Платонов В.Н. кэн Пызин А.Г. член-корреспондент РАН Соловьев В.А. дтн Сорокин И.В. ктн Стрекалов А.Ф. дтн Улыбышев Ю.П. дтн, профессор Филин В.М. дтн, профессор Цыганков О.С.

Журнал является рецензируемым изданием

• мнение редакции не всегда совпадает с точкой зрения авторов статей

• журнал не содержит рекламы

• рукописи не возвращаются

• при перепечатке материалов ссылка на журнал «КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА И ТЕХНОЛОГИИ» обязательна

 плата с аспирантов за публикацию статей не взимается

<u>Учредитель</u>

ОАО «Ракетно-космическая корпорация "Энергия" имени С.П. Королёва» Журнал зарегистрирован в Федеральной службе по надзору в сфере связей и массовых коммуникаций. Свидетельство ПИ №ФС 77-53991 от 8 мая 2013 г.

© ОАО «Ракетно-космическая корпорация "Энергия" имени С.П. Королёва»

СОДЕРЖАНИЕ

СТРАТЕГИЯ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ И ТЕХНОЛОГИЙ

БАЛЛИСТИКА, АЭРОДИНАМИКА, МЕХАНИКА ПОЛЕТА, ПРОЧНОСТЬ, ИССЛЕДОВАНИЕ КОСМОСА

СОЗДАНИЕ И ЭКСПЛУАТАЦИЯ АВТОМАТИЧЕСКИХ АППАРАТОВ, КОМПЛЕКСОВ И СИСТЕМ

СРЕДСТВА ВЫВЕДЕНИЯ, КОСМИЧЕСКИЕ ТРАНСПОРТНЫЕ СИСТЕМЫ, ДВИГАТЕЛИ, ДВИГАТЕЛЬНЫЕ И ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ УСТАНОВКИ

БОРТОВЫЕ И НАЗЕМНЫЕ КОМПЛЕКСЫ, УПРАВЛЕНИЯ И СИСТЕМЫ

В ПОРЯДКЕ ДИСКУССИИ

SPACEENGINEERING3ANDTECHNOLOGY2013October-DecemberOctober-December

Scientific and Technical Journal

Published quarterly

CONTENTS

STRATEGY AND PROSPECT FOR SPACE ENGINEERING AND TECHNOLOGY DEVELOPMENT

BALLISTICS, AERODYNAMICS, FLIGHT DYNAMICS, STRENGTH, SPACE EXPLORATION

DEVELOPMENT AND OPERATION OF UNMANNED SPACECRAFT, COMPLEXES AND SYSTEMS

Sinyavskiy V.V. Advanced technology for nuclear electric propulsion orbital transfer vehicle HERCULES......25

LAUNCHERS, SPACE TRANSPORT SYSTEMS, ENGINES, PROPULSION AND POWER SYSTEMS

ONBOARD AND GROUND CONTROL COMPLEXES AND SYSTEMS

DISCUSSION

 Published since 2013

Editor-in-Chief Corresponding member of the Russian Ac. of Sci. V.A. Lopota

Deputy Editors-in-Chief Academician of the Russian Ac. of Sci. V.P. Legostaev Dr. Sci.(Eng.), Professor V.V. Sinyavskiy

Editorial Advisory Board Dr. Sci.(Eng.), Professor M.Yu. Belyaev Dr. Sci.(Eng.), Professor S.V. Borzykh Dr. Sci.(Eng.) N.E. Zubov E.V. Potryvaeva A.N. Safonov

Dr. Sci.(Eng.), Professor **B.A. Sokolov** Editorial Board

Dr. Sci. (Eng.), Professor V.G. Aliev Dr. Sci. (Eng.), Professor V.G. Aliev Dr. Sci. (Phys.-Math.) A.K. Alekseev Dr. Sci. (Econ.), Professor A.A. Astakhov Dr. Sci. (Eng.) S.V. Balakin Dr. Sci. (Eng.) V.E. Gudilin Academician of the Russian Ac. of Sci. B.I. Katorgin Cand. Sci. (Eng.) M.V. Komarov Dr. Sci. (Eng.), Professor V.G. Kravets Dr. Sci. (Eng.), Professor V.G. Kravets Dr. Sci. (Eng.) V.E. Lyubinskiy Academician of the Russian Ac. of Sci. E.A. Mikrin Dr. Sci. (Eng.) M.V. Mikhailov Dr. Sci. (Eng.) N.K. Petrov Dr. Sci. (Eng.) V.N. Platonov Cand. Sci. (Econ.) A.G. Pyzin Corresponding member of the Russian Ac. of Sci. V.A. Soloviev Dr. Sci. (Eng.) I.V. Sorokin Cand. Sci. (Eng.) A.F. Strekalov Dr. Sci. (Eng.), Professor V.M. Filin Dr. Sci. (Eng.), Professor V.M. Filin Dr. Sci. (Eng.), Professor O.S. Tsygankov

The journal is a peer-reviewed publication

• the editorial opinion does not always coincide with the viewpoints of the contributors

• the journal does not contain any advertising

• manuscripts are not returned

• no material can be reprinted without a reference to the SPACE ENGINEERING AND TECHNOLOGIES journal

• postgraduate students are not charged for the publication of their papers

Founder

S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia

The journal is registered with the Russian Federal Surveillance Service for Mass Media and Communications.

Certificate ПИ №ФС 77-53991 dated May 8, 2013.

© S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia УДК 629.784.014.18.003:629.78.085

ПРОЕКТ ЭКОНОМИЧЕСКИ ЭФФЕКТИВНОЙ СИСТЕМЫ СРЕДСТВ ВЫВЕДЕНИЯ СРЕДНЕГО И ТЯЖЕЛОГО КЛАССОВ ДЛЯ ЗАПУСКОВ ЭЛЕМЕНТОВ ПЕРСПЕКТИВНОЙ ПИЛОТИРУЕМОЙ ТРАНСПОРТНОЙ СИСТЕМЫ С КОСМОДРОМА «ВОСТОЧНЫЙ»

© 2013 г. Радугин И.С.

ОАО «Ракетно-космическая корпорация "Энергия" имени С.П. Королёва» (РКК «Энергия») Ул. Ленина, 4А, г. Королёв, Московская область, Россия, 141070, *e-mail: post@rsce.ru*

В статье представлены результаты проектных проработок варианта перспективной системы средств выведения, проведенных РКК «Энергия» в инициативном порядке как альтернатива космическому ракетному комплексу «Русь-М», который разрабатывался для космодрома «Восточный» в 2009-2011 гг.

Ключевые слова: ракета-носитель среднего класса, проектирование космического ракетного комплекса, космодром «Восточный».

A PROJECT OF COST EFFECTIVE SYSTEM OF MEDIUM- AND HEAVY-LIFT LAUNCH VEHICLES TO LAUNCH ELEMENTS OF THE ADVANCED MANNED TRANSPORTATION SYSTEM FROM VOSTOCHNY LAUNCH SITE

Radugin I.S.

S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia (RSC Energia) 4A Lenin Street, Korolev, Moscow region, 141070, Russia, e-mail: post@rsce.ru

The paper presents the results of design studies for a version of the advanced launch vehicle system, that were conducted by RSC Energia on its own initiative as an alternative to the space launcher system Rus-M which was under development for the Vostochny launch site in 2009-2011. **Key words:** medium-lift launch vehicle, space launcher complex design, Vostochny launch site.



РАДУГИН И.С.

РАДУГИН Игорь Сергеевич — ктн, первый заместитель генерального конструктора РКК «Энергия», e-mail: igor.radugin@rsce.ru RADUGIN Igor Sergeyevich — Candidate of Science (Engineering), First Deputy General Designer at RSC Energia

Введение

Основной целью исследований, проведенных РКК «Энергия», был проектный поиск альтернативного варианта проекта ракетыносителя (РН) среднего класса повышенной грузоподъемности, разрабатываемого в рамках опытно-конструкторских работ по «Русь-М» [1] для космодрома «Восточный». К РН среднего класса повышенной грузоподъемности были предъявлены следующие основные требования [1]:

• РН должна использоваться для выведения пилотируемых транспортных кораблей (ПТК), грузовых кораблей и орбитальных модулей, автоматических космических аппаратов (КА) с применением, при необходимости, разгонных блоков (РБ);

• энергетические возможности РН должны обеспечивать выведение:

 ПТК массой не менее 14 т на орбиту с перигеем 135 км и апогеем 440 км (при выполнении всех дополнительных требований, предъявляемых к выведению пилотируемых объектов);

крупногабаритных полезных грузов (ПГ) массой не менее 20 т на круговую орбиту высотой 200 км;

 автоматических КА массой до 7,0 т на геопереходную орбиту с недобором характеристической скорости до 1 500 м/с;

 автоматических КА массой до 4,0 т на геостационарную орбиту (ГСО);

• выведение полезных нагрузок должно осуществляться на опорные орбиты с базовыми наклонениями 51,7°; 63°; 72°; 83°; 98°;

• максимальная продольная перегрузка на участке выведения не должна превышать 4*g*;

• возможность формирования «пологих» траекторий и маневров приведения, обеспечивающих приемлемые перегрузки (не более 12g) и районы посадки возвращаемого аппарата в случае нештатных ситуаций на участке выведения;

• использование экологически безопасных компонентов топлива;

• сохранение управляемости РН и ее увод от стартового комплекса (СК) при отказе двигателя первой ступени на начальном участке полета;

• использование ракетных блоков, образующих первую ступень, в качестве основы для создания РН тяжелого класса (масса выводимого ПГ на низкую околоземную орбиту не менее 50 т) и РН сверхтяжелого класса (масса ПГ на опорной орбите более 100 т);

• исключение ручных операций при подготовке к пуску ракеты космического

назначения (РКН) с момента заправки, за исключением технологических операций, предусматривающих посадку (эвакуацию) экипажа;

• максимальная подготовка ракетных блоков на заводах-изготовителях с целью минимизации операций по обслуживанию на техническом комплексе (ТК) и СК;

• транспортировка ракетных блоков с завода-изготовителя на ТК космодрома должна осуществляться железно-дорожным или авиационным транспортом;

• разработка PH с использованием передового научно-технического и технологического заделов, возможностей производственной и экспериментальной баз ракетно-космической промышленности, с учетом достижений в областях материаловедения, электроники, нанотехнологий.

Альтернативный вариант должен отвечать основным требованиям технического задания на эскизное проектирование и в то же время позволять:

• существенно упростить конструкцию первой ступени, снизить стоимость изготовления и пуска PH;

• значительно повысить безопасность эксплуатации СК при аварии РН на начальном участке полета в случае отказа двигателя первой ступени;

• снизить затраты на создание ТК и СК на космодроме «Восточный»;

• сократить сроки отработки, в частности, приступить к летным испытаниям ПТК с космодрома Байконур, используя наземную инфраструктуру, созданную для РН «Зенит»;

• обеспечить пуски по программам «Морской старт» и «Наземный старт», используя РН российского производства.

Состав и основные принципы, закладываемые в конструкцию перспективной системы средств выведения

В состав системы средств выведения, проработанной РКК «Энергия» и получившей рабочее название «Энергия-К», входят:

• двухступенчатая PH среднего класса («Энергия-КБ») для запусков с использованием наземной инфраструктуры PH «Зенит» на космодроме Байконур, которая также может быть использована без твердотопливных ускорителей в составе комплекса «Морской старт»;

• двухступенчатая РН среднего класса повышенной грузоподъемности («Энергия-КВ») для запусков с космодрома «Восточный». Оба варианта РН выполнены по тандемной схеме с одинаковыми первыми ступенями на основе одного маршевого жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) РД-171М [2].

При этом для обеспечения аварийного увода РН от СК в случае отказа маршевого двигателя на начальном участке полета могут использоваться твердотопливные ускорители (ТТУ).

В качестве второй ступени РН «Энергия-КБ» используется кислородно-керосиновый блок на базе существующих маршевых двигателей для верхних ступеней РД-120, РД-0124 [3].

Вторая ступень РН «Энергия-КВ» представляет собой кислородно-водородный блок с двигательной установкой на основе четырех двигателей РД-0146 [3].

Общая компоновка РН «Энергия-КВ» и «Энергия-КБ» показана на рис. 1.

Основными принципами, закладываемыми в конструкцию PH, являются:

• использование и дальнейшее развитие научно-технического задела, созданного при разработке PH «Энергия» и «Зенит»;

• максимально возможное сближение по габаритам, геометрии и интерфейсам с комплексом наземного оборудования штатной РН «Зенит» (в т. ч. полная идентичность по интерфейсам хвостового отсека первой ступени);

• максимально возможная простота конструкции, конструкционно-технологическая унификация корпусов первой и второй ступеней;

• минимальное количество топливных баков, сухих отсеков, ракетных блоков, маршевых двигателей, бортовых разъемных соединений РН с наземным оборудованием;

• транспортировка полностью собранных блоков первой и второй ступеней во внутреннем грузовом отсеке транспортного самолета АН-124.



Рис. 1. Общая компоновка РН «Энергия-КВ» и Энергия-КБ»: а – РН «Энергия-КВ» для космодрома «Восточный»; б – РН «Энергия-КБ» для космодрома Байконур

Примечание: КГЧ — космическая головная часть.

Основные характеристики рассматриваемых типов РН приведены в табл. 1.

Таблица 1

Основные характеристики РН «Энергия-КБ» и РН «Энергия-КВ»

Наименование	РН «Энергия-КБ»	РН «Энергия-КВ»
Космодром	Байконур	«Восточный»
Стартовая масса РКН (при выведении ПТК), т	560	516
Масса КГЧ с ПТК (на старте), т,	19,5	21,5
в том числе: – ракетный блок аварийно- го спасения (РБАС)	5,	1
— обтекатель двигательного отсека	0,0	64
 переходный отсек 	0,:	26
Масса ПТК, выводимого на орбиту с параметрами перигей/апогей 135/440 км и наклонением 51,6°, т	13,5	15,5
Масса ПГ, выводимого на круговую орбиту высотой 200 км и наклонением 51,6°, т	14,5	20,0
Масса КА, выводимого на ГСО, т:		
– с РБ типа ДМ	2,0	3,0
– с кислородно-водород- ным разгонным блоком (КВРБ)	_	4,0
Масса КА, выводимого на переходную к геостацио- нарной орбиту с недобором скорости 1 500 м/с, т:		
– с РБ типа ДМ – с КВРБ	4,4	5,5 7,0
Рабочий запас топлива, т: – в ТТУ	$11,65 \cdot 4 = 46,6$	$11,65 \cdot 4 = 46,6$
– в блоке первой ступе- ни (жидкий кислород + керосин)	356,0	356,0
– в блоке второй ступени	81,5 (жидкий кислород и керосин)	37,8 (жидкие кислород и водород)
Масса достартового расхода топлива из блока второй ступени до момента разделения ступеней, т	0,2	0,17
Конечная масса, т:		
– TTY	$2,7 \cdot 4 = 10,8$	$2,7 \cdot 4 = 10,8$
 – блока первой ступени – блока второй ступени 	36,2	36,2 7 7
Двигатель блока первой ступени	3,40 1 двигател	,,, ь РД-171М
Двигатели блока второй ступени	1 двигатель РД-120 и 1 двигатель РД-0110Р	4 двигателя РД-0146

Основные параметры — сбалансированность энергомассовых характеристик и экономическая эффективность РН, в сравнении с аналогичными показателями базового варианта РН, разработанного в рамках ОКР «Русь-М», и РН «Ангара-5.2», разрабатываемой ФГУП ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, приведены в табл. 2.

Таблица 2

Наименование характеристик	«Энергия-КВ»	«Русь-М»	«Ангара-5.2»
Стартовая масса РН, т	516	679	714
Масса ПГ на опорной орбите, т	20	23,2	18,2
Относительная масса ПГ, %	3,9	3,4	2,5
Удельная стоимость выведения ПГ, руб/кг	100.10^{3}	125·10 ³	$148 \cdot 10^{3}$

Сравнение энергомассовых характеристик РН «Энергия-КВ», «Русь-М» и РН «Ангара-5.2»

Из данных, приведенных в табл. 2, видно, что проект РН «Энергия-КВ» обладает наилучшими энергомассовыми и технико-экономическими показателями по сравнению со всеми перспективными разработками отечественных средств выведения.

Обеспечение безопасности стартового комплекса при аварии первой ступени ракеты-носителя

В соответствии с концепцией, принятой для создания РН нового поколения, с целью сохранения СК выдвигается требование о необходимости увода аварийной РН от СК при отказе и выключении маршевого двигателя на начальном участке полета.

В конструкциях тяжелых РН с полностью жидкостными первыми ступенями эта задача традиционно решалась с помощью многодвигательной установки первой ступени РКН, при этом начальная перегрузка *nX* выбиралась, исходя из условия:

$$nX(N-1) = 1,05...1,09,$$
 (1)

где *nX*(*N* – 1) — начальная перегрузка первой ступени РКН при одном отключенном маршевом двигателе; *N* — количество маршевых двигателей.

На рис. 2 приведена диаграмма, показывающая зависимость начальной перегрузки *nX* первой ступени РН (при штатном полете) от

числа маршевых двигателей при выполнении условия (1).



Рис. 2. Зависимость начальной перегрузки первой ступени РН при штатном полете от числа маршевых двигателей: nX(N-1) = 1,05; = nX(N-1) = 1,09

Очевидно, что для решения задачи аварийного увода РКН от СК при одном отказавшем двигателе их общее число в составе двигательной установки (ДУ) первой ступени должно быть $N \ge 3$. В то же время увеличение количества двигателей в составе ступени ведет к увеличению стоимости и снижению общей надежности ДУ. На рис. 3 приведены диаграммы изменения стоимости ДУ первой ступени РН типа «Зенит» для различных вариантов маршевых двигателей (РД-171М, РД-180 и РД-191) без учета и с учетом резервирования для обеспечения аварийного увода РКН при отказе одного двигателя.

Из представленных данных следует, что обеспечение аварийного увода РН среднего класса (со стартовой массой $M_0 = 500...600$ т) за счет использования многодвигательной ДУ на основе ЖРД с необходимым резервированием ведет к увеличению стоимости ДУ первой ступени более чем в два раза по сравнению с вариантом с одним двигателем.

Рассматриваемые типы PH имеют в составе первой ступени только один маршевый двигатель PД-171M, поэтому в случае его отказа и выключения для сохранения сооружений СК предусматривается применение TTУ, которые могут при выключенном маршевом двигателе обеспечить увод и падение PH на безопасном для СК расстоянии.

С целью предотвращения отказов маршевого двигателя, сопровождающихся его взрывом, в состав РН включены средства аварийной защиты (САЗ). Эти средства предназначены для своевременного определения неисправностей двигателя и, при необходимости, выдачи команды на его выключение до аварийного разрушения. Современные САЗ должны обеспечить охват до 90% возможных видов отказов ЖРД.





Рис. 3. Относительные стоимости вариантов ДУ первой ступени РН среднего класса: а — без учета обеспечения увода РН от СК при отказе одного двигателя: 1 — один РД-171 (РН «Зенит-2»); 2 — два РД-180 (гипотетическая РН); 3 — четыре РД-191 (гипотетическая РН); 6 — с учетом обеспечения увода: 1 — один РД-171 (РН «Зенит-2»), увод РН не обеспечивается; 2 — два РД-171 (гипотетическая РН); 3 — три РД-180 (базовый вариант РН по ОКР «Русь-М»); 4 — пять РД-191 (РН «Ангара-5.2»)

Если САЗ все же не обеспечит безаварийное выключение двигателя, то его взрыв может привести к локальным разрушениям конструкции хвостового отсека, трубопроводов, днища бака горючего первой ступени и, в конечном итоге, к возникновению пожара. В этой ситуации TTУ, расположенные вне зоны разлета осколков, останутся в работоспособном состоянии и позволят увести PH от старта, снизить или исключить повреждение сооружений СК даже в случае не парируемого САЗ отказа маршевого двигателя первой ступени.

Дополнительные конструкционные меры (усиленный «вафельный» фон на днище бака горючего, установка противоосколочной защиты и т.п.) также могут уменьшить последствия механического и термического воздействия на конструкцию PH в случае разрушения ЖРД.

Поражающими факторами аварийного взрыва РН в результате ее падения являются воздушная ударная волна и тепловой поток от огненного шара, который образуется в результате горения топлива после взрыва. Основным поражающим фактором аварийного взрыва РН является избыточное давление во фронте воздушной ударной волны. Для определения его величины используется оценка тротилового эквивалента мощности взрыва РН на основе эмпирических соотношений, полученных согласно следующим предпосылкам:

• при ударе о преграду конструкция PH разрушается последовательно, начиная от точки контакта с этой преградой;

• во взрывной реакции участвует только та часть компонентов топлива, которая успеет перемешаться за время задержки их самовоспламенения при возникновении условий, приводящих к смешению паров компонентов топлива.

Мощность взрыва PH зависит от количества образующейся взрывной смеси, физикохимических свойств компонентов топлива и эффективности использования энергии взрыва в ударной волне.

Предварительная оценка максимальной мощности взрыва рассматриваемых типов РН проведена в соответствии с военным стандартом США [4]. Согласно результатам расчетов, максимально возможная мощность взрыва для рассматриваемых вариантов РН при аварии вблизи СК определяется запасом топлива на первой ступени и составляет в тротиловом эквиваленте не более 76,6 т.

На рис. 4 приведен график зависимости величины перепада избыточного давления во фронте ударной волны от расстояния до точки падения и взрыва РН при массе тротилового эквивалента 76,6 т.

В рамках принятых проектных решений при аварийном выключении маршевого двигателя первой ступени ТТУ могут увести РН на расстояние 500 м от СК. Как следует из рис. 4, при падении и взрыве РН на этом расстоянии избыточное давление во фронте ударной волны, воздействующей на сооружения СК, может достигать ~0,11 кг/см². Такой уровень избыточного давления не должен оказать заметного влияния на сооружения СК.



Рис. 4. Зависимость величины перепада избыточного давления во фронте ударной волны от расстояния от точки падения до пускового устройства при массе тротилового эквивалента 76,6 т

Обеспечение безопасности экипажа при аварии второй ступени ракеты-носителя

Особенностью трассы полета РН при пусках с космодрома «Восточный» с наклонением опорной орбиты 51,7° (основной для запусков ПТК) является то, что весь участок от района падения блока первой ступени находится в акватории Охотского моря и Тихого океана (рис. 5).

В случае возникновения аварии на второй ступени РН (произвольный момент времени полета) и проведения аварийного отделения возвращаемого аппарата (ВА) с экипажем его посадка может произойти в любой точке этого участка. Поскольку дальность морского участка трассы составляет ~7 000 км, организация и проведение поисково-спасательных работ сопряжены с большими сложностями.

Для решения этой проблемы ДУ второй ступени создается на основе четырех кислородно-водородных ЖРД РД-0146, выполненных по «безгенераторной» схеме, что обеспечивает в случае их отказа аварийное выключение без разрушения конструкции двигателя. При этом вторая ступень РН при отказе одного из двигателей должна осуществлять с помощью трех оставшихся ЖРД нештатное выведение корабля на одновитковую траекторию (при наличии достаточной энергетики) или маневр приведения, обеспечивающий посадку ВА в одном из заранее выбранных районов, в котором должны быть сосредоточены средства спасения экипажа.





-50-60-70

-80

Схема выведения. Функционирование РКН в нештатных ситуациях

Профиль полета и характерные события номинальной траектории РН «Энергия-КВ» с пилотируемым кораблем приведены на рис. 6.



Рис. 6. Профиль полета и характерные события номинальной траектории РН «Энергия-КВ»: 1 — старт РКН; 2 — максимальный скоростной напор: t = 70,00 с; q = 2 981 кгс/м²; 3 — максимальная перегрузка: t = 144,00 с; $n_x = 3,98$; 4 — отделение РБАС: $t \sim 190$ с; $H \sim 86,5$ км; отделение I ступени: t = 191,45 с; H = 87,80 км; отделение обтекателя ДО $t \sim 195$ с; $H \sim 90,8$ км; 5 — сброс РДЭО: t = 497,0 с; H = 140,1 км; 6 — отделение II ступени, выход на целевую орбиту: t = 504,71 с; H = 139,80 км; $H_u = 135,00$ км; $H_a = 440,00$ км; $i = 51,60^\circ$; 7 — затолление II ступени: t = 532,11 с; H = 139,66 км; $H_u = 58,90$ км; $H_a = 135,32$ км; $i = 51,59^\circ$; 8 — падение РДЭО: L = 7 400 км; 10 — падение II ступени: $L \sim 15$ 300 км

Примечание: РДЭО – ракетные двигатели экстренного отделения; ДО – двигательный отсек.

Особенности схемы выведения РКН определяются, в основном, следующими факторами:

• введением в состав РКН ТТУ, обеспечивающих увод РН от СК при отказе маршевого двигателя первой ступени на начальном участке полета;

• использованием существующих районов падения отделяющихся частей;

• заданными для пилотируемого корабля ограничениями по максимальному скоростному напору q_{max} для стандартной неподвижной атмосферы ($q_{\text{max}} \leq 4\,000\,\text{krc/m}^2$) и максимальной перегрузки ($n_{\text{x}} \leq 4$ с учетом разбросов параметров двигателей и PH).

Основные ограничения, которые должны учитываться при выборе параметров траектории для выведения ПТК и автоматических КА, следующие:

максимальный скоростной напор	1
для стандартной неподвижной	-
атмосферы, кгс/м²:	
– при выведении ПТК	4 000;
– при выведении автоматичес-	
ких КА	5 400;

- скоростной напор на момент сброса РБАС, кгс/м², не более 500;
- скоростной напор на момент отделения обтекателя двигательного отсека ПТК и на участке полета после сброса обтекателя двигательного отсека, кгс/м², не более
- максимальная продольная перегрузка на участке выведения
 4;

15;

5;

10;

- скоростной напор на момент сброса головного обтекателя при выведении автоматических КА, кгс/м², не более
- время от отделения блока второй ступени до запуска двигателя РБ, с, не более
- дальность от СК до центра района падения, км
 - блока первой ступени, РБАС 883;
 - обтекателя двигательного от-
 - сека, головного обтекателя 1925;
 - блока второй ступени (при выведении КГЧ с РБ)
 6 850.

Выполнение всей совокупности заданных ограничений обеспечивается выбором циклограммы запуска и изменения режима работы двигателей блоков РН и ТТУ и выбором программы угла тангажа.

Предлагаемая циклограмма режима двигателя первой ступени и TTУ показана на рис. 7. Она предусматривает в штатном полете:

• запуск ТТУ на высоте более 50 м с целью исключения недопустимых воздействий ТТУ на стартовый комплекс;

• дросселирование маршевого двигателя первой ступени до 70% при работе ТТУ (для выполнения ограничений по максимальному скоростному напору);

• введение «вырезки» тяги маршевого двигателя с целью ограничения максимальных скоростных напоров (на 6...25 с и 32...50 с полета);

• плавное дросселирование маршевого двигателя в конце первой ступени для выдерживания требований по максимальной перегрузке.

В связи с тем, что к концу штатной работы ТТУ достигается скоростной напор ~3 800 кгс/м², ТТУ сбрасываются вместе с блоком первой ступени и падают в отведенный для падения первой ступени район.

Логика функционирования РН «Энергия-КВ» при нештатном выведении (НШВ) приведена на рис. 8.

При выведении следующие нештатные ситуации приводят к прекращению полета с формированием системой управления (СУ) РН сигнала «Авария РН» и передачей его в СУ ПТК для проведения операций по аварийному отделению ВА с экипажем:

отказ двигателя РД-171М первой ступени;
отказ двух двигателей РД-0146 из че-

тырех на второй ступени РН;

• потеря устойчивости движения РН;

• отказ бортового цифрового вычислительного комплекса (БЦВК);

• получение СУ РН сигнала «Авария» от СУ ПТК.

При отказе двигателя РД-171М на участке выведения (до окончания работы TTУ) проводится увод PH с помощью TTУ на безопасное расстояние от СК. Отказ TTУ в настоящей работе не рассматривается.

В случае первого отказа одного из двигателей РД-0146 второй ступени РН, по возможности, осуществляется НШВ ПТК с выдачей СУ РН в СУ ПТК сигнала «НШВ».



Рис. 7. Циклограмма работы двигателя первой ступени и твердотопливных ускорителей



Рис. 8. Логика функционирования РН «Энергия-КВ» при НШВ: $F_{\text{от I, II}} - функционал, определяющий возможность довыведения корабля на орбиту; <math>F_{\text{ор I, II}} - функционал, определяющий возможность довыведения корабля на орбиту функционирования$

Для своевременного распознавания возникших нештатных ситуаций на борту РКН, по которым в системе управления РН формируется команда «Авария», выбран следующий набор контролируемых параметров аварийности:

• обобщенный сигнал «Авария», приходящий из КГЧ;

• предельные угловые отклонения изделия от заданных программных значений, определяемые с учетом возможностей управляющих органов и прочности РКН. Контроль предельных отклонений РКН от программных значений позволяет предотвратить уход РКН с трассы;

 падение продольной перегрузки на участках работы маршевых двигателей ступеней. Контроль продольной перегрузки введен с целью предотвращения перехода РКН в неконтролируемый полет по нерасчетной траектории (при выполнении ограничений по предельным угловым отклонениям от программных значений);

• состояние каждого маршевого двигателя в процессе запуска и в полете контролируется САЗ двигателя по четырем показателям:

— частоте вращения вала основного турбонасосного агрегата (ТНА) (по верхнему и нижнему предельным значениям);

 осевому перемещению вала насоса окислителя и турбины основного ТНА (по верхнему и нижнему предельным значениям);

 частоте вращения вала бустерного насоса горючего (по верхнему предельному значению);

— температуре газа за турбиной (по верхнему предельному значению);

• выход давления наддува в баках окислителя первой и второй ступеней за допустимые пределы;

• неотделение блока первой ступени от РКН после окончания работы ДУ (в соответствии с циклограммой);

• несброс головного обтекателя.

Взаимодействие основных бортовых систем РКН при возникновении типовой быстроразвивающейся аварии маршевого двигателя (возгорание насоса окислителя) приведено на рис. 9.

Из приведенной циклограммы следует, что при выбранных параметрах быстродействия САЗ и СУ РН и ПТК время пребывания ВА с экипажем на борту в составе аварийной РКН минимально (0,125 с), и процессы развития аварии (локализованные в этот период в хвостовом отсеке РКН) не успевают оказать влияния на операции отделения ВА и динамику его увода.



Рис. 9. Взаимодействие систем РКН при возникновении аварии маршевого двигателя: M_{-} маршевый двигатель; Δt_{1} — интервал времени реакции САЗ на возникновение аварийной ситуации в маршевом двигателе (начало процесса горения в насосе окислителя), в т. ч.: прием и обработка сигналов от датчиков САЗ; обработка алгоритмов САЗ; принятие решения о формировании исполнительной команды «аварийное выключение двигателей» («АВД»); выдача команды «АВД» в СУ РН и на исполнительные органы маршевого двигателя; Δt_{2} — реализация команды на выключение маршевого двигателя (от момента выдачи команды «АВД» до закрытия клапана горючего газогенератора); $\Delta t_{3} \min(\max)$ — интервал времени от начала регистрации процесса горения до разрушения насоса окислителя; Δt_{5} — интервал времени от поступления из САЗ в СУ РН команды «АВД» до формирования в СУ РН команды «Авдрия» и передачи ее в СУ ПТК; Δt_{6} — интервал времени от поступления команды «Авдри» в СУ ПТК до формирования команд на отделение ВА и запуск РБАС до начала увода ВА от РКН; $\Delta t_{8} \max$ — максимальное время пребывания ВА в составе РКН после разрушения насоса окислителя

Заключение

В результате проведенных РКК «Энергия» работ подтверждена техническая реализуемость создания перспективной системы средств выведения «Энергия-К», обеспечивающей минимизацию затрат на выведение пилотируемых транспортных кораблей (ПТК) нового поколения и автоматических КА, предусмотренных федеральной космической программой на период после 2015 г.

Предлагаемая система предусматривает развертывание на космодроме «Восточный» ракетно-космического комплекса «Энергия-КВ» с использованием на второй ступени РН высокоэффективного кислородно-водородного топлива.

РН «Энергия-КВ» обеспечивает с космодрома «Восточный» выведение:

• на низкие околоземные орбиты с наклонением 51,6° ПГ массой до 20 т;

• с использованием перспективных разгонных блоков на геопереходную орбиту (ГПО с недобором скорости 1,5 км/с) КА массой до 7,0 т и на ГСО КА массой до 4,0 т.

В качестве опережающего этапа создания системы на базе РН «Энергия-КВ» может быть создана в сжатые сроки ее модификация — РН «Энергия-КБ», запуски которой могут осуществляться с космодрома Байконур с использованием наземной инфраструктуры эксплуатируемого там комплекса «Зенит-М» при минимально необходимом дооснащении. Это позволит начать опережающую летную отработку пилотируемого транспортного корабля нового поколения, не дожидаясь ввода в эксплуатацию космодрома «Восточный».

Разработка предлагаемой системы средств выведения позволит также реализовать программы «Морской старт» и «Наземный старт» с использованием российской РН.

Для повышения безопасности стартовых комплексов на космодромах «Восточный» и Байконур при отказе маршевого двигателя первой ступени на начальном участке полета предусматривается увод PH от стартового комплекса с помощью системы твердотопливных ускорителей. Безопасность экипажа при возникновении аварии маршевого двигателя с быстроразвивающимся процессом разрушения конструкции (например, возгорание насоса окислителя) может быть обеспечена при условиях:

• нормальной работы САЗ, обеспечивающей диагностирование начала аварийных процессов и выдачи команды «аварийное выключение двигателя» («АВД») в СУ РН в течение не более 0,005 с;

• быстродействия СУ РН, обеспечивающей выдачу команды «Авария» в СУ ПТК в течение не более 0,05 с от момента получения команды «АВД»;

• быстродействия систем и агрегатов ПТК (СУ ПТК, система отделения возвращаемого аппарата, ракетного блока аварийного спасения и др.), обеспечивающих начало аварийного увода ВА с экипажем от аварийной РКН в течение интервала ($\Delta t_{\rm c} + \Delta t_7$) $\leq 0,1$ с.

Для обеспечения безопасности экипажа при аварийной посадке на морском участке трассы в случае отказа одного из двигателей второй ступени РН «Энергия-КВ» предусматривается нештатное выведение корабля на одновитковую траекторию или проведение маневра приведения, обеспечивающего посадку возвращаемого аппарата в одном из заранее выбранных районов, где должны быть сосредоточены средства спасения экипажа.

Список литературы

1. Блинов, В. Н., Иванов Н. Н., Шалай Ю. В., Сеченов Н. В. Ракеты-носители. Проекты и реальность. Книга 1. Ракеты-носители России и Украины. Справочное пособие. Омск: Изд-во ОмГТУ, 2011.

2. Чванов В.К., Судаков В.С. Современные ЖРД ОАО НПО «Энергомаш» им. В.П. Глушко. Состояние программ и перспективы. // Двигатель. 2011. № 4 (76). С. 46–49.

3. Добровольский М.В. Жидкостные ракетные двигатели. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2005.

4. DOD Ammunition and Explosives Safety Standards, U.S. Department of Defense Standard 6055-9-STD. 2000.

Статья поступила в редакцию 26.09.2013 г.

УДК 629.784.015:530.145.7

МИКРОВОЗМУЩЕНИЯ НА МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ

© 2013 г. Беляев М.Ю., Волков О.Н., Рябуха С.Б.

ОАО «Ракетно-космическая корпорация "Энергия" имени С.П. Королёва» (РКК «Энергия») Ул. Ленина, 4А, г. Королёв, Московская область, Россия, 141070, *e-mail: post@rsce.ru*

Приводятся результаты анализа микровозмущений на Международной космической станции (МКС) для различных режимов полета. Рассмотрен уровень микровозмущений на МКС при фоновой обстановке, действиях экипажа и динамических операциях.

Ключевые слова: микровозмущения на МКС, квазистатические микроускорения, вибрационные микроускорения, динамические операции, физические упражнения экипажа на МКС.

MICRODISTURBANCES

ON THE INTERNATIONAL

SPACE STATION

Belyaev M.Yu., Volkov O.N., Ryabukha S.B.

S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia (RSC Energia) 4A Lenin Street, Korolev, Moscow region, 141070, Russia, e-mail: post@rsce.ru

Results of microdisturbances analysis on the International Space Station (ISS) for different flight modes are given. Examined is microdisturbances level on the ISS depending upon background situation, crew actions and dynamic operations.

Key words: microdisturbances on the ISS, quasistatic microaccelerations, vibration microaccelerations, dynamic operations, crew physical exercises on the ISS.

НТЦ РКК «Энергия», e-mail: mikhail.belyaev@rsce.ru

Director of STC at RSC Energia



БЕЛЯЕВ М.Ю.



волков. о.н.

БЕЛЯЕВ Михаил Юрьевич – дтн, профессор, заместитель руководителя

BELYAEV M.Yu. – Doctor of Science (Engineering), Professor, Deputy

ВОЛКОВ Олег Николаевич — начальник сектора РКК «Энергия», e-mail: oleg.n.volkov@rsce.ru VOLKOV Oleg Nikolayevich — Head of Subdepartment at RSC Energia



РЯБУХА Станислав Борисович — ктн, ведущий научный сотрудник РКК «Энергия», e-mail: stanislav.ryabuha@rsce.ru

RYABUKHA Stanislaw Borisovich — Candidate of Science (Engineering), Leading Research Worker at RSC Energia

РЯБУХА С.Б.

Введение

Знание уровней микроускорений, их спектрального состава и пространственного распределения — необходимое условие эффективного использования пилотируемых комплексов для решения научных и прикладных задач, уточнения математических моделей и динамических характеристик различных конфигураций Международной космической станции (МКС) [1]. Возникновение микроускорений на космической станции связано с неоднородностью гравитационного поля в пределах станции, действием аэродинамических сил, деятельностью экипажа, колебаниями станции вокруг ее центра масс и работой некоторых бортовых систем [2, 3].

Некоторые из действующих возмущений могут быть рассчитаны по простым соотношениям [2, 3], которые использовались при оценке микроускорений на орбитальных станциях «Салют-6» и «Салют-7», а затем — «Мир» и МКС. Квазистатические ускорения рассчитывались также при определении ориентации орбитальных станций по телеметрическим измерениям [4–6].

Определение вибрационных составляющих микроускорений, обусловленных работой бортовых систем и действиями экипажа, осуществляется с помощью измерительной аппаратуры, устанавливаемой на станции [6–8]. Важной задачей при проведении исследований в области микрогравитации на МКС является изучение микроускорений при различных режимах функционирования бортовых систем и полетных операциях. Эта задача решается в рамках эксперимента «Изгиб» на МКС [9, 10].

С точки зрения влияния выполняемых полетных операций, микрогравитационная обстановка на МКС формируется тремя составляющими:

• фоновыми (постоянно действующими) возмущениями, связанными с функционированием штатного оборудования МКС (агрегатов системы терморегулирования, компрессоров бортовых кондиционеров, насосов и вентиляторов системы жизнеобеспечения, вентиляторов воздуховодов и систем охлаждения научной аппаратуры);

• периодическими возмущениями, создаваемыми экипажем станции при проведении физических упражнений;

• редкими (единичными) возмущениями, связанными с проведением динамических операций (стыковок и расстыковок космических кораблей с МКС, коррекциями орбиты, передачей управления ориентацией от Американского сегмента на Российский и обратно, операциями «Выход»).

В данной статье анализируются результаты выполненных во второй половине 2011 г. и в 2012 г. измерений всех вышеупомянутых возмущений микрогравитационной среды.

Требования к значениям микрогравитации

Для МКС еще на этапе разработки были определены необходимые требования к значениям микрогравитации, согласно которым в течение не менее 180 сут в году (по 30 сут непрерывно) среднеквадратичные значения ускорений (СКУ) на станции не должны превышать нижеуказанных значений, в зависимости от частоты:

- 1,6 µg при 0,01 < *f* < 0,1 Гц;
- 16 *f* µg при 0,1 < *f* < 100 Гц;
- 1 600 µg при 100 < f < 300 Гц,

здесь *g* — ускорение свободного падения; *f* — частота действующих микроускорений.

Для обеспечения этих достаточно жестких требований необходимо первоочередное решение следующих задач:

• точно определить вклад, вносимый в суммарную мощность возмущений системой жизнеобеспечения экипажа и другими постоянно действующими системами МКС (как постоянной составляющей), тренажерами для физических упражнений экипажа (как периодически возникающей составляющей), динамическими операциями (как единичными возмущениями);

• изучить законы распространения возмущений от отдельных источников по элементам конструкции модулей с учетом изменяющейся конфигурации станции;

• уточнить распределение полей микрогравитации по различным отсекам в зависимости от режимов эксплуатации комплекса;

• изучить передачу линейных и угловых колебаний через стыковочные узлы модулей;

• определить тактико-технические требования к системам пассивного и активного демпфирования как источников возмущений, так и прецизионной научной аппаратуры.

При проведении анализа целесообразно выделить характерные режимы функционирования станции:

1. Спокойная «ночная» фоновая обстановка, включающая отдых (сон) экипажа на фоне управления ориентацией и стабилизацией МКС гиродинами Американского сегмента (АС) МКС, во время которой могут возникать только фоновые (постоянно действующие) возмущения, связанные с функционированием штатного оборудования МКС.

2. «Дневная» фоновая обстановка, включающая выполнение экипажем штатных запланированных работ и физических упражнений на различных тренажерах на фоне управления ориентацией и стабилизацией МКС гиродинами АС, во время которой к фоновым возмущениям, связанным с функционированием штатного оборудования МКС, добавляются новые, в связи с проведением физических упражнений экипажем станции.

3. Динамические режимы, которые обеспечиваются при управлении ориентацией и стабилизацией МКС двигателями Российского сегмента (РС) МКС.

Для каждого из этих режимов подробно рассмотрены уровни квазистатических и вибрационных ускорений. Так как уровни квазистатических и вибрационных ускорений измерялись разными датчиками,то в начале статьи представлен анализ квазистатических ускорений для всех видов режимов функционирования станции, а завершает статью анализ вибрационных ускорений (также для всех режимов).

Анализ квазистатических ускорений

«Ночная» фоновая обстановка (отдых экипажа). Для анализа микроускорений на МКС используются датчики, установленные на РС и АС. Результаты анализа микроускорений с помощью российских датчиков АЛО и ИМУ-128 приведены в работах [9, 10]. В данной статье для анализа микровозмущений используется информация с датчиков АС МКС [1].

Низкочастотные возмущения в частотном диапазоне 0,01...1 Гц контролируются датчиком

MAMS-oss с частотой опроса $F_{o} = 10$ Гц и частотой фильтрации $F_{\phi} = 1$ Гц. Для исключения влияния случайных импульсных процессов на квазистационарную микрогравитационную обстановку на МКС датчик *MAMS*-oss оснащен фильтром с частотой среза $F_{\phi} = 0,01$ Гц. Квазипостоянные ускорения вычисляются как среднее арифметическое ряда данных *MAMS*-oss. Усредняются пакеты данных за интервалы длительностью 16 с. Результирующие файлы с частотой опроса $F_{o} = 0,0625$ Гц заносятся в архив с расширением *.ossbtmf. Такая процедура сортировки и фильтрации данных позволяет исключить влияние случайных возмущений и анализировать квазистатические ускорения за длительные промежутки времени.

В статье анализируются следующие характерные параметры квазистатических ускорений:

• среднее значение \hat{m}_{x} , µg [8] — оценки математического ожидания квазистатического ускорения,

$$\hat{m}_{x} = \frac{1}{L} \sum_{k=0}^{L-1} x_{k}, \qquad (1)$$

где x_k , (k = 0, ..., L-1) — реализация случайного процесса; L — количество отсчетов дискретного временного ряда;

• средняя мощность процесса \hat{W} , μg^2 ,

$$\hat{W} = \frac{1}{L} \sum_{k=0}^{L-1} x_k^2;$$

 среднеквадратичное ускорение σ̂, μg [8] оценка дисперсии отрезка исходного временного ряда,

$$\hat{\boldsymbol{\sigma}} = \sqrt{\hat{W} - \hat{m}_x^2}$$

Система координат OXYZ с началом O в центре масс MKC определяется следующим образом: ось X направлена вдоль продольной оси MKC, в сторону от PC MKC, ось Z направлена в надир, а ось Y дополняет систему до правой.

Диапазон амплитуд текущих низкочастотных возмущений, средние значения \hat{m}_x и СКУ при «ночной» фоновой обстановке 4 ноября 2012 г. за период с 03:01 до 06:01 гринвичского времени (*GMT*), по которому живет экипаж МКС, указаны в табл.1.

Таблица 1

Уровень низкочастотных ускорений во время «ночного» фона

Направление	Диапазон амплитуд, µg	$\hat{m}_{_{\!X}}^{},\mu g$	СКУ, µg
Вдоль оси + X	-5,2307 +8,3191	1,473	1,0009
Вдоль оси – У	-5,5161 +15,532	5,6713	1,4907
Вдоль оси – Z	-28,0751,5112	-14,646	2,3275

Суммарные значения СКУ «ночного» фона 4 ноября 2012 г. не превышали 2,95 µg.

На рис. 1 приведены графики усредненных на интервалах $\Delta t = 360$ с квазипостоянных и среднеквадратичных ускорений в период «ночной» фоновой обстановки 4 ноября 2012 г. На графиках четко прослеживается колебательный характер низкочастотных возмущений в поперечной и продольной плоскостях МКС. Кратковременное возрастание возмущений по всем осям за период ~04:00...04:12 *GMT* объясняется, скорее всего, изменением режима стабилизации гиродинами АС. Максимальные амплитуды квазипостоянных ускорений не превышают 0,1 µg, а среднеквадратичных — 4 µg.



Анализируя низкочастотную фоновую обстановку по измерениям датчика *MAMS-oss* во время сна экипажа, для различных экспериментов можно сделать следующие выводы:

1. Период колебаний квазипостоянных ускорений вдоль продольной оси МКС во время ночного отдыха экипажа приблизительно соответствует периоду обращения станции (92 мин), что, скорее всего, обусловлено внешними факторами. Наблюдается колебательный характер низкочастотных возмущений и в поперечной плоскости МКС.

2. Уровень квазипостоянных ускорений находится в пределах требований к значениям микрогравитации (1 μ g) и даже является существенно более низким (максимальные амплитуды квазипостоянных ускорений не превышали 0,1 μ g). Это объясняется тем, что центр масс МКС находится в АС.

3. Среднеквадратичные значения были близки к требуемым уровням, хотя и незначительно их превышали (максимальные амплитуды суммарных среднеквадратичных ускорений достигали 4 µg).

«Дневной» фон (с учетом физических **упражнений экипажа**). С середины 2009 г. штатный состав экипажа МКС составляет шесть человек, и хотя периодически на МКС остаются три человека, доля этого времени за год незначительна. Стандартная «дневная» фоновая обстановка на этапах без линамических операций включает в себя выполнение экипажем штатных запланированных работ и занятия на различных тренажерах при управлении ориентацией и стабилизацией МКС гиродинами АС. Физические упражнения являются обязательными ежедневными тренировками для каждого члена экипажа и выполняются космонавтами попеременно на беговой дорожке, велоэргометре и силовом тренажере. При выполнении физических упражнений одними космонавтами другие члены экипажа занимаются запланированными штатными работами и экспериментами.

28 марта 2012 г. в период 12:37...14:37 *GMT* экипажем выполнялись следующие операции:

• командир экипажа проводил замену карты памяти в компьютере *PCS* и выполнял физические упражнения на велоэргометре *CEVIS*;

• бортинженер (БИ-1) занимался техобслуживанием системы обеспечения жизнедеятельности служебного модуля (СМ) и наблюдением Земли с помощью фотоспектральной системы, установленной на иллюминатор;

• бортинженер (БИ-2) устанавливал датчики ИП-1 (измерители потока воздуха между отсеками), а затем выполнял упражнения на беговой дорожке *TVIS*;

• бортинженер (БИ-4) занимался экспериментом «Матрешка-Р», а затем выполнял упражнения на силовом тренажере *ARED*;

• у бортинженера (БИ-5) сначала было свободное время, а затем он занимался на беговой дорожке *TVIS*-2;

• бортинженер (БИ-6) занимался замером сопротивления изоляции нагревательных элементов и физическими упражнениями на беговой дорожке *TVIS*-2.

Диапазон амплитуд текущих низкочастотных возмущений, средние значения и среднеквадратичные ускорения за этот период указаны в табл. 2.

Таблица 2

Уровень низкочастотных ускорений во время «дневного» фона

Направление	Диапазон амплитуд, µg	$\hat{m}_{_{\! X}}$, µg	СКУ, µg
Вдоль оси +Х	-33,704 +50,226	1,4866	6,7295
Вдоль оси – У	-47,571 +64,719	5,6274	8,5756
Вдоль оси – <i>Z</i>	$-66,508 \dots +52,229$	-14,718	9,7586

Суммарные значения СКУ «дневного» фона 28 марта 2012 г. не превышали 15 µg.

На рис. 2 приведены графики квазипостоянных и среднеквадратичных ускорений «дневного» фона, рассчитанные на интервалах $\Delta t = 6$ мин.



Рис. 2. Характеристики микроускорений во время «дневной» фоновой обстановки (при выполнении экипажем штатных работ и физических упражнений) 28.03.2012 г.: $a - \kappa вази$ постоянных; <math>6 - среднеквадратичных; - X; - X; - Y;

На графиках четко прослеживается колебательный характер низкочастотных возмущений в поперечной плоскости МКС. Максимальные амплитуды квазипостоянных ускорений не превышают 0,12 µg, а среднеквадратичных — 21 µg. Таким образом, уровень квазипостоянных ускорений по сравнению с «ночным» фоном незначительно (в 1,2 раза) увеличился, а суммарные среднеквадратичные ускорения «дневного» фона более чем в пять раз превысили соответствующие параметры «ночной» фоновой обстановки.

Также был проанализирован период жизнедеятельности экипажа, который не включал физические упражнения космонавтов. Таких периодов во время бодрствования экипажа три: утренний, обеденный и вечерний. Утренний период — это осмотр станции, утренний туалет, завтрак, выполнение работ в течение одного часа после завтрака. Обеденный — собственно обед и выполнение работ в течение одного часа после него. Вечерний период начинается с конференции планирования, продолжается ужином, подготовкой суточных рационов питания, вечерним туалетом. Был проанализирован вечерний период жизнедеятельности экипажа, который назван, по аналогии с ранее рассмотренными, периодом «вечерней» фоновой обстановки.

Диапазон амплитуд текущих низкочастотных возмущений, средние значения и среднеквадратичные ускорения во время «вечерней» фоновой обстановки с 19:01 до 21:32 *GMT* указаны в табл. 3.

Таблица 3

Уровень низкочастотных ускорений во время «вечернего» фона

Направление	Диапазон амплитуд, µg	$\hat{m}_{_{\! X'}}$, µg	СКУ, µg
Вдоль оси +Х	-32,825 +31,677	1,4743	4,9
Вдоль оси – У	-33,636 +79,051	5,6727	4,5417
Вдоль оси – <i>Z</i>	-70,958 +35,124	-14,641	6,8641

Суммарные значения СКУ «вечернего» фона 4 ноября 2012 г. не превышали 9,6 µg.

На рис. 3 приведены графики квазипостоянных и среднеквадратичных ускорений «вечернего фона» 4 ноября 2012 г., рассчитанные на интервалах $\Delta t = 360$ с.

Максимальные амплитуды квазипостоянных ускорений не превышали 0,12 µg, а среднеквадратичных ускорений — 14 µg. Средние значения квазипостоянных ускорений «дневной» и «вечерней» фоновых обстановок оказались примерно одинаковыми, а максимальные амплитуды и средние значения СКУ «вечерней» фоновой обстановки — в полтора раза ниже, чем во время «дневной». Если же сравнивать «вечернюю» и «ночную» фоновые обстановки, то здесь различия СКУ существенно выше: суммарные СКУ «вечерней» обстановки более чем в три раза превышают «ночную», а максимальные амплитуды квазипостоянных ускорений «вечерней» фоновой обстановки в 1,2 раза превышают показатели «ночной».





б)

Анализируя рассмотренные варианты низкочастотной активной жизнедеятельности экипажа, которая включала в себя физические упражнения космонавтов, можно сделать следующие выводы:

 колебательный характер низкочастотных возмущений фоновой обстановки во время активной жизнедеятельности экипажа («дневной» фон) сохранился, однако период колебаний квазипостоянных ускорений вдоль продольной оси МКС уже не соответствует периоду обращения станции (92 мин), из чего можно сделать вывод об увеличении влияния внутренних факторов;

• максимальные амплитуды квазипостоянных ускорений во время «дневной» и «вечерней» фоновых обстановок не превышают 0,12 µg, что незначительно выше соответствующих параметров «ночной» фоновой обстановки;

• уровни среднеквадратичных ускорений «вечерней» фоновой обстановки почти в пять раз превышают уровень СКУ «ночной», достигая 14 µg, а уровни СКУ «дневной» доходят до 21 µg, превышая в семь раз СКУ «ночной» фоновой обстановки.

Динамические режимы. К динамическим операциям относятся не только стыковки и расстыковки космических кораблей с МКС, коррекции орбиты, которые осуществляются во время поддержания ориентации станции двигателями РС МКС, но и передача управления ориентацией МКС от Американского сегмента на Российский и обратно во время разрузки гиродинов. Анализ возмущений во время проведения динамических операций, в т. ч. зафиксированных российскими датчиками микроускорений ИМУ-128, описан в работе [10].

В данном разделе рассмотрен режим одноимпульсной коррекции орбиты МКС с использованием двух двигателей СМ 19 октября 2011 г. на фоне отключенной системы кондиционирования воздуха.

Экстремальные амплитуды текущих низкочастотных возмущений, средние значения и среднеквадратичные отклонения при построении ориентации для коррекции орбиты на двигателях РС МКС в интервале 14:30...15:00 *GMT* указаны в табл. 4.

Таблица 4

Уровень низкочастотных ускорений при построении ориентации на двигателях PC МКС

Направление	Диапазон амплитуд, µg	$\hat{m}_{_{X}}$, µg	СКУ, µg
Вдоль оси +Х	$-47,003 \dots +66,846$	1,3241	5,2571
Вдоль оси – У	-55,449 +92,738	5,6242	7,3024
Вдоль оси – Z	-102,04 +78,122	-14,675	7,6536

Суммарные значения СКУ при построении ориентации для коррекции орбиты 19 октября 2011 г. не превышали 12 µg.

На рис. 4 приведены графики квазипостоянных и среднеквадратичных ускорений при передаче управления от АС к РС и построении ориентации для коррекции орбиты двигателями СМ, рассчитанные на интервалах $\Delta t = 360$ с. Эти графики показывают, что момент передачи управления характеризуется существенным изменением квазипостоянных ускорений вдоль оси *Y* МКС. Максимальные амплитуды квазипостоянных ускорений во время передачи управления от АС к РС примерно в 20 раз выше максимальных значений «дневной» фоновой обстановки.





Рис. 4. Характеристики микроускорений при выполнении динамической операции: передача управления ориентацией от AC к PC и построение ориентации МКС на двигателях PC МКС 19.10.2011 г.: $a - \kappa вазипостоянных; 6 - среднеквадратичных; - - X; - - Y; - - Z; - - \Sigma$

Разворот характеризуется пиками среднеквадратичных ускорений, особенно в поперечной плоскости. Максимальные амплитуды суммарных значений СКУ достигают примерно 40 µg, что почти в два раза превышает максимальные амплитуды суммарных значений СКУ «дневного» фона. Однако средние значения СКУ «дневного» фона иногда даже выше средних значений СКУ при построении ориентации.

По плану Центра управления полетами (ЦУП) включение двигателей СМ планировалось в 16:06 *GMT*, приращение скорости $\Delta V = 1,7$ м/с. Датчиком *MAMS*-oss зафиксирована работа двигателей с 16:15:27 до 16:17:21 *GMT* (длительность корректирующего импульса $\Delta t \approx 114$ с). Экстремальные амплитуды текущих низкочастотных возмущений, средние значения и среднеквадратичные отклонения за период с 16:00 до 17:00 *GMT*, включающий корректирующий импульс, восстановление дежурной ориентации и передачу управления Американскому сегменту приведены в табл. 5.

Таблица 5

Уровень низкочастотных ускорений при коррекции орбиты МКС двигателями СМ

Направление	Диапазон амплитуд, µg	$\hat{m}_{_{\! X}}$, µg	СКУ, µg
Вдоль оси +Х	-999,97 +10 000	53,679	315,47
Вдоль оси – У	$-1 969,9 \dots +271,68$	6,1272	33,553
Вдоль оси – Z	-1 969,9 +1 371,1	-16,508	39,693

Суммарные значения СКУ при коррекции орбиты двигателями СМ 19 октября 2011 г. достигали 320 µg.

На рис. 5 приведены графики квазистатических и среднеквадратичных ускорений при работе корректирующих двигателей служебного модуля, рассчитанные на интервалах $\Delta t = 5$ с.



Эти графики показывают, что начало выдачи импульса характеризуется резким изменением квазипостоянных ускорений вдоль оси Х МКС, доходящим до 2 300 µg. Во время выдачи импульса уровень квазипостоянных ускорений остается в пределах 1 600 µg. СКУ в начале вылачи импульса достигает значения 2 800 µg, а затем остается во время выдачи импульса в пределах 300 µg. Максимальные амплитуды квазипостоянных ускорений во время коррекции орбиты двигателями СМ примерно в 150 раз выше максимальных значений «дневной» фоновой обстановки. Интегральные параметры низкочастотных возмущений во время коррекции орбиты более чем в 20 раз превышают соответствующие параметры при передаче управления ориентацией и во время «дневной» фоновой обстановки.

Для сравнения рассмотрена коррекция орбиты МКС средствами европейского транспортного корабля *ATV*-3. По плану ЦУП включение двигателей *ATV*-3 планировалось на период 19:06 ...19:16 *GMT* 5 апреля 2012 г., приращение скорости: $\Delta V = 2,15$ м/с, (длительность работы двигателей $\Delta t \approx 10$ мин).

Экстремальные амплитуды текущих низкочастотных возмущений, средние значения и среднеквадратичные отклонения во время активного динамического режима за период 18:42...19:42 *GMT* указаны в табл.6.

Таблица 6

Уровень низкочастотных ускорений при коррекции орбиты МКС двигателями *ATV-3*

Направление	Диапазон амплитуд, µg	$\hat{m}_{_{X}}$, µg	СКУ, µg
Вдоль оси +Х	-67,892 +1 000	63,382	108,63
Вдоль оси – У	-98,36 +107,55	6,8791	14,899
Вдоль оси – Z	-150 +105,3	-16,176	14,77

Суммарные значения СКУ при коррекции орбиты двигателями *ATV*-3 5 апреля 2012 г. достигали 110 µg.

На рис. 6 приведены графики усредненных на интервалах $\Delta t = 60$ с квазипостоянных и среднеквадратичных ускорений режима коррекции орбиты средствами *ATV*-3. При работе двигателей максимальные амплитуды квазипостоянных ускорений достигали значений 250,81 µg, а суммарные среднеквадратичные ускорения не превышали 113 µg.

Сравнивая полученные значения по двум коррекциям орбиты, можно видеть, что максимальный уровень квазипостоянных ускорений при коррекции орбиты средствами СМ на порядок превышает уровень квазипостоянных возмущений при коррекции с использованием *ATV*-3. Это же относится и к максимальным уровням СКУ. Средние значения СКУ двух коррекций отличаются в три раза.

Рассмотрим теперь еще один вид динамических операций: стыковку корабля *ATV*-3 к агрегатному узлу CM 28 марта 2012 г.



Рис. 6. Характеристики микроускорений при выполнении динамической операции (коррекция орбиты средствами европейского грузового корабля ATV-3) 05.04.2012 г.: а – квазипостоянных; б – среднеквадратичных; — — — Х; — — — У; → — — – Z; → — – ∑

Экстремальные амплитуды текущих низкочастотных возмущений, средние значения и среднеквадратичные отклонения за период с 18:37 до 22:37 *GMT*, включающий режим операций в ближней зоне («сближение, стыковка»), указаны в табл. 7.

Таблица 7

Уровень низкочастотных ускорений при стыковке к РС МКС корабля *ATV-3*

Направление	Диапазон амплитуд, µg	$\hat{m}_{_{\! X}}$, µg	СКУ, µg
Вдоль оси +Х	-999,97 +286,93	1,5008	10,221
Вдоль оси – У	-1 374,9 +240,66	5,4928	10,347
Вдоль оси – Z	$-1\ 374,9\ \dots\ +560,19$	-14,649	11,55

Суммарные значения СКУ при стыковке корабля *ATV*-3 28 марта 2013 г. не превышали 20 µg.

На рис. 7 приведены графики усредненных на интервалах $\Delta t = 1$ мин квазипостоянных и среднеквадратичных ускорений во время механического контакта и выравнивания осей корабля *ATV*-3 и MKC.



Эти графики показывают, что максимальный уровень квазипостоянных ускорений достигает 7 µg, что в три раза выше, чем при передаче управления ориентацией с AC на PC, но значительно ниже любой из коррекций орбиты. С СКУ картина принципиально другая. Максимальные значения СКУ при стыковке достигают 160 µg, что больше, чем при коррекции орбиты средствами ATV-3 (120 µg), и на порядок отличаются от максимальных уровней СКУ при передаче управления ориентацией с AC на PC (38 µg). Средние значения СКУ (~20 µg) при стыковке более сравнимы с показателями при «дневной» фоновой обстановке и передаче управления ориентацией с AC на PC (15 и 12 µg соответственно), чем со средними CKУ при коррекциях орбиты средствами CM и *ATV*-3 (320 и 110 µg соответственно).

Анализируя рассмотренные варианты динамических операций, можно сделать следующие выводы:

 максимальные уровни квазипостоянных ускорений при «ночной», «вечерней» и «дневной» фоновых обстановках находятся в пределах 0,08...0,12 µg, соответствуют требованиям к значениям микрогравитации (1 µg) и даже являются существенно более низкими. Это объясняется расположением центра масс МКС в АС, где и проводились измерения;

• максимальный уровень среднеквадратичных ускорений существенно зависит от деятельности экипажа и возрастает от 4 µg во время сна экипажа («ночная» фоновая обстановка) до 13 µg при штатной жизнедеятельности экипажа без физических упражнений, и до 20 µg во время «дневной» фоновой обстановки, когда экипаж кроме служебных операций занимается физическими упражнениями;

• динамические операции создают гораздо более высокий уровень микроускорений. При этом динамические операции можно разделить на две группы: группу, в которую входят все виды коррекций орбиты с очень высоким, по сравнению с фоновой обстановкой, уровнем микроускорений, и группу, в которую входят остальные динамические операции;

коррекции орбиты, какими бы средствами они ни проводились, существенно превышают максимальные уровни квазипостоянных ускорений: от 250 μg при коррекции средствами ATV-3 до 2 300 μg — двигателями СМ. Другие динамические операции имеют существенно более низкий уровень квазипостоянных ускорений: от 2,5 μg при построении ориентации на двигателях РС до 7 μg — при стыковке корабля ATV-3;

• максимальный уровень СКУ при построении ориентации на двигателях РС в два раза выше максимального показателя СКУ при «дневной» фоновой обстановке и более чем в три раза — при «вечерней» фоновой обстановке;

• максимальный уровень СКУ при коррекции орбиты средствами *ATV*-3 (120 µg) оказался сопоставим с максимумом СКУ при стыковке корабля *ATV*-3 (160 µg) и в то же время на порядок ниже максимального уровня СКУ при коррекции орбиты средствами СМ (2 850 µg).

Таким образом, при низких частотах в диапазоне 0,01...1 Гц только коррекции орбиты не удовлетворяют условиям по уровню микроускорений, заложенных при проектировании МКС. Впрочем, это относится только к АС МКС.

Анализ вибрационных ускорений

Вибрационные возмущения на AC MKC фиксируются различными высокочастотными датчиками, из которых для анализа были отобраны следующие:

• SAMSES-es05 с частотой опроса $F_{\phi} = 62,5$ Гц и частотой среза фильтра $F_{\phi} = 25,3$ Гц, установленный в отсеке LAB1S3, CIR, Front Panel модуля Destiny;

• SAMS-121f02 с частотой опроса F = 500 Гц и частотой среза фильтра $F_{\phi} = 200$ Гц, установленный в отсеке LAB1S2, MSG, Upper Left Seat Track модуля Destiny;

• датчики *SAMS*-2, которые были взяты для анализа из-за возможности их перенастройки на фильтр с частотой среза $F_{\phi} = 6$ Гц, при необходимости анализа низкочастотных вибровозмущений фильтруются.

В данной статье проводится анализ вибрационных возмущений, измеренных датчиком SAMSES-es05 вдоль конструкционных осей МКС при коррекции орбиты МКС двумя корректирующими двигателями СМ 19 октября 2011 г. При этом динамическом режиме выделяются три различных интервала: собственно сама коррекция орбиты, режим построения ориентации для коррекции орбиты на двигателях СМ и управление ориентацией на гиродинах Американского сегмента. Необходимо отметить, что у датчика SAMSES-es05 наблюдаются значительные «уходы нулей»: по оси X~80 µg, по оси Y~2 mg, по оси Z~3,5 mg. В табл. 8 отражены параметры, зафиксированные датчиком SAMSES-es05.

Суммарные среднеквадратичные ускорения в диапазоне 0,03...25 Гц за период маневра коррекции не превышали 1 *mg*.

5 апреля 2012 г. вибровозмущения в модуле *Destiny* измерялись датчиками аппаратуры *SAMS*-2, в частности датчиком 121*f*02006 с частотой опроса $F_0 = 198$ Гц и частотой среза фильтра $F_{\phi} = 6$ Гц. Рассмотрено три режима:

• «ночной» фон — время отдыха экипажа;

• «дневной» фон — выполнение штатных работ и ФУ;

• динамический режим, коррекция орбиты МКС средствами корабля *ATV*-3.

Результаты измерений представлены в табл. 9.

Сравнивая полученные значения, можно видеть, что интегральные параметры вибровозмущений в диапазоне 0,04...6,0 Гц «дневного» фона почти на порядок превышают соответствующие параметры «ночного» фона.

Квазипостоянные ускорения при работе двигателей корабля *ATV*-3 незначительно влияют на интегральные параметры вибровозмущений.

Работа двигателей почти не вызывает вибраций вдоль продольной оси. Максимальные вибровозмущения с амплитудой до 2 *mg* при нестационарных режимах возникают в поперечной плоскости МКС.

Сравнивая интегральные параметры возмущений в диапазоне 0,04...6,0 Гц при различных режимах, можно видеть, что при активной жизнедеятельности экипажа экстремальные амплитуды текущих низкочастотных (до 6 Гц) возмущений и среднеквадратичные ускорения в 2,5-3,5 раза превышают соответствующие параметры фоновых возмущений. При стыковке эти параметры увеличиваются еще в 2-3 раза.

Таблица 8

	Коррекция орбиты		Построение ориентации		Управление ГД АС, ФУ	
Направление	$\Delta t = 16:1316:23$ (GTM	$\Delta t = 16:23\ 17:03\ C$	GTM	$\Delta t = 17:0317:57$	GTM
	Диапазон амплитуд, µg	СКУ, µg	Диапазон амплитуд, µg	СКУ, µg	Диапазон амплитуд, µg	СКУ, µg
Вдоль оси +Х	$-2\ 522+2\ 700$	104,01	$-676,\!55+470,\!21$	49,329	$-1\ 557+943,58$	65,918
Вдоль оси – У	-3 573+5 071,3	124,17	2.10-32 270,6	36,319	2.10-33 118,8	52,814
Вдоль оси – Z	-8 7133·10 ⁻³	670,47	$-3\ 642,53\cdot10^{-3}$	35,977	$-4.848,73\cdot10^{-3}$	52,91

Уровень вибровозмущений в диапазоне 0,03...25 Гц при различных динамических режимах

Таблица 9

Уровень вибровозмущений в диапазоне 0,04...6,0 Гц при различных режимах

Направление	«Ночной» фон Δt = 03:41÷04:37 G	GTM	«Дневной» фон ∆t = 16:36 18:41 G	«Дневной» фон ∆t = 16:36 18:41 <i>GTM</i>		Динамический режим ∆t = 19:05÷19:52 <i>GTM</i>	
	Диапазон амплитуд, µg	СКУ, µg	Диапазон амплитуд, µg	СКУ, µg	Диапазон амплитуд, µg	СКУ, µg	
Вдоль оси +Х	-238,5+165,18	8,6436	-857, 9+602, 47	42,573	-498,5+363,13	38,45	
Вдоль оси – У	-134,5+137,78	11,623	$-1\ 524+1\ 599,9$	82,694	$-1\ 736+1\ 399,2$	174,33	
Вдоль оси – Z	-141, 6+194, 19	11,027	$-2\ 301+2\ 298,6$	65,406	$-2\ 136+2\ 016,8$	47,59	

Выводы

Результаты анализа микроускорений, возникающих при различных режимах полета МКС, показывают, что пилотируемая космическая станция может быть пригодна для проведения исследований, чувствительных к уровню микрогравитации в интервале между коррекциями орбиты, при условии размещения соответствующей аппаратуры вблизи центра масс станции. Приведенные в статье данные о микроускорениях в различных режимах функционирования станции могут быть использованы при планировании и проведении экспериментов, чувствительных к уровню микрогравитационной обстановки на МКС [11]. Для полного исследования микрогравитационной обстановки во всех модулях станции планируется доставка на МКС переносной аппаратуры измерения микроускорений.

Список литературы

1. Климов Д.М., Полежаев В.И., Беляев М.Ю., Иванов А.И., Рябуха С.Б., Сазонов В.В. Проблемы и перспективы использования невесомости в космической технологии // Труды XLII чтений, посвященных разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского (17–19 сентября 2007). Казань. 2008. C. 25–44.

2. Беляев М.Ю. Научные эксперименты на космических кораблях и орбитальных станциях. М.: Машиностроение, 1984.

3. Беляев М.Ю., Воронков В.Н., Тян Т.Н. Управление движением КА при проведении программы технологических экспериментов // Идеи Ф.А. Цандера и вопросы астродинамики. М.: ИИЕТ АН СССР, 1982. С. 133–137.

4. Сарычев В.А., Беляев М.Ю., Сазонов В.В., Тян Т.Н. Определение микроускорений на орбитальных комплексах «Салют-6» и «Салют-7» // Космические исследования. 1986. Т. 24. Вып. 3. С. 337–344.

5. Бабкин Е.В., Беляев М.Ю., Ефимов Н.И., Сазонов В.В., Стажков В.М. Определение квазистатической компоненты микроускорения, возникающего на борту Международной космической станции // Космические исследования. 2004. Т. 42. Вып. 2. С. 162–171.

6. Беляев М.Ю., Зыков С.Г., Рябуха С.Б., Сазонов В.В., Стажков В.М. Математическое моделирование и измерение микроускорений на орбитальной станции «Мир» // Известия Академии наук. Механика жидкости и газа. 1994. № 5. С. 5–14.

7. *Рябуха С.Б., Киселев С.В.* Некоторые особенности вибрационных возмущений на борту орбитального комплекса «Мир» // Космические исследования. 2001. Т. 39. № 2. С. 129–135.

8. Беляев М.Ю., Брюханов Н.А., Рябуха С.Б., Стажков В.М., Лукьященко А.В., Обыденников С.С. Микровозмущения, возникающие в процессе эксплуатации Российского сегмента Международной космической станции // Космонавтика и ракетостроение. ЦНИИмаш. 2007. № 1(46). С. 121–129.

9. Беляев М.Ю., Волков О.Н., Рябуха С.Б. Микровозмущения при выполнении физических упражнений экипажем на Международной космической станции // Ракетно-космическая техника. Труды РКК «Энергия» им. С.П. Королева. 2011. Сер. XII. Вып. 1–2. С. 71–96.

10. Беляев М.Ю., Бабкин Е.В., Волков О.Н., Рябуха С.Б. Микровозмущения при динамических операциях на Международной космической станции // Ракетно-космическая техника. Труды РКК «Энергия» им. С.П. Королева. 2011. Сер. XII. Вып. 1–2. С. 51–70.

11. Легостаев В.П., Марков А.В., Сорокин И.В. Целевое использование РС МКС: значимые научные результаты и планы на следующее десятилетие // Космическая техника и технологии. 2013. № 2. С. 3–19.

Статья поступила в редакцию 31.05.2013 г.

УДК 629.786.2.014.3.001.5:621.039

НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЙ ЗАДЕЛ ПО ЯДЕРНОМУ ЭЛЕКТРОРАКЕТНОМУ МЕЖОРБИТАЛЬНОМУ БУКСИРУ «ГЕРКУЛЕС»

© 2013 г. Синявский В.В.

ОАО «Ракетно-космическая корпорация "Энергия" имени С.П. Королёва» (РКК «Энергия») Ул. Ленина, 4А, г. Королёв, Московская область, Россия, 141070, *e-mail: post@rsce.ru*

Рассмотрены проектные параметры ядерно-энергетической и электроракетной двигательной установок для межорбитального буксира «Геркулес» мощностью 550 кВт. Приведен научно-технический задел по этим установкам, включая создание высокотемпературных материалов и технологий изготовления изделий из них, результаты реакторных испытаний термоэмиссионных сборок и полномасштабного прототипа термоэмиссионного реакторапреобразователя на быстрых нейтронах, испытаний с электронагревом натриевых тепловых труб, электромагнитных насосов и других агрегатов и модуля в целом литий-ниобиевой системы охлаждения, а также магнитоплазмодинамических и холловских электроракетных двигателей.

Ключевые слова: ядерно-энергетическая установка, электро-ракетная двигательная установка, термоэмиссионный реактор-преобразователь, литий-ниобиевая система охлаждения, реакторные испытания электрогенерирующих каналов, тепловая труба, электромагнитный насос, сепаратор радиогенного гелия.

ADVANCED TECHNOLOGY FOR NUCLEAR ELECTRIC PROPULSION ORBITAL TRANSFER VEHICLE HERCULES

Sinyavskiy V.V.

S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia (RSC Energia) 4A Lenin Street, Korolev, Moscow region, 141070, Russia, e-mail: post@rsce.ru

The paper discusses design variables for the Nuclear Power Unit and Electric Propulsion Systems for the 550 kW orbital transfer vehicle HERCULES. It describes advanced technology developments in the fields of these systems, including development of high-temperature materials and the processes for manufacturing end products out of them, reactor tests of thermal emission assemblies and a full-scale prototype fast-neutron thermionic converter reactor, tests with electrical heating of sodium heat pipes, electromagnetic pumps and other assemblies and the module of the Li-Nb cooling system as a whole, as well as magnetoplasmadynamic and Hall electric propulsion thrusters.

Key words: Nuclear Power Unit, Electric Propulsion Systems, thermionic converter reactor, Li-Nb cooling system, reactor tests of power-generating channels, heat pipe, electromagnetic pump, radiogenic helium separator.



СИНЯВСКИЙ В.В.

Синявский Виктор Васильевич — дтн, профессор, научный консультант РКК «Энергия», e-mail: viktor.sinyavsky@rsce.ru SINYAVSKY Victor Vasilievich — Doctor of Science (Engineering), Professor, Scientific consultant at RSC Energia

Исследования по созданию космических электроракетных двигательных установок (ЭРДУ) на основе ядерной энергии были начаты в РКК «Энергия» (тогда ОКБ-1) в конце 50-х годов прошлого столетия при поддержке С.П. Королева одновременно с проведением работ по межпланетным экспедиционным кораблям [1]. В 60-е годы в рамках эскизных проектов сверхтяжелых ракет-носителей (РН) Н1 и Н1М были разработаны проекты ядерной ЭРДУ (ЯЭРДУ) мегаваттной мощности на основе термоэмиссионной ядерно-энергетической установки (ЯЭУ) для энергодвигательного блока (ЭДБ) марсианского экспедиционного комплекса (МЭК) электрической мощностью от 2 200 кВт до 15 МВт (в виде трех блоков по 5 МВт) [1]. В качестве двигателей ЭРДУ рассматривался магнитоплазмодинамический (МПД) двигатель электрической мощностью 500 кВт с рабочим телом – литий [2].

Разработка межорбитального буксира «Геркулес» в составе системы «Энергия-Буран»

С развертыванием работ по системе «Энергия-Буран» проектирование ЯЭУ и ЯЭРДУ выполнялось с учетом использования этой системы в качестве средства выведения на опорную орбиту как специальных космических аппаратов (КА) с ЯЭУ и ЯЭРДУ, так и нового транспортного космического средства в виде межорбитального буксира (МБ). Эти работы с начала 70-х по 80-е гг. выполнялись в рамках государственного заказа НИОКР по ЯЭУ и МБ «Геркулес». Головным разработчиком ЯЭУ и МБ была РКК «Энергия» (тогда ЦКБЭМ, затем НПО «Энергия»), финансирование которого осуществлялось Минобщемаш (сейчас Роскосмос). Организации Минсредмаш (Росатом) и других отраслей промышленности выполняли работы по техзаданиям (ТЗ) и договорам с РКК «Энергия». Исследования и разработки институтами Академии наук (АН) и вузами выполнялись по ТЗ и договорам с РКК «Энергия», но финансировались АН СССР в рамках фундаментальных и приклалных НИР.

В РКК «Энергия» работы выполнялись в специально созданном тематическом комплексе «Высокотемпературная энергетика и электроракетные двигатели», руководителем которого С.П. Королев назначил своего соратника М.В. Мельникова, в составе проектно-конструкторского, материаловедческого и испытательного отделов общей численностью 400-450 человек. В 1982 и 1987 гг. были разработаны многотомные технические предложения «Ядерный межорбитальный буксир "Геркулес". Ядерная энергетическая установка с термоэмиссионным реактором-преобразователем и электрореактивная двигательная установка». Рассматривались проекты трех модификаций МБ «Геркулес»: одноразовый МБ, многоразовый МБ, транспортно-энергетический модуль (ТЭМ) — для доставки КА на орбиту назначения и последующего длительного питания энергоемкой аппаратуры КА на пониженном уровне мощности.

Основное назначение МБ «Геркулес» доставка тяжелого КА на исходную орбиту и обеспечение его движения перед выполнением задачи. Рассматривалась возможность вывода в космос как МБ совместно с КА в грузовом транспортном контейнере (ГТК) РН «Энергия», так и с помощью раздельного вывода МБ и КА в грузовом отсеке орбитального корабля (ОК) «Буран» или под обтекателем РН «Протон» (с последующей стыковкой МБ с КА). Предусматривался режим ожидания с выключенной ЯЭУ без ограничения времени и многоразовость пуска, в т. ч. для выполнения маневра фазирования при отмене пуска КА для последующей стыковки с МБ. После окончания функционирования требовалось обеспечить увод МБ (или только ЯЭУ) на орбиту высвечивания для спада накопленной активности реактора.

Общий вид одной из модификаций МБ «Геркулес» приведен на рис. 1, а его основные проектные характеристики следующие:

 электрическая мощность на клеммах ЭРДУ, кВт

• удельный импульс ЭРДУ, м/с 30 000;

550:

- тяга ЭРДУ, кгс
 2,6;
- ресурс ЯЭУ и ЭРДУ, ч
 16 000;
- рабочее тело ЭРДУ ксенон;
- масса (сухая) буксира, т 14,5...15,7.



Рис. 1. Внешний вид межорбитального буксира «Геркулес» с продольным вектором тяги

В рамках технических предложений была обоснована возможность совершать взаимное маневрирование автоматических КА и МБ с работающей ЯЭУ не только внутри теневого конуса (без ограничения времени стыковки), но и вне его. Было показано, что на расстоянии 100 м от реактора в течение 1 ч радиационная доза на оборудовании КА не превысит 1% от допустимых значений (по нейтронам 10¹² нейтрон/с; по гамма-квантам 10⁶ рад), что не должно приводить к затруднениям при стыковках КА с МБ при работающей ЯЭУ.

В 1986 г. вышло специальное постановление Правительства СССР о масштабном развертывании работ по МБ «Геркулес» с ЯЭРДУ на основе термоэмиссионной ЯЭУ, выполнение которого не смогло быть реализовано в условиях распада Советского Союза.

Работы по термоэмиссионным ЯЭУ в 1990-е и начале 2000-х годов

С начала 90-х годов полномасштабное государственное финансирование работ по ЯЭУ и ЭРДУ МБ «Геркулес» было прекращено. Однако в РКК «Энергия» работы продолжались в рамках небольших НИР Российского космического агентства (сейчас -Роскосмос), а также при поддержке Минатом и Миннауки, но главным образом за счет собственных средств. Последнему способствовали сохранившийся (до 2002 г.) коллектив специалистов, а также наличие значительного задела по высокотемпературным материалам, готовым узлам, агрегатам и модулям ЯЭУ, испытательных стендов в работоспособном состоянии [3]. Финансирование внешних организаций стало невозможным, однако отдельные работы все же выполнялись в рамках научно-технического сотрудничества ряда организаций с РКК «Энергия».

В рамках НИР исследовались задачи определения перспективных областей использования ЯЭУ и ЯЭРДУ [4], увеличения длительности функционирования, поиска путей снижения сроков и стоимости отработки ЯЭУ, а также экспериментального подтверждения основных параметров, стендовой отработки основных узлов, агрегатов и модулей с проведением ресурсных испытаний.

В середине 90-х годов была обоснована возможность при сохранении принципиальных технических решений разработать ЯЭУ как меньшей (150...400 кВт), так и большей (1...1,5 МВт) электрической мощности. Проектные характеристики ЯЭУ мощностью 150 кВт следующие:

• количество модулей	12;
• электрическая мощность,	кВт
 в транспортном режиме 	150;
— в режиме энергопитания	
аппаратуры КА	40150;
• род тока	постоянный;
• напряжение, В	120;
• максимальная температура	

литиевого теплоносителя, °С 930;

ресурс, лет	не менее 5;
р ресурс, лет	не менее з

•	масс	ca,	Т	4	,5;

• длина, м 8,0;

• максимальный диаметр, м 3,5.

Параметры ядерно-энергетической установки выбраны с учетом доставки КА с ЯЭРДУ на радиационно-безопасную орбиту (РБО) высотой 800 км одним пуском РН класса «Протон» или разрабатываемых «Ангара-5» и «Русь-М». ЯЭУ и ЯЭРДУ такой мощности могут быть эффективно использованы в решении ряда космических задач, включая наблюдение Земли, очистку космоса от «мусора», создание системы защиты Земли от астероидной опасности и др. [4].

Учитывая наличие кооперации организаций, имеющих технологические и испытательные базы, предполагалось, что ЯЭУ электрической мощностью ~150 кВт может быть создана, испытана в наземных условиях и поставлена на летно-конструкторские испытания в относительно короткие сроки (в течение 8-10 лет после принятия решения).

Многоразовый МБ с ЯЭРДУ мощностью 1...1,5 МВт мог бы стать высокоэффективным межорбитальным транспортным средством для обеспечения больших грузопотоков при освоении Луны [5], которое по сравнению с разгонными блоками (РБ) на основе жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) позволит увеличить массу доставляемого на орбиту Луны неделимого полезного груза (ПГ) в 3-4 раза и снизить удельную стоимость транспортировки в 2-3 раза [6].

Были выполнены проектные оценки ядерно-энергетической установки с повышенными удельными характеристиками мощностью 5...10 МВт для энергодвигательного блока марсианского экспедиционного комплекса [7] при различных схемах экспедиции на Марс с условием использования в качестве средства выведения РН «Энергия» (табл. 1).

Таблица 1

Характеристика			Величина		
Индекс — число модулей	ТРП-37	ТРП-12	ТРП-19	ТРП-27	ТРП-7
Электрическая мощность, МВт	5	10	5	7,5	5
Выходное напряжение, кВ	0,22	1,3/2	0,22	0,22	1,3/2
Тепловая мощность, МВт	45	73,3	36,7	54,7	36,7
Отбросная мощность, МВт	39,1	62,3	31,2	46,5	31,2
Эффективная площадь XИ, м ²	539,7	863,9	419,5	564,5	419,5
Габариты ЯЭУ в стартовом положении:					
– макс. диаметр, м	5,5	5,5	5,5	5,5	5,5
— макс. длина, м	33,8	35	31,5	35	31,2
Габариты ЯЭУ в рабочем положении:					
— макс. диаметр, м	10,2	12,7	9,25	10,3	9,2
— макс. длина, м	33,8	43,1	31,5	35	31,2
Ресурс ЯЭУ, лет	до 1,5	до 1,5	до 1,5	до 1,5	до 1,5
Масса ЯЭУ, т	42,4	53,3	26,3	40	26,3
Относительная масса ЯЭУ, кг/кВт	8,48	5,3	5,26	5,3	5,26

Характеристики ЯЭУ мощностью 5...10 МВт для энергодвигательного блока марсианского экспедиционного корабля

Примечание: ХИ – холодильник-излучатель; ТРП – термоэмиссионный реактор-преобразователь.

Обоснование выбора основных технических решений ЯЭУ мощностью 500 кВт для МБ «Геркулес»

К началу работ по МБ «Геркулес» у коллектива специализированного комплекса РКК «Энергия» был обоснован выбор концепции ЯЭУ так же, как и ЯЭРДУ на основе ЯЭУ.

Результаты сравнительного анализа разработанных ранее проектов ЯЭУ с различными схемами преобразования (паротурбинного, газотурбинного и термоэмиссионного) тепловой энергии в электрическую показали преимущества ЯЭУ с термоэмиссионным реактором-преобразователем (ТРП). Это определило выбор термоэмиссионной ЯЭУ большой мощности в качестве источника электроэнергии для МБ, а также энергоемких КА по следующим причинам [1, 3]:

• простые тепловая и электрическая схемы;

• отсутствие движущихся частей, повышенный уровень надежности;

• отсутствие чувствительности к единичным точечным отказам;

• относительно простой запуск и останов, возможность многократного запуска, отсутствие временных ограничений между повторными запусками;

• более высокая, по сравнению с другими схемами преобразования, температура отвода тепла, не преобразованного в термодинамическом цикле, и, соответственно, существенно более компактный XИ; • потенциальные возможности по повышению КПД, удельных энергетических характеристик и нижней температуры термодинамического цикла и, следовательно, снижения удельной массы и габаритов ЯЭУ.

В качестве источника тепла и электроэнергии был выбран ТРП на быстрых нейтронах с замедляющим отражателем, который:

 практически не чувствителен к выбору материалов активной зоны, что обеспечивает высокие плотности электрической мощности и длительный ресурс электрогенерирующих сборок-каналов (ЭГК);

• за счет использования ниобиевого сплава в качестве коллектора ЭГК и конструкционного материала системы охлаждения, температура ХИ может быть выше на 250-300 °C по сравнению с ЯЭУ типа «Топаз» на основе конструкционных жаропрочных сплавов группы железа;

• может иметь отрицательные температурный и мощностной коэффициенты реактивности, что является одним из физических факторов обеспечения ядерной безопасности ЯЭУ.

В качестве теплоносителя был выбран практически не активируемый изотоп литий-7, а в качестве конструкционного материала реактора и системы охлаждения — разработанный РКК «Энергия» отечественный ниобиевый сплав НбЦУ (ниобий-цирконий-1%углерод-0,1%) с рабочей температурой более 1 200 °C [8, 9]. **Применение ниобия** в качестве основного конструкционного материала [8] позволяет создать технологичный и надежный термоэмиссионный ЭГК с пятислойным коллекторным пакетом с низким термическим сопротивлением, а высокая температура плавления ниобия повышает безопасность ЯЭУ при эксплуатации в космосе.

Применение изотопа литий-7 в качестве теплоносителя основной системы охлаждения (ОСО) ЯЭУ имеет следующие преимущества относительно других жидкометаллических теплоносителей [1]:

• высокая объемная теплоемкость лития и низкая упругость пара обеспечивают минимальную массу ОСО и низкие затраты электроэнергии на прокачку теплоносителя, которые на порядок ниже, чем при использовании натрия или эвтектики натрий–калий;

• литий-7 является слабо активирующимся теплоносителем (период полураспада 0,89 с), благодаря чему возможно использование одноконтурной схемы системы охлаждения, что снижает массу ЯЭУ примерно на 20% относительно двухконтурной схемы;

• твердый в исходном состоянии литий делает ЯЭУ более безопасной как на стадии наземной эксплуатации, так и при выведении в космос.

Модульная схема ТРП и системы охлаждения ЯЭУ были предложены РКК «Энергия» в процессе разработки МБ «Геркулес», что было признано рациональным решением проблемы создания мощной ЯЭУ [10]. Составляющие активную зону реактора ЭГК размещаются в герметичных ниобиевых корпусах (электрогенерирующих пакетах — ЭГП), например, 19 пакетов для ЯЭУ мощностью 300...500 кВт, каждый из которых имеет независимую литиевую систему охлаждения. Главными преимуществами модульной схемы ЯЭУ являются:

• на стадии создания — возможность полномасштабной отработки энергетической системы ЯЭУ при существующих экономических, производственных условиях и на доступной экспериментальной базе;

• развитие мощностей ЯЭУ до определенного предела может происходить преемственно, путем количественного увеличения числа унифицированных модулей.

Схема модуля на стапеле сборки ЯЭУ приведена на рис. 2.

Эффективность модульной сборки была проверена при реакторных экспериментах, которые показали сокращение времени модульной сборки ТРП примерно на порядок относительно сборки активной зоны из отдельных ЭГК [11].



Рис. 2. Общий вид модуля и схема его монтажа на ЯЭУ: 1 — электрогенерирующий пакет; 2 — электромагнитный насос; 3 — система поддержания давления теплоносителя; 4 — секция холодильника-излучателя; 5 — силовая конструкция ЯЭУ; 6 — радиационная защита

Проектные технические характеристики 10-модульной ЯЭУ (рис. 3) с ТРП на быстрых нейтронах, из 19 ЭГП, следующие:

• генерируемая ТРП электри-	
ческая мощность, кВт	630;
• полезная электрическая мощ-	
НОСТЬ	
– на номинальном режиме, кВт	550;
– в режиме длительного энер-	
госнабжения потребителей, кВт	100150;
• ресурс на номинальном ре-	
жиме, ч	16 000;
• ресурс в режиме длительного	
энергоснабжения, лет	до 5;
• длина, м	14,6;
– в т. ч. холодильника-излуча-	
теля	8;
• максимальный диаметр, м	3,8;
• поверхность холодильника-	
излучателя, м ²	88;
• полная масса ЯЭУ, кг	6 900;
В Т. Ч.:	
– термоэмиссионный реактор-	
преобразователь	1 920;
– радиационная защита	965;
– система охлажления	1 700:
– система электроснабжения	1 390:
• улельная масса, кг/кВт	12.55
	12,00.



Рис. 3. Общий вид и габаритные размеры ядерно-энергетической установки для межорбитального буксира «Геркулес»: 1 — термоэмиссионный реактор-преобразователь; 2 — теневая радиационная защита; 3 — блок электротехнического оборудования; 4 — холодильник-излучатель на основе тепловых труб

Габариты ЯЭУ выбирались с учетом возможности выведения МБ «Геркулес» на стартовую РБО высотой 500-800 км или в грузовом отсеке ОК «Буран», или посредством РН «Протон». Рассматривался также вариант ЯЭУ, выводимой (в составе: МБ «Геркулес» совместно с тяжелым КА) на рабочую орбиту в ГТК РН «Энергия». В этом случае максимальный диаметр ЯЭУ должен быть 5,5 м.

Результаты экспериментально-испытательных работ по термоэмиссионному реактору

Постановлениями Правительства по разработке МБ «Геркулес» предусматривалось создание экспериментально-испытательных баз, в т. ч. реакторных, а также материаловедческие, технологические и экспериментально-испытательные работы по агрегатам, узлам, модулям ЯЭУ и ЭРДУ, их поузловая и поагрегатная отработка с созданием полномасштабного макета модуля системы охлаждения и нейтронно-физического прототипа ТРП.

РКК «Энергия» под экспериментальную базу и испытательные стенды была отдана так называемая «третья территория» [1]. Реакторные испытательные базы создавались в специализированных организациях по техническому заданию (ТЗ) и с непосредственным участием специалистов РКК «Энергия» [12, 13].

Кратко рассмотрим основные и, как правило, уникальные, полученные впервые в отечественной и мировой практике, результаты технологических разработок и экспериментальных исследований и испытаний по программе создания ЯЭУ.

Лабораторные исследования термоэмиссионных преобразователей (ТЭП) как физического прибора проводились многими группами исследователей в разных организациях [14, 15, 16]. РКК «Энергия» в специально созданной лаборатории были выполнены экспериментальные исследования ТЭП, целью которых было обеспечение проектных работ исходными данными, включая зависимость генерируемой плотности электрической мощности *w* от температуры эмиттера $T_{_{3}}$ и коллектора $T_{_{K}}$ при принятой в проекте малой (0,25 мм) величине межэлектродного зазора (МЭЗ) электрогенерирующих элементов (ЭГЭ) (табл. 2).

Таблица 2

Результаты экспериментальных исследований ТЭП с высокой плотностью мощности

Материал эмиттера	$T_{_{\scriptscriptstyle 9}}$, °C	МЭЗ, мм	<i>w</i> , Вт/см ²
Мо, поликристалл	1 800	0,3	10
W (110)	1 750	0,2	20
W (110)	1 750	0,1	25
W (110)	1 900	0,15	36
W (ось (111))	2 130	0,12	60
W (110) + 1% Re	1 850	0,25	28

Была продемонстрирована устойчивая и воспроизводимая работа ТЭП в разрядном режиме при w = 10...20 Вт/см² и $T_{\kappa} = 1\,100...1\,300$ К [17]. Эти исследования обосновали выбор материала эмиттерной оболочки (монокристаллический вольфрам) ЭГЭ и позволили при проектировании определить оптимальные, с точки зрения минимума массы всей ЯЭУ, среднюю температуру (850 °C) и диапазон подогрева (100...150 °C) теплоносителя в ТРП.

Реакторные испытания многоэлементных термоэмиссионных ЭГК. Наиболее важным и дорогостоящим этапом создания и отработки одного из самых сложных узлов ТРП являются реакторные испытания ЭГК и их элементов и узлов [18, 19]. Эти испытания проводились на реакторах АМ (Государственный научный центр РФ – ФЭИ (ГНЦ РФ – ФЭИ), г. Обнинск) и ВВР-К (Институт ядерной физики Национального ядерного центра Республики Казахстан (ИЯФ НЯЦ РК)). Результаты испытаний более 60 ЭГК позволили [18, 19]:

• обосновать технологическую возможность создания многоэлементного ЭГК с жесткими габаритными ограничениями;

• обосновать возможность получения высоких плотностей мощности (w = 5...10 Вт/см²), в т. ч. при повышенных температурах коллектора ($T_{\kappa} = 750...900$ °C);

• исследовать ресурсоопределяющие процессы массопереноса диоксида урана в топливно-эмиттерном узле (ТЭУ) ЭГЭ.

Для отработки ЭГК применительно к ТРП на быстрых нейтронах РКК «Энергия» совместно с ИЯФ НЯЦ Казахстана была создана специализированная испытательная база на исследовательском реакторе ВВР-К (г. Алма-Ата) [13]. Реактор был модернизирован, в т. ч. увеличена тепловая мощность (с 2 до 10 МВт), в активной зоне создана центральная ячейка большого диаметра (144 мм), обеспечена возможность испытаний ЭГК в быстром спектре нейтронов (внутри секционированной камеры, заполняемой поглотителем тепловых нейтронов – *гелием-3* [20]) с последующим нейтронографическим контролем испытанного ЭГК [21].

Наиболее важными результатами разработки технологий, создания и реакторных испытаний ЭГК для ТРП разрабатываемой ЯЭУ являются:

1. Испытания многоэлементных ЭГК с наружным корпусом из ниобиевого сплава, в т. ч. с литиевым подслоем, при рабочих температурах корпуса 700...870 °С и плотности электрической мощности 3,5...6 Вт/см² с продолжительностью испытаний 1...1,5 года (табл. 3) [19, 22].

Таблица 3

Испытания термоэмиссионных ЭГК на реакторе AM по программе создания перспективных ТРП на быстрых нейтронах с повышенной плотностью электрической мощности

Инлекс испытательного	Год проведения	Число ЭГЭ	Материал электрода		Макс. плотность эл.	Длит. испы-	Прогноз
устройства	испытаний	в ЭГК	Эмиттер	Коллектор	мощности, Вт/см ²	тания, ч	ресурса, лет
КЭТ-49	1976-1978	8	W [111]	НбЦУ	3,0-4,0	10 870	—
КЭТ-72	1984-1985	14	W [111]	НбЦУ	5,8 (Li)	2 000	—
КЭТ-85	1986-1988	2×10	W [111]	НбЦУ	3,5 (NaK)	2 370	4
КЭТ-86	1986-1988	2×10	W [111]	НбЦУ	3,5 (NaK)	1 808	7
КЭТ-87	1991	2×10	W [111]	НбЦУ	3,5 (NaK)	14 000	5
КЭТ-90	1990-1991	14	W [111]	НбЦУ	4,5 (Li)	8 600	>2

Примечания: 2 × 10 – два ЭГК по 10 ЭГЭ в каждом; (NaK), (Li) – испытания проводились в подслое жидкого натрий-калиевого или литиевого теплоносителя.

2. Результаты сравнительных испытаний в ячейке реактора с быстрым спектром нейтронов (в одном петлевом устройстве) четырех восьмиэлементных геометрически профилированных ЭГК с разными схемно-конструкционными решениями ТЭУ [23]. На рис. 4 приведены конструкции ЭГЭ, а на рис. 5 — нейтронографические снимки ЭГЭ испытанных ЭГК. 3. Требуемым условиям обеспечения ресурса в 5-7 лет (и более) удовлетворяет лишь предложенная и обоснованная РКК «Энергия» схема ЭГЭ с газоотводным устройством (ГОУ) в виде трубочки с жиклером. Для этой схемы показано образование центральной газовой поры, внутри которой располагается жиклер, свободный от конденсата топлива.



Рис. 4. Принципиальная схема четырех испытанных ЭГК с разными топливно-эмиттерными узлами: 1...8 — топливно-эмиттерный узел; 9 — оболочка корпуса; 10 — коллекторная изоляция; 11 — металло-керамический узел; 12 — токовывод; 13 — коммутационная перемычка; 14 — коллектор; 15 — дистанционатор; 16 — топливная таблетка; 17 — газоотводное устройство (ГОУ); 18 — экран; 19 вольфрамовые диски; 20 — торцевая крышка; 21 — клапанное ГОУ; 22 — экраны лабиринтного ГОУ Примечание: объемная доля диоксида урана в ТЭУ — 75-80%.



Рис. 5. Нейтронограммы электрогенерирующих элементов, испытанных в реакторе четырех ЭГК: а — двух верхних ЭГЭ; 6 — двух центральных ЭГЭ

4. Важными являются результаты создания (совместно с Сухумским физико-техническим институтом — СФТИ) и испытаний ЭГК, отличающегося от штатного практически лишь длиной и числом ЭГЭ в ЭГК $N_{ЭГЭ}$ [24]. В табл. 4 приведены проектные параметры ЭГК для ТРП на быстрых нейтронах мощностью 500 кВт и результаты реакторных испытаний в быстром спектре нейтронов трех идентичных ЭГК. Проектные параметры ЭГК для термоэмиссионного реактора-преобразователя мощностью 500 кВт и характеристики трех испытанных ЭГК

Параметры	Проект	Индекс испытанного ЭГК			
	ТРП	510A1	510A2	510A3	
$N_{_{\Im\Gamma\Im}}$	1826	5	5	5	
Материалы:					
– эмиттера	W (110)	W (110)	W (110)	W (110)	
– сердечника	UO_2	UO_2	UO_2	UO_2	
– коллектора	Nb	Nb	Nb	Nb	
– изоляции	Al_2O_3	Al_2O_3	Al_2O_3	Al_2O_3	
–дистанцио- натора	Sc_2O_3	Sc_2O_3	Sc_2O_3	Sc_2O_3	
– корпуса	Nb	Nb	Nb	Nb	
Диаметр, мм:					
– эмиттера	10	10	10	10	
– сердечника	9	9	9	9	
– ЭГК	12,4	12,4	12,6	13,5	
МЭЗ, мм	0,25	0,3	0,3	0,3	
Толщина, мм:					
– коллектора	0,4	0,4	0,4	0,4	
– изоляции	0,25	0,25	0,25	0,25	
Длина ЭГЭ, мм	2560	33	33	33	
Расстояние между центра- ми ЭГЭ, мм	3570	40	40	40	
Расстояние между ЭГЭ, мм	10	10	10	10	
Длина ГОУ, мм	1530	15,2	15,2	15,2	
Сечение жиклера ГОУ, мм ²	_	0,01	0,0040,016	0,150,018	

5. Для проектов ЯЭУ мегаваттной мощности прошли реакторные испытания ЭГК с w = 10...14 Вт/см² при КПД до 14%. При максимальных значениях $T_{,3}$ 1 680 °С и 1 790 °С получены w = 7,75 и 9,0 Вт/см² при КПД 9,5 и 11,5% соответственно. Это достаточно высокие значения мощности при допустимых для обеспечения длительного ресурса температурах.

6. Комплексные исследования и испытания показали наличие материалов и обосновали технологическую возможность создания ТРП на быстрых нейтронах с электрической мощностью от нескольких сот киловатт до мегаватта при средней плотности электрической мощности 3...5 Вт/см² с КПД до 10%, а при 5...10 Вт/см² – с 10...14%. Экспериментально подтвержден заданный в ТЗ на МБ «Геркулес»

Таблица 4

ресурс в два года и прогнозируемый по этим испытаниям ресурс в пять лет.

Создание и исследование полномасштабных нейтронно-физических прототипов **ТРП на быстрых нейтронах.** На созданном ГНЦ РФ – ФЭИ с участием РКК «Энергия» исследовательском реакторе нулевой мощности ФС-1, в составе восьми испытанных реакторов с объемом активной зоны до 200 л, экспериментально обоснованы нейтроннофизические характеристики ТРП на быстрых нейтронах модульной конструкции [25, 26]. Первые реакторы (1970-1982 гг.) были исследовательскими и предназначались для изучения процессов в ТРП, обоснования выбора материалов и конструкций основных узлов и т.п. Последние три испытанных реактора с 19, 31, 37 моделями ЭГП полностью имитировали геометрию (диаметр и высоту активной зоны – АЗ), состав делящихся и конструкционных материалов, а также модульную структуру ТРП (рис. 6).



Рис. 6. Полномасштабный нейтронно-физический прототип термоэмиссионного реактора-преобразователя (реактор нулевой мощности): 1 — активная зона; 2 — модель ЭГП с 36 моделями ЭГК; 3 — боковой отражатель; 4 — поворотный цилиндр системы управления и защиты реактора

В табл. 5 приведены основные характеристики испытанных прототипов ТРП как модульной, так и моноблочной конструкций.

Результаты реакторных исследований способов выравнивания распределения энерго-

Таблица 5

0	Реакторные сборки					
параметры	ФС-1-4.19	ФС-1-4.31	ФС-1- 4.37	ФС-1-5.105		
Год начала испытаний	1985	1989	1990	1992		
Радиус АЗ <i>R</i> _{АЗ} , мм	195,7	248,5	271,5	194,5		
Высота АЗ, мм	815 ± 5	815 ± 5	815 ± 5	815 ± 5		
Объем АМ, л	98,7	158,0	189,0	8298		
Толщина бокового отража- теля, Δ _{отр} мм	137,3	175,0	150,0	150,0		
Толщина торцевого отража- теля, мм	154,5	154,5	154,5	154,5		
Высота боко- вого отража- теля, мм	1 172	1 172	1 172	1 172		
Число моду- лей, шт.	19	31	37	_		
Загрузка <i>ура- на-235</i> , кг	216,3	257,4	315,5	201215		





Рис. 7. Радиальные распределения энерговыделения в реакторных сборках ФС-1-2А, моделирующих варианты ТРІІ на быстрых нейтронах, при наличии (с ДЭ) или отсутствии (без ДЭ) делящегося экрана: $1 - 6e_3 ДЭ, \Delta_{omp} = 10, R_{A3} = 19; 2 - c$ $ДЭ, \Delta_{omp} = 10, R_{A3} = 19; 3 - 6e_3 ДЭ, \Delta_{omp} = 10, R_{A3} = 23; 4 - c ДЭ,$ $\Delta_{omp} = 10, R_{A3} = 23; 5 - 6e_3 ДЭ, \Delta_{omp} = 6, R_{A3} = 27; 6 - c ДЭ, \Delta_{omp} = 6,$ $R_{A3} = 19; 7 - c ДЭ, \Delta_{omp} = 6, R_{A3} = 19; 8 - 6e_3 ДЭ, \Delta_{omp} = 14, R_{A3} = 19;$ $9 - c ДЭ, \Delta_{omp} = 14, R_{A3} = 19$

Примечание: Δ_{omp} — толщина бокового отражателя, см; R_{A3} — радиус активной зоны, см; значки — экспериментальные точки.



Рис. 8. Распределение энерговыделения по высоте ЭГК в реакторной сборке ФС-1-2, моделирующей ТРП на быстрых нейтронах: 1 — в центре активной зоны; 2 — на периферии активной зоны

Примечание: значки — экспериментальные точки.

Важными результатами этих исследований является верификация созданных математических моделей расчета ТРП.

Экспериментальное обоснование ядерной безопасности реактора ЯЭУ. Обеспечение ядерной безопасности (ЯБ) — одно из принципиальных условий возможности создания космических ЯЭУ [27]. В реакторных экспериментах продемонстрировано [28], что на всех этапах модульной сборки ТРП остается в безопасном подкритическом состоянии (эффективный коэффициент размножения нейтронов $k_{_{3\phi}} < 0,99$), и выполняются все требования основных нормативных документов, регламентирующих обеспечение ЯБ ТРП и ЯЭУ в целом. Эффективность системы из 12-ти рабочих органов (РО) системы управления и защиты (СУЗ) является значительной по величине (более 10%). Введение 12-ти РО в реактор переводит его в глубоко подкритическое состояние ($k_{_{3\phi}} < 0.9$). Внешнее окружение бокового отражателя слоем воды (имитация аварии с РН или РБ при выведении в космос и падения ТРП в воду) приводит к увеличению исходного значения $k_{_{2\Phi}}$, однако реактор остается в глубоко подкритическом состоянии ($k_{s\phi} < 0.93$). Во всем диапазоне изменений $k_{s\phi}$ реактора от 1,00 (критическое состояние) до 0 (полностью разгруженная реакторная сборка) наблюдается хорошее согласие измеренных и полученных в расчете значений $k_{_{3\phi}}$. Эксперимент показал, что сборка ТРП из отдельных модулей полностью соответствует действующим нормативным документам по обеспечению ядерной и радиационной безопасности [28].

Результаты экспериментально-испытательных работ по агрегатам и модулям литиевой системы охлаждения ЯЭУ

Создание и испытания литий-ниобиевых контуров высокотемпературной системы охлаждения ЯЭУ. Для отработки литий-ниобиевой технологии в РКК «Энергия» было создано и испытано 20 материаловедческих и конструкторско-технологических литиевых контуров с рабочей температурой 800...1 030 °С. Максимальная наработка одного контура с секцией ХИ с натрий-ниобиевыми тепловыми трубами (ТТ) длиной 4 000 мм составила 23 000 ч [29], что позволяет прогнозировать успешную работу литий-ниобиевых систем охлаждения на существенно более длительное время работы (10 лет и более), а при использовании специально разработанных для этих целей защитных покрытий — более 15 лет.

В составе литий-ниобиевых контуров был испытан ряд стендовых образцов системы охлаждения ЯЭУ, включая полноразмерные имитаторы ЭГП (модули) ТРП различной конструкции [30], натрий-ниобиевые ТТ длиной от 1 800 до 4 000 мм и секции ХИ из них [31], электромагнитные насосы (ЭМН) [32], датчики для измерения температуры, давления и расхода жидкого лития [33], компенсационные и заправочно-сливные емкости, трубопроводы. Исследовались пусковые режимы и характеристики в процессе разогрева и плавления лития в агрегатах и коммуникациях контуров [34]. В реакторных экспериментах были подтверждены радиационно-механическая прочность и ползучесть НбЦУ при интегральной дозе облучения нейтронами до 2·10²³ нейтрон/см²; коррозионная стойкость в литии; свариваемость, паяемость и требуемые свойства таких соединений; обрабатываемость (резание, гибка, штамповка).

Испытания контуров подтвердили основные проектно-конструкторские и технологические решения по всем агрегатам системы охлаждения ЯЭУ [35].

Создание и отработка ТТ холодильникаизлучателя ЯЭУ. Холодильник-излучатель основной системы охлаждения ЯЭУ выполняется из TT с натрием в качестве рабочего тела при рабочих температурах 850...950 °С. РКК «Энергия» были созданы теория и методы расчета, разработаны конструкции и технологии изготовления основных компонентов (корпусов, капиллярной структуры (КС), присоединительных элементов и др.), разработаны технологии и создано соответствующее оборудование для вакуумной подготовки, заправки и герметизации рабочего пространства [29]. Исследования ТТ с различными КС показали, что для высокотемпературных ХИ наилучшими свойствами обладает ТТ с КС в виде перфорированного экрана (ПЭ) с оптимальным размером отверстий d. Были разработаны и испытаны ТТ с КС, ориентированными на достижение максимальных значений теплопереноса (полной переносимой тепловой мощности Q и удельной мощности на единицу поперечного сечения q) при рабочих температурах $T_{\rm TT}$. В таких TT капиллярный напор ΔP может создаваться как отверстиями в экране

$$\Delta P = 4\sigma/d,\tag{1}$$

так и зазором б между внутренней стенкой и экраном

$$\Delta P = 2\sigma/\delta, \tag{2}$$

где σ — коэффициент поверхностного натяжения рабочего тела TT.

В составе контура (с литиевым обогревом зоны испарения) была испытана серия TT длиной 4 000 мм и переносимой одной TT тепловой мощностью до 60 кВт. Заключительным этапом было освоение мелкосерийного производства изготовленных из НбЦУ натриевых TT для комплектации экспериментальных секций XИ. При этом в качестве главного требования выступала надежность (устойчивость) эксплуатационных состояний TT.

Прошла ресурсные испытания в составе литиевого контура секция XII из 14 TT с плановой наработкой 10 750 ч при температуре греющего лития 850...950 °С [31]. Всего было создано, исследовано или испытано более 200 TT различных типоразмеров с диаметром $D_{\rm TT}$ от 28 до 48 мм и длиной $l_{\rm TT}$ до 8 м. Достигнутые показатели качества созданных TT приведены в табл. 6.

Таблица 6

Результаты испытаний тепловых труб холодильника-излучателя (материал – НбЦУ, теплоноситель – натрий)

			Показатели качества					
$\begin{bmatrix} D_{\text{TT}}, \\ \text{MM} \end{bmatrix} l_{\text{TT}},$	<i>l</i> _{тт} , м	КС, <i>d</i> , мкм	T _{max} , °C	<i>Q</i> _{тах} , кВт	$q_{ m max}$, Вт/см²	Время испыта- ний, ч	Число ТТ	
28	1,8	Сетка, 300	700	3,2	50	1 800	2	
18	0,7	ПЭ, 400600	850950	1,95	35	10 700	25	
12	0,7	ПЭ, 370	1 275	4,15	175	_	2	
48	1,8	ПЭ, 80170	950	19	50	6 500	10	
48	4,0	ПЭ, 5060	1 000	50	66	_	3	
48	0,96	ПЭ, 100	1 200	27	72	_	8	
48	4,0	ПЭ, 5060	860	39	52	10 240	3	
28	2,0	ПЭ, 150	930	8,3	52	7 700	54	
28	2,0	Два	930	8,3		_		
28	1,0- 1,5	слоя ПЭ, 150	1 050	9,1	57	_	3	

На рис. 9 приведены теоретические ограничения переносимой Q в соответствии с (1) и (2), а также результаты испытаний одиночной ТТ и такой же ТТ в составе секции ХИ (с учетом переизлучения соседних ТТ), причем ограничения Q при испытаниях были связаны с возможностью сброса тепла излучением с зоны конденсации ТТ ($Q \approx T^4$).



Рис. 9. Сравнение теории (1, 3) и результатов испытаний (2, 4) тепловых труб с двухслойным перфорированным экраном в зоне испарения: 1 — ограничение по (1); 2 — индивидуальные испытания ТТ ($Q \approx T^{i}$); 3 — ограничение по (2); 4 — испытание TT в составе секции XИ в контуре ($Q \approx T^{i}$) Примечание; значки — экспериментальные точки.

Имеющийся опыт создания и экспериментальной отработки натриевых ТТ длиной 4 000 мм позволили обосновать возможность создания крупногабаритных натриевых ТТ диаметром до 150 мм и длиной до 20 м, обеспечивающих теплоперенос при температуре 930 °С в сотни киловатт (для ЯЭУ мегаваттного класса применительно к ЯЭРДУ МЭК). Создание крупногабаритных ТТ возможно только с функционально разделенной КС, обеспечивающей высокий капиллярный напор с одновременным низким гидравлическим сопротивлением переносу жидкой фазы теплоносителя из зоны конденсации в зону испарения. Этим требованиям отвечает мелкопористая КС внутренней поверхности корпуса ТТ и гидравлически соединенные с ней артерии (рис. 10).



Рис. 10. Поперечное сечение крупногабаритной артериальной тепловой трубы

Эффективность артериальной ТТ относительно классической определяется выражением [36]:

$$\frac{Q_{\text{apt}}}{Q_{\text{KT}}} = \frac{3}{32} \left(\frac{d}{\delta}\right)^3 N \frac{1 + \frac{32}{3} \left(\frac{\delta}{D}\right)^3}{1 + N \left(\frac{d}{D}\right)^3}$$

где $Q_{\rm арт}$ и $Q_{\rm кл}$ — полная переносимая тепловая мощность артериальной и классической TT соответственно; d — эквивалентный гидравлический диаметр канала жидкости или пара; N — количество артерий; D — диаметр парового канала. Такие крупногабаритные TT обеспечивают приемлемые массогабаритные характеристики ЯЭУ мегаваттного класса.

Разработка и испытания сепаратора радиогенного гелия. При течении литиевого теплоносителя в реакторе под воздействием нейтронов образуется гелий (а также неопасные растворяющиеся в литии водород и тритий). Гелий слабо растворяется в литии, и в циркуляционном контуре может происходить самопроизвольное выделение компактной фазы гелия, например, в виде газовых пузырей. Локализуясь на поверхности теплообмена и на всасывающей линии электромагнитного насоса (ЭМН), они способны нарушить работоспособность системы охлаждения. Поэтому в составе литиевого контура ЯЭУ необходим сепаратор радиогенного гелия, способный работать в условиях невесомости.

РКК «Энергия» в 90-е годы был предложен и отработан новый тип сепаратора — капиллярный [37, 38], в котором выделение гелия в газовую полость осуществляется путем диффузии из раствора гелия в литии (рис. 11).



Рис. 11. Капиллярный сепаратор гелия из литиевого теплоносителя: 1 — корпус; 2 — капиллярный затвор (рулон перфорированной фольги); 3 — капиллярная структура; 4 — газовая полость, заполненная смесью аргона (газ наддува) и отсепарированного гелия; 5 — капиллярный аккумулятор теплового расширения; 6 трубка системы подачи аргона (в эксперименте использовалась для отбора проб газа); 7 — металловойлочный капиллярный затвор; 8 — выходной патрубок лития; 9 — входной патрубок лития

Принцип действия сепаратора основан на использовании специальной КС, характерные размеры которой определяют малую длину диффузии атомов гелия в литии и малую постоянную времени выделения гелия из раствора гелия в литии [38].

Отработка сепаратора проводилась в составе литиевого контура (рис. 12). Пересыщенный раствор гелия в литии приготавливался путем циркуляции части расхода лития через сатуратор. Сепаратор на байпасной линии основного ЭМН испытывался при температуре 930 °C. Показано, что из пересыщенного раствора гелия в литии происходит выделение гелия в газовую фазу в результате концентрационной диффузии, минуя образование фазы микропузырьков.



Рис. 12. Схема эксперимента на макете модуля ЯЭУ по выделению гелия из литиевого теплоносителя: 1 — макет ЭГП (с электронагревом); 2 — нагнетатель сатуратора в виде двухканального ЭМН со встречным направлением пондеромоторной силы в каналах; 3 — сатуратор; 4 — ввод гелия; 5 — основной циркуляционный контур лития модуля; 6 — компенсатор; 7 — индикатор выделения гелия; 8 — измерительный накопитель аргон-гелиевой смеси; 9 — датчик давления; 10 — основной ЭМН; 11 — экспериментальный сепаратор гелия; 12 — электромагнитный дроссель (регулятор расхода лития через сепаратор); 13 — ТТ холодильника-излучателя модуля; 14 — теплообменный участок ТГ; 15 — датчик расхода теплоносителя

Разработанный капиллярный сепаратор в дальнейшем был дополнен капиллярным компенсатором расширения объема теплоносителя и стал сепаратором-компенсатором [39].

Разработка и испытания высокотемпературных электромагнитных насосов для перекачки литиевого теплоносителя. В результате комплексного решения проблем надежности, обеспечения силовым электропитанием и необходимости регулирования гидравлических параметров в системе теплоотвода ЯЭУ был выбран оптимальный вариант индукционный ЭМН переменного тока с линейным плоским рабочим каналом [32]. Наиболее сложной проблемой при разработке ЭМН было требование обеспечения перекачивания лития при температурах 830...1 000 °C в рабочем канале насоса.

В 1980-1999 гг. были изготовлены и испытаны в составе литиевых контуров 12 однотипных ЭМН, являющихся стендовым прототипом штатного ЭМН модуля ЯЭУ (рис. 13). Канал был изготовлен из НбЦУ, короткозамкнутые
шины — из молибдена. Базовыми материалами при изготовлении индукторной части послужили созданные по заказу РКК «Энергия» магнитомягкий материал, имеющий точку Кюри свыше 850 °C; обмоточный провод, стабильно работающий при 600 °C с возможностью перегрева до 700 °C; комплекс изоляционных и компаундированных материалов для пропитки катушек, изоляции пазов и компаундирования поверхности индукторов на рабочие температуры до 700 °C [32].



Рис. 13. Стендовый прототип электромагнитного насоса модуля ядерно-энергетической установки. Результаты испытаний: количество испытанных ЭМН – 12; температура перекачиваемого лития – 830...850 °С; частота тока – 400 Гц; максимальный ресурс испытаний одного ЭМН – 17 000 ч

Большой объем работ был выполнен и по другим типам ЭМН, в частности, по многоканальному блоку ЭМН с одной общей магнитной системой [29]. Насос представлял собой торообразную конструкцию, где расположены 12 рабочих каналов литий-ниобиевых контуров системы охлаждения двенадцатимодульной ЯЭУ (рис. 14).



Рис. 14. Многоканальный электромагнитный насос в составе экспериментального контура. Результаты испытаний: при моделировании отказов (отключении питания в 2-3 ЭМН из 12) обеспечивалась перекачка лития во всех контурах при пониженных расходах

Создание и испытания теплотехнического макета (ТТМ) модуля ЯЭУ. Особое значение имеют выполненные в 1994-1997 гг. испытания ТТМ — прототипа модуля литийниобиевой системы охлаждения (1/19 части ЯЭУ мощностью 500 кВт) с изготовленным в ГНЦ РФ-ФЭИ из НбЦУ полномасштабным макетом ЭГП с 36 электронагревателями, имитирующими тепловыделение в термоэмиссионных ЭГК [30], при полной комплектации агрегатов [29]. Конструкция ЭГП (модуля ТРП) приведена на рис. 15, а фотографии изготовленных ТТМ — на рис.16.



Рис. 15. Конструкция электрогенерирующего пакета (ЭГП) термоэмиссионного реактора-преобразователя: 1 — литиевая ТТ пусковой системы; 2 — ЭГК; 3 — ЭГП; 4 — корпус ЭГП; 5 — камера коммутационная; 6 — токовывод



Рис. 16. Полномасштабный теплотехнический макет электрогенерирующего пакета (модуля термоэмиссионного реактора-преобразователя): а — с 36 моделями ЭГК; 6 — макет в устройстве для испытаний с электронагревом

Примечание: Технологии: материал корпуса — НбЦУ; коллекторного пакета — Nb-Al₂O₃-Nb; размер под ключ 114 мм; длина активной части 815 мм. Результаты испытаний: многократные циклы плавление-замерзание лития; завершение плавления за время менее 3 ч; максимальная температура лития 930 °C; ресурс испытаний 8 860 ч; прогнозируемый ресурс — более 10 лет.

Испытания ТТМ в РКК «Энергия» проводились в высоковакуумной горизонтально расположенной цилиндрической камере с внутренним диаметром 1 900 мм и длиной 4 000 мм. Система вакуумной откачки позволяла получить остаточное давление в камере после обезгаживания объекта испытаний и внутренних поверхностей камеры 5·10⁻⁶...5·10⁻⁷ мм рт. ст.

ТТМ прошел испытания в РКК «Энергия» в составе литиевого контура с пусковой системой, сатуратором и сепаратором гелия (см. рис. 12). Одной из задач отработки ТТМ являлось исследование температурного состояния ЭГП в процессе запуска (плавления лития в полостях ЭГП) и на номинальных режимах работы. При выводе модуля на номинальную мощность неизотермичность в верхнем и среднем сечениях составляла 35...40 °С, а по высоте достигала 300 °С (рис. 17).



Рис. 17. Температурные поля в теплотехническом макете ЭГП при запуске: Т_{верх}, Т_{пих}, Т_{сер} — показания термопар вверху, внизу и в середине пакета; N_{III} — генерируемая электронагревателями тепловая мощность ТТМ

После испытаний ТТМ был препарирован с проведением металлографического анализа, причем исследования проводились параллельно РКК «Энергия» и ГНЦ РФ — ФЭИ. Лишь в одном месте пакета, а именно там, где при изготовлении была обнаружена течь с последующими сварными ремонтными работами уже полностью собранного ТТМ, остаточный ресурс составил 10 лет, во всех остальных местах ресурсные изменения не превысили допусков исходного материала (НбЦУ).

ТТМ был произведен в заводских условиях (опытном цехе ГНЦ РФ – ФЭИ) с изготовлением деталей на стандартном металлорежущем оборудовании. Тем самым было подтверждено, что выпускаемый (в 80-е годы) сортамент труб и прутков позволял изготовить все детали ЯЭУ модульной компоновки с использованием в качестве конструкционного материала ниобиевого сплава НбЦУ.

Разработка и испытания системы многократного цикла плавление -замерзание лития с легкоплавким Na-K-Cs-теплоносителем (с температурой плавления -80 °С). ТТМ с пусковым контуром, встроенным внутрь литиевого контура, и подводом тепла к Na-К-Сѕ-теплоносителю в ТТМ прошел испытания в РКК «Энергия» с многократными циклами плавления-замораживания лития в магистральных трубопроводах, подтвердив эффективность такой схемы запуска ЯЭУ [40]. На рис. 18 показано расположение трубопровода пусковой системы (ПС) в магистральном трубопроводе и коллекторе (теплообменнике) тепловой трубы ХИ, а на рис. 19 представлены температурные поля вдоль контура в процессе запуска.



Рис. 18. Расположение трубопроводов в испытанной пусковой системе (ПС): а — трубопровод ПС внутри магистрального трубопровода: 1 — трубопровод ПС; 2 — трубопровод основной системы охлаждения; 3 — участок расплавленного теплоносителя; 4 — участок нерасплавленного теплоносителя; 6 — трубопровод ПС внутри коллектора тепловой трубы холодильника-излучателя



Рис. 19. Температурные поля по длине литиевого контура в процессе разогрева и плавления в нем литиевого теплоносителя: время (ч) и подводимая тепловая мощность (кВт): 1 - 0 u 0.7; 2 - 1 u 0.7; 3 - 2 u 3; 4 - 3 u 3.3; 5 - 4 u 3.3

Пусковая система на основе тепловых труб. Отработанная ПС с Na-K-Csтеплоносителем не устраивала разработчиков, так как требовала для перекачивания теплоносителя специального ЭМН и дополнительных источников электроэнергии. РКК «Энергия» был предложен способ расплавления лития без затрат электроэнергии — за счет тепла реактора, переносимого из АЗ с помощью литиевой ТТ. Были разработаны, изготовлены и в 1997-98 гг. в условиях, моделирующих штатные условия эксплуатации, автономно испытаны длинномерные (более 3 м) литиевые ТТ из сплава НбЦУ в прямолинейном и криволинейном (два гиба под углом 90°) исполнениях для системы расплавления лития и многократного запуска и останова ЯЭУ [40]. ТТ обеспечивала фронтальное плавление лития в трубопроводах (рис. 20).



Рис. 20. Температурные поля по длине литиевой тепловой трубы длиной 3 300 мм в гнутом состоянии в зависимости от подводимой к ней тепловой мощности, кВт: 1, 2 - 0.4; 3 - 0.48; 4 - 0.71; 5 - 0.89; 6, 7 - 1.17; 8 - 1.75; 9, 10, 11, 12 - 2.34

В качестве оптимальной пусковой системы для космической ЯЭУ рекомендуется ПС на основе длинномерных ТТ с литием, зона испарения которых располагается в активной зоне ТРП, а зона конденсации проложена вдоль магистральных трубопроводов основной системы охлаждения.

Разработка и испытания высокотемпературного электротехнического оборудования ЯЭУ

Повышающий трансформатор. ТРП является низковольтным источником тока (125 В), а основной потребитель МБ «Геркулес» — ЭРДУ (при использовании ЭРД типа двигателя с анодным слоем (ДАС)) — требует напряжения до нескольких киловольт. Поэтому в ЯЭУ предусмотрена система преобразования тока с трансформатором, который, как и все оборудование ЯЭУ, должен быть высокотемпературным. Был разработан, изготовлен и испытан стендовый прототип повышающего трансформатора (рис. 21).



Рис. 21. Стендовый прототип высокотемпературного трансформатора. Параметры: магнитный материал — кобальтовый сплав; проводниковый материал — композит (внутриокисленная медь); рабочая температура 800 °C; масса — 23,1 кг, габарит — 250 мм. Результаты испытаний: напряжение: 120/3 000 В; рабочая температура — до 800 °C; передаваемая электрическая мощность при частоте 1 000 Гц — до 30 кВт, при 3 000 Гц — до 90 кВт

Кроме трансформатора были созданы и испытаны плазменные ключевые элементы и выпрямители, работающие при оптимальных температурах порядка 600 °С [41, 42].

Короткозамыкатель. Для ТРП опасным является разрыв цепи вследствие существенного повышения температуры эмиттера ЭГК при отсутствии электронного охлаждения. Поэтому в электрической схеме ЯЭУ предусмотрен короткозамыкатель (КЗ), обеспечивающий защиту реактора, который также необходим в процессе пуска при заполнении модулей ТРП паром цезия. Были разработаны несколько экспериментальных конструкций КЗ. Проектные параметры для одного из них: контактная пара — композит вольфрам-олово; рабочая температура — 600...700 °С; масса 19,1 кг; удельная масса системы — 4-5 кг/кА; габариты — 280х260 мм. Результаты испытаний: ток — 8 кА; время срабатывания — 0,16 с; число циклов — 380; потери напряжения — 0,1 мВ (0,5 Вт).

О возможности создания термоэмиссионной ЯЭУ с ресурсом 10...15 лет

Результаты технологических, экспериментальных и испытательных работ по термоэмиссионной ЯЭУ, выполненные к концу 80-х годов, обосновали возможность создания ЯЭУ мощностью 500...1 000 кВт с ресурсом 3...5 лет. Критическим звеном с точки зрения ресурса было создание термоэмиссионного ЭГК, причем одним из основных ресурсоопределяющих процессов было распухание топлива (диоксида урана) с последующей деформацией эмиттерной оболочки. РКК «Энергия» обеспечение ресурса при повышенных плотностях мощности достигалось следующими принципиальными техническими решениями, обоснованными при реакторных испытаниях ЭГК:

• организованным выводом газообразных продуктов деления из ТЭУ через ГОУ в виде трубочки с жиклером;

• обеспечением объемной доли оксида урана в сердечнике менее 70%, что при $T_{_{3}}$ 1 700...1 750 °C обеспечивало распухание топлива в направлении внутренней части центральной газовой поры сердечника и, соответственно, замедление деформации эмиттерной оболочки.

Для таких ЭГК с помощью моделей, верифицированных на основе нейтронографических исследований испытанных ЭГК, прогнозировался ресурс не менее 5 лет. Для дальнейшего увеличения ресурса ЭГК необходимо было снизить скорость ползучести материала эмиттерной оболочки. Эта задача была решена за последние 20-25 лет в НИИ НПО «Луч» ГК «Росатом», где была создана технология легирования монокристалла вольфрама ниобием со снижением скорости ползучести полученного монокристаллического сплава вольфрама относительно монокристалла вольфрама на 4-5 порядков. Это позволяет существенно увеличить ресурс ЭГК. На рис. 22 приведены расчетные ресурсно-энергетические характеристики разработанного в НИИ НПО «Луч» ЭГК с эмиттером из монокристалла вольфрама (W_{моно}), использованном в 1980-е годы при испытаниях ЭГК, а также с эмиттером из созданных сплавов W-Nb с различной степенью упрочнения (массовой долей легирования вольфрама ниобием) — с 0,75% Nb (разработка 2000 г.) и с 1% Nb (разработка 2009 г.).

Видно, что уже при массовой доле Nb в сплаве порядка 1% достигается ресурс более 10 лет.

Использование такого сплава позволяет полностью снять проблему деформации эмиттерной оболочки за счет газового распухания топливного сердечника, т.е. обеспечить по этому фактору ресурс в 10-15 лет и, возможно, более.



Рис. 22. Прогнозируемое значение ресурса электрогенерирующего канала термоэмиссионного реактора-преобразователя

Применительно к ресурсу в 10-15 лет необходимо в коллекторном пакете Nb-Al₂O₃-Nb-Al₂O₃-Nb заменить Al₂O₃ на Y₂O₃. Для компенсации избыточного исходного запаса реактивности реактора необходимо будет ввести в состав материалов АЗ так называемые выгорающие поглотители нейтронов, эффективность применения которых была обоснована в процессе испытаний нейтронно-физического прототипа ТРП. Повышение эффективности органов регулирования может быть достигнуто за счет введения уже в активную зону дополнительных органов регулирования аналогично введению испытанных стержней безопасности.

Повышение ЯБ ТРП на быстрых нейтронах при авариях РН с попаданием реактора любого объема в водородосодержащую среду (вода, водородное топливо) обеспечивается пассивными средствами в виде введенных в материалы активной зоны резонансных поглотителей нейтронов (гафний, рений, гадолиний, эрбий), эффективность использования которых проверена экспериментально.

Работы по электроракетной двигательной установке

Выполненные к началу 1960-х годов проектно-баллистические исследования показали перспективность разработки ЯЭРДУ мегаваттной мощности для межпланетных перелетов в связи с их высокой экономичностью [1]. В РКК «Энергия» выбор был сделан в пользу магнитоплазмодинамического электроракетного двигателя с собственным магнитным полем электрической мошностью 0,5...1,0 МВт. К его достоинствам, помимо высокой плотности тяги, можно отнести большую электрическую мощность единичного ЭРД в сочетании с высокими значениями удельного импульса и КПД при возможности непосредственной стыковки (без преобразователя напряжения) с термоэмиссионной ЯЭУ. Такой ЭРД был создан и испытан [2] (рис. 23). Следует подчеркнуть, что до сих пор еще никто не превзошел достижений РКК «Энергия» ни по мощности МПД двигателя при длительной работе на стационарном режиме, ни по полученным характеристикам, ни по ресурсу.



Рис. 23. Магнитоплазмодинамический электроракетный двигатель в вакуумной камере. Результаты испытаний: подводимая электрическая мощность 500 кВт; рабочее тело — литий; удельный импульс 55 км/с; КПД 0,55; ресурс — почти 500 ч (прекращение испытаний из-за отказа стенда)

Однако МПД двигатель имеет высокие характеристики лишь при большой единичной мощности. Поэтому в технических предложениях для ЭРДУ МБ «Геркулес» было признано целесообразным использовать холловский двигатель типа ДАС [43].

Основным преимуществом ЭРД перед ЖРД является высокое значение удельного импульса

$$F_{\rm yg} = F/G,$$

где F — тяга, а G — расход рабочего тела. Если ЖРД имеет удельный импульс 3...4,5 км/с, то ЭРД для межпланетных задач — 40...60 км/с. Это сокращает количество рабочего тела для выполнения полетной задачи, и, следовательно,

позволяет значительно увеличить массу полезной нагрузки.

Для проектируемого МБ «Геркулес» РКК «Энергия» впервые в мире был разработан и изготовлен двухступенчатый ДАС с радиационным охлаждением на металлическом рабочем теле мощностью порядка 30 кВт (рис. 24).



Рис. 24. Холловский электроракетный двигатель ДАС-200. Результаты испытаний (в ЦНИИмаш): подводимая мощность — 38 кВт; рабочее тело — висмут; удельный импульс — более 50 км/с

Проектные характеристики электроракетной двигательной установки МБ «Геркулес». Предусматривалось модульное построение ЭРДУ суммарной электрической мощностью 550 кВт в виде трех двигательных отсеков, каждый из которых содержит по 18 маршевых тяговых модулей (ТМ_{марш}) на основе ЭРД ДАС-200 и 4 управляющих (ТМ_{упр}) (табл. 7), а также бак объемом 5,9 м³, вмещающий 15 т ксенона. Система хранения и подачи рабочего тела предусматривала криогенное хранение ксенона при температуре –100 °С с общей заправкой ксенона до 38 т.

Таблица 7

Характеристики тяговых модулей

Параметр ТМ	ТМ	$\mathrm{TM}_{\mathrm{ynp}}$
Число ТМ	54	12
Тяга, гс	95,5	132
Удельный импульс, км/с	39,2	30,0
Количество включений	104	2.104
Количество одновременно работающих ТМ	18	_

Преимущества ксенона по сравнению с металлическими рабочими телами — отсутствие конденсации рабочего тела на наружной поверхности КА и ПГ. Однако использование ксенона в качестве рабочего тела ЭРДУ большой мощности и длительного ресурса вряд ли окажется возможным из-за ограниченного объема мировой добычи ксенона (порядка 20 т/год) и его высокой стоимости (порядка 2 500 долл./кг). Поэтому РКК «Энергия» для таких ЭРДУ в качестве рабочего тела ДАС предлагается использовать иод (рис. 25) [44].



Рис. 25. Двухступенчатый электроракетный двигатель ДАС на рабочем теле иод: 1 — разрядная камера; 2 — трубопровод; 3 — анод-газораспределитель; 4 — коллектор; 5 — катод первой ступени; 6 — катод второй ступени; 7 — полюсы; 8 — магнитная катушка; 9 — магнитопровод; 10 — термокатод; 11 — держатель; 12 — катодная тепловая труба; 13 — анодная тепловая труба; 14 — стартовый нагреватель; 15 — тепловые экраны

Заключение

В 1987 г. РКК «Энергия» было разработано техническое предложение межорбитального буксира «Геркулес» на основе термоэмиссионной ЯЭУ и электроракетных двигателей с анодным слоем ДАС-200. Материалы и основной объем разработки и испытаний были выполнены в 1970-80-х гг., однако ряд агрегатов был создан и испытан в 90-е и в начале 2000-х годов, т.е. работы по ЯЭУ большой мощности продолжались РКК «Энергия» и при ограниченном бюджетном финансировании.

Применительно к ЯЭУ модульной схемы по литий-ниобиевой технологии с термоэмиссионным реактором-преобразователем на быстрых нейтронах проведены следующие работы: • реакторные испытания многоэлементных термоэмиссионных ЭГК при рабочих температурах ниобиевого корпуса 700...900 °С и плотности электрической мощности 3,5...6 Вт/см² с продолжительностью испытаний до 1,5 лет. Прогнозируемый по результатам испытаний ресурс ЭГК — 4-7 лет;

• создан и исследован реактор — полномасштабный нейтронно-физический прототип ТРП модульной конструкции. Экспериментально обоснованы нейтроннофизические характеристики ТРП на быстрых нейтронах модульной конструкции и ядерная безопасность при сборке и при моделировании ситуаций, связанных с авариями РН;

• *разработан высокотемпературный* конструкционный материал — ниобиевый сплав НбЦУ, и освоено производство из него полуфабрикатов широкой номенклатуры;

• освоено изготовление агрегатов литиевой системы охлаждения ЯЭУ из проката ниобиевого сплава при рабочих температурах до 1 000 °C;

• освоено производство натриевых тепловых труб холодильника-излучателя длиной 1...4 м с рабочей температурой до 1 000 °С;

• созданы и испытаны электромагнитные насосы с температурой перекачиваемого лития до 900 °С;

• создан и испытан (с электронагревом) прототип модуля литий-ниобиевой системы охлаждения (1/19 части ЯЭУ мощностью 500 кВт) с полномасштабным макетом ЭГП с 36 электронагревателями и полной комплектацией агрегатов. По данным исследований, прогнозируемый ресурс высокотемпературной литий-ниобиевой системы охлаждения — не менее 10 лет;

• предложена и отработана конструкция капиллярного сепаратора радиогенного гелия в составе литиевого контура;

• разработаны и испытаны системы многократного цикла плавление – замерзание лития с незамерзающим в условиях космоса Na-K-Cs-теплоносителем и на основе литиевых тепловых труб;

• созданы новые проводниковые, изоляционные и магнитные материалы для высокотемпературных электротехнических агрегатов, работающих при температурах 700...900 °С. Изготовлены и испытаны образцы ряда высокотемпературных узлов и агрегатов, включая короткозамыкатели и плазменные преобразователи тока;

• применительно к электроракетной двигательной установке созданы и испытаны электроракетные двигатели: холловские типа ДАС электрической мощностью 25...50 кВт с удельным импульсом до 70 км/с и КПД 0,7 и магнитоплазмодинамический двигатель мощностью 500 кВт с удельным импульсом 5,5 км/с и КПД 0,6.

В целом современный уровень готовности для создания космической ЯЭУ (с термоэмиссионным реактором-преобразователем на быстрых нейтронах и литий-ниобиевой системой охлаждения электрической мощностью 150...500 кВт и более) и электроракетной двигательной установки на базе холловских двигателей (типа ДАС мощностью 25...50 кВт) может быть оценен как достаточно высокий. Состояние разработки ЯЭУ характеризуется созданием необходимой номенклатуры высокотемпературных материалов и завершением поэлементной отработки узлов и агрегатов из этих материалов при рабочих температурах с ресурсом до двух лет с прогнозируемым по этим результатам ресурсом 5-7 лет.

Список литературы

1. Сухов Ю.И., Синявский В.В. Обзор работ РКК «Энергия» им. С.П.Королева по термоэмиссионным ядерным энергетическим установкам большой мощности космического назначения // Ракетно-космическая техника. Труды. Сер.XII. Королев: РКК «Энергия», 2000. Вып. 3–4. С. 13–48.

2. Агеев В.П., Островский В.Г. Магнитоплазмодинамический двигатель большой мощности непрерывного действия на литии // Известия РАН. Энергетика. 2007. № 3. С. 82–95.

3. Синявский В.В. О работах РКК «Энергия» им. С.П. Королева в области создания ядерно-энергетических и ядерных электроракетных двигательных установок большой мощности // Ракетно-космическая техника. Труды. Сер. XII. Королев: РКК «Энергия», 2007. Вып. 1–2. С. 8–19.

4. Легостаев В.П., Лопота В.А., Синявский В.В. Эффективность применения космических ядерных энергетических и ядерных электроракетных двигательных установок // Космическая техника и технологии. 2013. № 1. С. 4–15.

5. Луна — шаг к технологиям освоения Солнечной системы. Под науч. ред. В.П. Легостаева и В.А. Лопоты. М.: РКК «Энергия», 2011.

6. Косенко А.Б., Синявский В.В. Техникоэкономическая эффективность использования многоразового межорбитального буксира на основе ядерной электроракетной двигательной установки для обеспечения больших грузопотоков при освоении Луны // Космическая техника и технологии. 2013. № 2. С. 72–84. 7. Агеев В.П., Быстров П.И., Горшков Л.А. и др. Энергодвигательный блок на основе термоэмиссионной ядерной электрореактивной двигательной установки для марсианского экспедиционного комплекса // Ракетнокосмическая техника: Научн.-техн. сб. Вып.1 (134). Ракетные двигатели и энергетические установки. Системы и средства бортовой энергетики. Изд-во НИИТП. 1992. С. 25–33.

8. Аракелов А.Г., Юдицкий В.Д. Литийниобиевая технология для космических энергоустановок на основе термоэмиссионного реактора-преобразователя // V межд. конф. «Ядерная энергетика в космосе». Подольск: НИИ НПО «Луч», 1999. С. 38–39.

9. Аракелов А.Г., Геков А.Ф., Минеева Л.В., Лукьянов А.Н. Ниобий как базовый конструкционный материал высокотемпературных космических ЯЭУ. Освоение ниобий-литиевой технологии // Тез. докл. на конф. «Ядерная энергетика в космосе. Материалы. Топливо». Подольск. 1993. С. 199.

10. Баканов Ю.А., Семенов Ю.П., Синявский В.В. и др. О выборе типа, структуры и размерности источника электроэнергии для электроракетного транспортного аппарата. // Ракетно-космическая техника. Труды. Сер. XII. Королев: РКК «Энергия», 1996. Вып. 2–3. С. 11–21.

11. Шестеркин А.Г., Овчаренко М.К., Синявский В.В., Тарасов В.А. Экспериментальное обоснование ядерной безопасности модульной сборки космической ядерно-энергетической установки // Известия РАН. Энергетика. 2007. № 4. С. 48–60.

12. Альмамбетов А.К., Меркурисов И.Х., Понимаш И.Д. и др. Экспериментально-технологическая база ГНЦ РФ Физико-энергетический институт для обоснования нейтронно-физических параметров и отработки технологий и узлов термоэмиссионных реакторов-преобразователей на быстрых нейтронах космических ЯЭУ большой мощности // Ракетно-космическая техника. Труды. Сер. XII. Королев: РКК «Энергия», 2003. Вып. 1–2. С. 183–196.

13. Бекмухамбетов Е.С., Бержатый В.И., Кузнецов И.М. и др. Универсальная петлевая установка реактора ВВР-К для испытаний термоэмиссионных преобразователей // ТВТ. 1975. Т. 13. № 4. С. 904–906.

14. Стаханов И.П., Степанов А.С., Пащенко В.П., Гуськов Ю.К. Плазменное термоэмиссионное преобразование энергии. М.: Атомиздат, 1968.

15. Термоэмиссионные преобразователи и низкотемпературная плазма / Под ред. Б.Я. Мойжеса и Г.Е. Пикуса. М.: Наука, 1973.

16. Кайбышев В.З. Термоэмиссия в космических ядерных энергоустановках. М.: Энергоатомиздат, 2008.

17. Сергеев Д.И., Титков А.С. Адсорбирующие электроды. М.: Энергоиздат, 1982.

18. Синявский В.В., Бержатый В.И., Маевский В.А., Петровский В.Г. Проектирование и испытания термоэмиссионных твэлов // М.: Атомиздат, 1981.

19. Синявский В.В. Методы и средства экспериментальных исследований и реакторных испытаний термоэмиссионных сборок // М.: Энергоатомиздат, 2000.

20. Аринкин Ф.М., Батырбеков Г.А., Бекмурзаева З.Б. и др. Устройство для изменений потока и спектра нейтронов в экспериментальном канале реактора. // Атомная энергия. 1976. Т. 40. Вып. 5. С. 415–417.

21. Григораш В.Ф., Карнаухов А.С., Карпейкин В.А. и др. Установка для нейтронной радиографии HP-31P // Вопросы атомной науки и техники. Сер. Радиационная техника. 1980. Вып. 19. С. 107–109.

22. Савлов Н.А., Рыжков А.Н., Купцов Г.А. и др. Разработка и экспериментальное обоснование конструкции и технологии ЭГК повышенных эффективности и ресурса // Избранные труды ФЭИ. 1996. Обнинск: Изд-во ФЭИ, 1997. С. 193–199.

23. Бекмухамбетов Е.С., Меркурисов И.Х., Синявский В.В. Сравнительные реакторные испытания в одном петлевом канале четырех ЭГК с различающимися топливно-эмиттерными газоотводными узлами // Известия РАН. Энергетика. 2009. № 4.

24. Синявский В.В., Цецхладзе Д.Л., Бекмухамбетов Е.С. и др. Разработка, создание и реакторные испытания электрогенерирующих сборок с жесткими габаритными ограничениями для термоэмиссионного реактора-преобразователя на быстрых нейтронах с высокой плотностью электрической мощности // Ракетно-космическая техника. Труды. Сер. XII. Королев: РКК «Энергия», 1995. Вып. 3–4. С. 96–105.

25. Альмамбетов А.К., Меркурисов И.Х., Шестеркин А.Г. и др. Экспериментально-технологическая база ГНЦ РФ Физико-энергетический институт для обоснования нейтронно-физических параметров и отработки технологий и узлов термоэмиссионных реакторов-преобразователей на быстрых нейтронах космических ЯЭУ большой мощности // Ракетно-космическая техника. Труды. Сер. XII. РКК «Энергия», 2003. Вып. 1–2. С. 183–196.

26. Овчаренко М.К., Синявский В.В., Шестеркин А.Г. Экспериментальные исследования распределения энерговыделения в

активной зоне термоэмиссионного реакторапреобразователя на быстрых нейтронах // Известия РАН. Энергетика. 2009. № 4. С. 145-158.

27. Овчаренко М.К., Синявский В.В., Шестеркин А.Г., Юдицкий В.Д. Обеспечение ядерной и радиационной безопасности при использовании ЯЭУ с термоэмиссионным реактором-преобразователем в составе космического аппарата // Известия РАН. Энергетика. 2003. № 4. С. 3–18.

28. Шестеркин А.Г., Овчаренко М.К., Синявский В.В., Тарасов В.А. Экспериментальное обоснование ядерной безопасности модульной сборки космической ядерно-энергетической установки // Известия РАН. Энергетика. 2007. № 4. С. 48–60.

29. Аракелов А.Г., Быстров П.И., Глазунов М.Г. и др. Разработка и испытания агрегатов высокотемпературной литий-ниобиевой системы охлаждения термоэмиссионной ЯЭУ космического назначения // РКТ. Ракетные двигатели и энергетические установки. Научн.-техн. сб. Вып. 3 (141). Системы и средства бортовой энергетики. НИИТП. 1993. С. 87–105.

30. Быстров П.И., Кириенко В.П., Купцов Г.А. и др. Разработка, изготовление и испытания полномасштабного имитатора электрогенерирующего пакета модульной космической ЯЭУ // Ракетно-космическая техника. Труды. Сер. XII. Королев: РКК «Энергия», 1996. Вып. 2–3. С. 64–77.

31. Arakelov A.G., Brovalsky Y.A., Bystrov P.I. e.a. Experimental radiator section with heat pipes. Creation experience, developmend work and life tests // In: Prog. Second Intern. Heat Pipe Conf. Bolonia, Italy. 1976. V. 1. P. 131–137.

32. Кирисик Е.М., Левин М.Н., Соболев В.Я. Экспериментальная отработка стендового прототипа электромагнитного насоса для перекачки литиевого теплоносителя космической ЯЭУ большой мощности // Ракетно-космическая техника. Труды. Сер. XII. Королев: РКК «Энергия», 1996. Вып. 2–3. С. 178–187.

33. Ефимов В.П., Левин М.Н. Методы градуировки и поверки высокотемпературных измерителей расхода и давления теплоносителя систем охлаждения ЯЭУ // Ракетнокосмическая техника. Сер. XII. Труды. Королев: РКК «Энергия», 1996. Вып. 2–3. С. 223–228.

34. Гончаров В.Ф., Грибков А.С., Попов А.Н. и др. Экспериментальные исследования системы плавления литиевого теплоносителя космических ядерных энергетических установок большой мощности // Известия РАН. Энергетика. 2009. № 3. С. 131–139.

35. Семенов Ю.П., Романов С.Ю., Соколов Б.А. и др. Результаты работ РКК «Энергия» по ядерным энергетическим и электроракетным двигательным установкам для решения транспортно-энергетических задач в космосе // Ядерная энергетика в космосе. Сб. докл. в 3-х томах. Т.1. М.: Изд-во НИКИЭТ. 2005. С. 52–67.

36. Грибков А.С. Крупногабаритные тепловые трубы для космической ядерной энергетической установки мегаваттной мощности // Известия РАН. Энергетика. 2013. № 4. С. 118–123.

37. Патент RU 2109544. В01D59/00, В01D59/20. Российская Федерация. Сепаратор радиогенного гелия. Юдицкий В.Д.; Яцышин В.А.; Синявский В.В.; заявитель и патентообладатель — ОАО РКК «Энергия»; заявка 96107029/25; приоритет от 11.04.1996. // Изобретения. 1998. № 12.

38. Юдицкий В.Д. Исследование капиллярного сепаратора для отделения радиогенного гелия, растворенного в литиевом теплоносителе // Известия РАН. Энергетика. 2003. № 4.

39. Патент RU 2176828. G21D1/02. Российская Федерация. Компенсатор расширения объема теплоносителя. Синявский В.В.; Юдицкий В.Д.; Яцышин В.А.; заявитель и патентообладатель — ОАО РКК «Энергия»; заявка 2000110479/06; приоритет от 24.04.2000. // Изобретения. 2001. № 34. 40. Гончаров В.Ф., Грибков А.С., Попов А.Н. и др. Экспериментальные исследования системы плавления литиевого теплоносителя космических ядерных энергетических установок большой мощности // Известия РАН. Энергетика. 2009. № 3. С. 131–139.

41. Пащина А.С., Троицкий С.Р. Сильноточные электроплазменные ключевые элементы для преобразователей ЯЭУ // Ракетно-космическая техника. Труды. Сер. XII. Королев: РКК «Энергия», 1998. Вып. 1–2. С. 238–253.

42. Гришин С.Д., Онуфриев В.В., Пекшев П.Ю. Особенности высокотемпературных плазменных преобразователей напряжения термоэмиссионного реактора для питания высоковольтных ЭРДУ // Ракетно-космическая техника. Труды. Сер. XII. Королев: РКК «Энергия», 1998. Вып. 1–2. С. 254–268.

43. Островский В.Г., Сухов Ю.И. Разработка, создание и эксплуатация ЭРД и ЭРДУ в ОКБ-1 – ЦКБЭМ – НПО «Энергия» – РКК «Энергия» (1958 – 2010) // Ракетно-космическая техника. Труды. Сер. XII. Королев: РКК «Энергия», 2011. Вып. 3–4.

44. Островский В.Г., Смоленцев А.А., Соколов Б.А., Черашев Д.В. Электроракетная двигательная установка на основе двигателей с замкнутым дрейфом электронов на иоде // Космическая техника и технологии. 2013. № 2. С. 42–52.

Статья поступила в редакцию 10.10.2013 г.

УДК 629.786.2.082.6:661.937

ДЛИТЕЛЬНОЕ ХРАНЕНИЕ ЖИДКОГО КИСЛОРОДА В БАКЕ ОБЪЕДИНЕННОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ ОРБИТАЛЬНОГО КОРАБЛЯ «БУРАН»

© 2013 г. Смоленцев А.А., Соколов Б.А., Туманин Е.Н.

ОАО «Ракетно-космическая корпорация "Энергия" имени С.П. Королёва» (РКК «Энергия») Ул. Ленина, 4А, г. Королёв, Московская область, Россия, 141070, *e-mail: post@rsce.ru*

Приведены результаты выполненных РКК «Энергия» работ по обеспечению длительного (до 30 сут) хранения жидкого кислорода в баке окислителя объединенной двигательной установки орбитального корабля «Буран» с использованием пассивных и активных средств термостатирования. Результаты исследований использовались при проектировании средств хранения криогенных компонентов при разработке темы «Мир-2». Пассивные средства термостатирования используются во вновь разрабатываемых изделиях РКК «Энергия».

Ключевые слова: длительное хранение, объединенная двигательная установка, кислородно-углеводородное топливо, орбитальный корабль «Буран», жидкий кислород.

LONG-TERM LIQUID OXYGEN STORAGE IN THE TANK OF THE INTEGRATED PROPULSION SYSTEM OF BURAN ORBITER

Smolentsev A.A., Sokolov B.A., Tumanin E.N.

S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia (RSC Energia) 4A Lenin Street, Korolev, Moscow region, 141070, Russia, e-mail: post@rsce.ru

The paper presents the results of RSC Energia studies aimed at assuring long-term (up to 30 days) storage of liquid oxygen in the oxidizer tank of the BURAN Orbiter Integrated Propulsion System using passive and active means of temperature control. The results of the studies were used in the design of hardware for storing cryogenic propellant components during Mir-2 project development. The passive thermal control equipment is used in the new RSC Energia products under development.

Key words: long-term storage, integrated propulsion system, oxygen-hydrocarbon propellant, Buran Orbiter, liquid oxygen.



СМОЛЕНЦЕВ А.А.



СОКОЛОВ Б.А.



ТУМАНИН Е.Н.

СМОЛЕНЦЕВ Александр Алексеевич — главный конструктор двигателей, двигательных и энергетических установок, руководитель НТЦ РКК «Энергия», e-mail: alexander.smolentsev@rsce.ru SMOLENTSEV Alexander Alekseevich — General Designer for propulsion and power systems, Head of STC at RSC Energia

СОКОЛОВ Борис Александрович — дтн, профессор, советник президента РКК «Энергия», e-mail: boris.sokolov@rsce.ru

SOKOLOV Boris Alexandrovich - Doctor of Science (Engineering), Professor, Adviser to the President of RSC Energia

ТУМАНИН Евгений Николаевич — ктн, заместитель начальника отдела, начальник сектора, e-mail: evgeny.tumanin@rsce.ru

TUMANIN Evgeny Nikolaevich – Candidate of Science (Engineering), Deputy Chief of Department, Chief of Sector at RSC Energia

При решении ряда космических задач необходимо обеспечить длительное хранение и функционирование заправленного топливом разгонного блока (РБ).

На практике для питания жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) РБ используются высококипящие компоненты топлива (КТ), такие как НДМГ+АТ, и топлива, окислителем которого является жидкий кислород.

Как правило, высококипящие компоненты топлива токсичны (предельно допустимая концентрация АТ-1, пентоборана, НДМГ ниже 0,01 мг/м³) и поэтому при производстве и эксплуатации ЖРД и ракет с такими КТ окружающей среде может быть нанесен огромный вред. В ряде стран принят закон, запрещающий производство и использование таких видов топлива [1].

Главный конструктор ОКБ-1 С.П. Королев отдавал предпочтение экологически чистому криогенному ракетному топливу, состоящему из жидкого кислорода и углеводородного горючего. Этой же позиции придерживались последующие руководители РКК «Энергия» В.П. Мишин, В.П. Глушко, а позднее Ю.П. Семенов и В.А. Лопота [2].

Во всех основных ракетах-носителях (Р-1, Р-2, Р-5, Р-9, РН-1, «Энергия») и разгонных блоках (Е, Л, Д, типа ДМ), разработанных в ОКБ-1 (позже ЦКБМ, НПО «Энергия»), используется топливо, окислителем в котором является жидкий кислород. Накопленный опыт использования жидкого кислорода позволил в 1976-1988 гг. разработать объединенную двигательную установку (ОДУ) орбитального корабля (ОК) «Буран». Основными конструкционными агрегатами ОДУ являются два сферических бака для жидкого кислорода и углеводородного горючего с общим запасом топлива ~17 000 кг, которые включают в себя средства заправки, термостатирования, наддува, отбора жидкости в невесомости, два двигателя орбитального маневрирования (ДОМ) с тягой 90 кН каждый, 38 vправляющих двигателей с тягой 4 кH и 8 двигателей точной ориентации с тягой 200 Н [3].

Впервые в мировой практике в двигательной установке, работающей в космосе в составе пилотируемого космического аппарата, использовался охлажденный до температуры 68±5 К криогенный окислитель — жидкий кислород.

Использование кислородно-углеводородного топлива в ОДУ позволило значительно

повысить энерговооруженность ОК «Буран», сделать его эксплуатацию более безопасной, что актуально и сегодня для пилотируемых транспортных систем.

В соответствии с условиями эксплуатации ОК «Буран» ОДУ должна была обеспечивать его функционирование в космических условиях в период до 30 сут. Для этого требовалось решить вопрос длительного хранения жидкого кислорода в баке окислителя ОДУ, обеспечив при этом для ДОМ и блоков газификации окислителя (БГО) необходимый диапазон рабочих температур.

Рассматривалось несколько вариантов тепловой защиты жидкого кислорода в баке ОДУ, а именно — использование пассивных и активных средств обеспечения теплового режима.

По результатам проработки различных вариантов, выполненных с учетом возможности технической реализации в заданные сроки создания изделия, было принято оптимальное решение — длительное хранение кислорода обеспечивать путем совместного проведения следующих мероприятий:

• начального глубокого охлаждения кислорода на стартовом комплексе (СК);

• совершенствования тепловой защиты бака окислителя [4];

• разработки активных средств обеспечения теплового режима жидкого кислорода;

• охлаждения жидкого кислорода с использованием холодильной машины.

Глубокое охлаждение кислорода на стартовом комплексе

Штатная работа ОДУ в космосе предусматривала использование жидкого кислорода с температурой 65±5 К, поэтому потребовалось обеспечить охлаждение в промышленных масштабах кислорода, необходимого для наземной отработки двигателей, систем ОДУ и заправки бака окислителя на старте.

Охлаждать жидкий кислород можно одним из двух способов — с использованием теплоты фазового перехода при откачке его пара или теплопередачей в теплообменнике при откачке пара хладагента.

Для получения малых количеств кислорода, охлажденного до температуры 58 К, используют способ откачивания пара кислорода до давления насыщения пара, равного 2-3 мм рт. ст. Но чтобы реализовать этот способ в промышленных масштабах, требовалось в сжатые сроки разработать, изготовить и отладить мощные и безопасные при работе с паром кислорода вакуумные насосы.

Однако такая схема не обеспечивала промышленного производства охлажденного кислорода, необходимого для стендовой отработки двигателей и агрегатов ОДУ, заправки бака на стартовой позиции (СП) и требовала больших материальных затрат.

Впервые Государственный институт азотной промышленности (ГИАП) и Уральский вагоностроительный завод рекомендовали охлаждать кислород до температуры 57 К путем откачки пара хладагента — смеси жидких кислорода и азота.

Предложенный хладагент обладал важными достоинствами. Во-первых, минимальной (в зависимости от состава) температурой замерзания ~50 К, во-вторых, охлаждение его до 57 К достигалось откачкой паров до разрежения, равного 18 мм рт. ст.

В 1983 г. по заданию РКК «Энергия» Уральский вагоностроительный завод изготовил установку охлаждения жидкого кислорода в промышленном масштабе с использованием хладагента. Отработка технологии получения охлажденного кислорода с помощью установки осуществлялась РКК «Энергия».

Анализ результатов экспериментальных исследований помог найти оптимальный исходный состав хладагента, позволивший упростить процесс охлаждения. На рис. 1 представлен процесс охлаждения кислорода, проведенный по оптимальной технологии, на котором приведена зависимость усредненной температуры жидкого кислорода T от времени откачки паров τ .



Рис. 1. Экспериментальная зависимость температуры жидкого кислорода от времени охлаждения: 1 — откачка паров хладагента (ХА) водокольцевым вакуумным насосом BBH2-50; 2 — подпитка ХА охлаждения; 3 — откачка паров ХА вакуумным насосом HB-500; 4, 5 — начало и конец подпитки ХА охлаждения

Эксплуатация разработанной промышленной системы охлаждения кислорода началась в 1985 г. и продолжалась до 1992 г. В табл. 1 представлено количество кислорода, охлажденного до 57-58 К [5] с использованием разработанной технологии.

КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА И ТЕХНОЛОГИИ № 3/2013

Таблица 1

Количество охлажденного кислорода согласно годам производства

Год	Количество охлажденного кислорода О ₂ , т	Количество циклов
1985	240	8
1986	550	17
1987	694	20
1988	1 087	41
1989	637	27
1990	630	18
1991	640	16
Всего	4 378	148

Аналогичные системы были смонтированы в Приморском филиале РКК «Энергия» для проведения стендовых огневых испытаний ОДУ и на СП космодрома «Байконур» для работ с ОДУ в составе ОК «Буран».

Таким образом, впервые было освоено охлаждение жидкого кислорода до 57-58 К в промышленных масштабах с применением нового хладагента, что позволило провести стендовую отработку агрегатов и ОДУ в целом в наземных условиях, обеспечить заправку ОДУ в составе ОК «Буран» и успешное выполнение ОК программы полета.

Тепловая защита бака окислителя ОДУ

К числу пассивных средств тепловой защиты жидкого кислорода в баке окислителя относятся тепловая изоляция и тепловые мосты, через которые «теплые» элементы конструкции соединяются с баком окислителя.

Баки космических разгонных блоков современных средств выведения полезных грузов, а также ОДУ ОК «Буран», с криогенными компонентами топлива на всех этапах эксплуатации имеют температуру ниже температуры окружающей среды. Возникает тепловой поток, который приводит к нагреву жидкого кислорода и возможной его потере. Чем хуже теплозащитные характеристики и больше перепад температур, тем больше тепловой поток, поступающий в бак.

При проектировании и конструировании тепловой защиты РБ уделяется особое внимание разработке новых конструкций и специальных конструкционных мер, направленных на улучшение теплозащитных характеристик бака. К ним следует отнести совершенствование известных марок теплоизоляций и разработку новых с лучшими теплозащитными характеристиками, разработку новых технологий сборки теплоизоляции, узлов с использованием низкотеплопроводных материалов в виде проставок (сплавы титана, углепластик, стеклопластик и пр.).

Следует отметить, что для ракеты-носителя с криогенными компонентами топлива вопрос тепловых характеристик тепловых мостов не очень актуален, так как тепловые потоки через них составляют менее 5% от суммарного теплового потока, проходящего через теплозащиту, в то время как для РБ это основная составляющая теплового потока к жидким криогенным компонентам топлива. По мере совершенствования конструкции теплоизоляции бака относительная доля теплового потока через термомосты увеличивается и достигает значения более 50%.

При разработке теплоизоляции бака окислителя ОДУ «Буран» появилось дополнительное требование: теплоизоляция должна выдерживать многоразовость использования и иметь возможность подвергаться ремонту при межполетном обслуживании ОДУ.

На поверхностях баков (холодная стенка) РБ устанавливаются агрегаты подачи топлива в двигатель, запорная арматура, ферма для крепления бака к блоку. К баку подходят трубопроводы пневмогидросистемы. Эти элементы проходят через теплоизоляцию с теплой стороны блока к холодной поверхности бака, температура которого определяется температурой криогенных компонентов топлива. На рис. 2 в качестве примера показан бак с жидким кислородом двигательной установки ОК «Буран».



Рис. 2. Бак для жидкого кислорода двигательной установки орбитального корабля «Буран»: 1 — бак диаметром ~2,7 м; 2 — клапаны; 3 — стержни силовой фермы; 4 — насос (2 шт.) для блока газогенерации; 5 — турбина; 6 — ферма крепления насоса блока газогенерации; 7 — бустерный турбонасосный агрегат окислителя; 8, 9 — клапаны средств заправки/слива

На поверхности бака размещены экранновакуумная теплоизоляция (ЭВТИ) с гермочехлом, 16 стержней фермы, два блока подачи окислителя, два блока газогенерации, четыре клапана. Все приведенные элементы конструкции рассматриваются как тепловые мосты, через которые тепло поступает в бак. Для уменьшения теплового потока мосты выполняются из специально разработанных материалов с низким коэффициентом теплопроводности.

Тепловая изоляция баков с криогенными компонентами топлива на основе многослойных структур. В настоящее время экранно-вакуумная теплоизоляция в условиях космического пространства — самая эффективная, поэтому она широко применяется в криогенной и космической технике. Несмотря на ее длительное практическое использование, материал и конструкция теплоизоляции постоянно изучаются и совершенствуются. Можно выделить основные пути совершенствования: использование новых материалов, входящих в состав ЭВТИ, разработка новых конструкционных решений теплоизоляции с учетом улучшения технологии ее нанесения на теплоизолируемую поверхность бака.

Пакет теплоизоляции состоит из пакета радиационных экранов, поверхность которых имеет низкую степень черноты. Экраны разделены прокладками с низким коэффициентом теплопроводности. Теплоизоляционный пакет можно представить как однородное тело, в котором тепло передается одновременно тремя способами: излучением, теплопроводностью по твердому телу и посредством молекул остаточного газа между экранами. Вклад каждой составляющей в суммарный тепловой поток различен и зависит от поля температур по толщине теплоизоляции, уровня остаточного давления газа в слоях теплоизоляции, плотности укладки слоев, степени черноты поверхностей экранов и др.

ЭВТИ для крупногабаритных баков, с учетом многоразового их использования, в том числе в космических условиях, имеет некоторые эксплуатационные преимущества по сравнению с изоляциями другого типа, но к технологии ее изготовления и сборки предъявляются повышенные требования. При изготовлении ЭВТИ следует учитывать конфигурацию изделия для того, чтобы обеспечить минимальные зазоры между теплоизоляцией и поверхностью.

Изготовление пакета ЭВТИ состоит из следующих операций: перфорация пленки, дублирование пленки с прокладкой, сварка пленки, раскрой, изготовление ЭВТИ в виде матов и панелей.

Элементы теплоизоляции (пленка и прокладка) собираются в панели, которые крепятся между собой с помощью кнопок. Сборка ЭВТИ по технологии РКК «Энергия» производится в следующем порядке. Сначала кладут заготовку пленки толщиной 20 мкм, далее восемь слоев прокладочного материала, чередуя с семью слоями пленки толщиной 5 мкм. После этого кладут слой пленки толщиной 12 мкм, далее — еще восемь слоев прокладочного материала, чередуя с семью слоями пленки толщиной 5 мкм, и слой пленки толщиной 12 мкм. Затем кладут заданное количество слоев пленки толщиной 5 мкм, чередуя с прокладочным материалом. Покрывают панель заготовкой пленки толщиной 20 мкм. Собранные панели обрезают по контуру до заданных размеров и закрепляют технологическими скрепками. Панели по шаблонам прокалывают шилом и вставляют в них кнопки, фиксируя шайбой.

К поверхности бака и между собой панели крепятся текстильными застежками, как это показано на рис. 3.



Рис. 3. Конструкция мата теплоизоляции марки ЭВТИ-2РЛ: 1 — стенка бака; 2 — выступающий экран; 3–6 — пакеты теплоизоляции; 7 — слои ЭВТИ; 8 — текстильные застежки; 9 — семь обшитых теплоизоляционных слоев; 10 — экраны для перекрытия зазоров

Рассматривая пакет теплоизоляции как однородную дисперсную структуру, можно записать уравнение теплопроводности:

$$q = \frac{\lambda_{_{9\Phi}}}{\delta} (T_1 - T_2)$$

где $\lambda_{_{3\phi}}$ — эффективный коэффициент теплопроводности, $\lambda_{_{3\phi}} = \frac{1}{(T_1 - T_2)} \int_{_{i=1}^{n}}^{n} \lambda(T) dT; \delta$ — толщина пакета теплоизоляции; $(T_1 - T_2)$ — перепад температур на пакете теплоизоляции; $n \ (n = 0, 1, 2, ..., i)$ — количество слоев в пакете теплоизоляции; i — текущее значение слоя изоляции; λ — локальное значение коэффициента теплопроводности; T — текущее значение температуры i-го слоя изоляции.

Эффективный коэффициент теплопроводности в данном уравнении учитывает одновременно проводимость тепла по твердому телу и излучение при граничных температурах T_1 и T_2 . Увеличение давления между слоями теплоизоляции приводит к росту теплопереноса по остаточному газу и к увеличению суммарного теплового потока за счет этой составляющей теплового потока.

Для принятия решения об использовании той или иной марки ЭВТИ для теплоизоляции баков с криогенными компонентами топлива необходимо знать ее теплофизические и механические характеристики, разработать конструкционные и технологические решения. Фактический материал по этим вопросам может быть получен из экспериментальных исследований на лабораторных установках с последующим подтверждением характеристик на крупногабаритных емкостях и стендовых изделиях.

Перед проектантами стоял вопрос разработки ЭВТИ для бака окислителя ОДУ ОК «Буран», которая бы удовлетворяла новым требованиям по ее использованию. Такая теплоизоляция должна обладать возможностью сохранения массовых характеристик, теплофизических свойств при использовании на баках многократного применения, ремонтопригодности при межполетном обслуживании. Фактический выбор теплоизоляции осуществлялся исходя из анализа различных марок ЭВТИ, в том числе и вновь разработанных и исследованных РКК «Энергия» на лабораторных и крупномасштабных экспериментальных установках.

Исследовались образцы изоляционных конструкций на основе различных марок изоляции (ЭВТИ-2В, ЭВТИ-2П, ЭВТИ-2ПЛ, ЭВТИ-2Л, ЭВТИ-2РЛ). Образцы представляли собой часть реальной конструкции теплоизоляции, которая формируется непосредственно на поверхности калориметра из отдельных слоев изоляции (отражающих экранов и прокладок) при заданной толщине и при заданном числе экранов.

Ниже приведен состав различных марок ЭВТИ, которые отрабатывались РКК «Энергия» на лабораторных экспериментальных установках и внедрены для теплоизолирования баков окислителя существующих и разрабатываемых космических разгонных блоков, в том числе для бака окислителя ОДУ ОК «Буран»:

• ЭВТИ-2В — металлизированная с двух сторон пленка толщиной 5 мкм, продублированная с прокладками из стекловолокнистого холста, формированная на металлической сетке;

• ЭВТИ-2П — металлизированная с двух сторон пленка толщиной 5 мкм, гладкая, чередующаяся с прокладками из стекловолокнистого холста, формированного на металлической сетке. Два внешних экрана пакета — пленка, металлизированная с двух сторон, толщиной 20 мкм, формированная на металлической сетке;

• ЭВТИ-2Л — пленка, металлизированная с двух сторон, толщиной 5 мкм, гладкая, чередующаяся с прокладками из капронового сетеполотна;

• ЭВТИ-2ПЛ — металлизированная пленка толщиной 5 мкм, гладкая, чередующаяся с прокладками из капронового сетеполотна. Два внешних экрана пакета — пленка, металлизированная с двух сторон, толщиной 20 мкм, формированная на металлической сетке;

• ЭВТИ-2РЛ — разборная изоляция, металлизированная пленка толщиной 5 мкм, гладкая, чередующаяся с прокладками из капронового сетеполотна. Два внешних экрана из металлизированной пленки толщиной 20 км, формированной на металлической сетке.

Для выбора оптимальной марки изоляции, применительно к разрабатываемому баку ОДУ ОК «Буран», при исследовании образца изоляционной конструкции, необходимо было определить перепад температур на теплоизоляции, механические характеристики в свободном и обжатом состояниях, исследовать влияние плотности укладки слоев теплоизоляции на эффективный коэффициент теплопроводности и устойчивости пакета теплоизоляции к вибрационным нагрузкам, применительно к многоразовому ее использованию.

Анализ лабораторных исследований показал, что самыми приемлемыми теплоизоляциями, удовлетворяющими обоснованным требованиям, являются теплоизоляции вновь созданных марок ЭВТИ-2ПЛ и ЭВТИ-2РЛ.

Конструкция пакета теплоизоляции марки ЭВТИ-2РЛ приведена в работе [6]. Особенностью этой конструкции теплоизоляции, в отличие от ранее созданной теплоизоляции марки ЭВТИ-2П, является замена прокладки между экранами из стекловуали ЭВТИ-7 на вновь разработанную прокладку из капронового сетеполотна саржевого плетения ПКО-2.

Изменение коэффициента теплопроводности пакетов ЭВТИ в зависимости от плотности

№ 3/2013 КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА И ТЕХНОЛОГИИ

укладки, полученное в лабораторных исследованиях, приведено на рис. 4.



Рис. 4. Изменение коэффициента теплопроводности пакета ЭВТИ при различной плотности укладки: 1 — теоретическая зависимость; 2 — пакет из ЭВТИ-2П; 3 — пакет из ЭВТИ-2РЛ; 4 — пакет из ЭВТИ-2ПЛ Примечание: значки — экспериментальные точки.

При увеличении плотности укладки слоев возрастает количество радиационных экранов на единицу высоты, поэтому уменьшается радиационная составляющая теплового потока. При этом увеличиваются масса твердого тела, площадь контактов и количество экранов, что приводит к росту теплового потока к местам контактов. В итоге, при сложении составляющих, зависимость эффективного коэффициента теплопроводности λ_{эф} вакуумно-многослойных видов ЭВТИ от плотности укладки в зоне глубокого вакуума (~1·10⁻⁴ мм рт. ст.) имеет характерный минимум. При понижении температуры значение λ_{ab} в большей степени определяется коэффициентом теплопроводности твердого тела, поэтому минимальный тепловой поток наблюдается при меньших плотностях укладки.

В табл. 2 по результатам лабораторных исследований приведена удельная масса и эффективный коэффициент теплопроводности пакета из 25 слоев экранно-вакуумной теплоизоляции различных марок при плотности укладки 20 экр./см.

Таблица 2

Результаты лабораторных исследований экранно-вакуумной теплоизоляции

Марка изоляции	Удельная масса, г/м ²	$\lambda_{_{\! \! \! \! \! \! \! \! \! \! \! \! \! \! \! \! \! \! $
ЭВТИ-2В	362,8	$4,0.10^{-5}$
ЭВТИ-2П	411,2	3,6.10-5
ЭВТИ-2Л	324,4	$3,6 \cdot 10^{-5}$
ЭВТИ-2ПЛ	388,4	$3,6 \cdot 10^{-5}$
ЭВТИ-2РЛ	395,6	$3,6 \cdot 10^{-5}$

Дальнейшее исследование теплоизоляционных конструкций ЭВТИ осуществлялось на крупногабаритных баках, в т. ч. для РБ серии ДМ, ОДУ ОК «Буран» и разрабатываемых изделий, использующих в качестве компонентов топлива жидкие водород, кислород и пр.

Целью испытаний изоляционных конструкций на крупногабаритных емкостях были отработка технологии монтажа и демонтажа изоляционных конструкций на поверхностях крупногабаритных емкостей, определение влияния конструкций матов изоляции и количества слоев на изменение тепловых потоков, притекающих в криогенную емкость, определение эффективного коэффициента теплопроводности испытываемой изоляционной конструкции в заданном диапазоне температур.

На основании экспериментальных данных создавались конструкции теплоизоляции по технологии нанесения теплоизоляции на поверхность бака непосредственно к ОДУ.

Для решения указанных задач была создана экспериментальная установка, в состав которой входит крупногабаритная цилиндрическая криогенная емкость, неподвижно связанная через специальные термомосты с корпусом барокамеры. Перед испытаниями емкость заправлялась жидким азотом. В ходе испытаний в барокамере могло длительно обеспечиваться давление 10⁻¹...10⁻⁵ мм рт. ст.

Испытания проходили на баке с площадью наружной поверхности 30 м² и геометрическим объемом бака 10 м³ [7, 8].

Объектами испытаний на экспериментальной установке были габаритно-геометрические модификации изоляционных конструкций реальных криогенных емкостей, в т. ч. бака окислителя ОК «Буран».

Результаты экспериментального определения коэффициента теплопроводности конструкции теплоизоляции, выполненной на основе ЭВТИ-2ПЛ и ЭВТИ-2РЛ, представлены в табл. 3.

Таблица 3

Результаты экспериментального определения эффективного коэффициента теплопроводности конструкции теплоизоляции

Давление в полости барокамеры, мм рт. ст.	Удельный тепло- вой поток, Вт/м ²	λ _{эф} , Вт/(м·К)
(3,04,0).10-6	0,805	$7,32 \cdot 10^{-5}$
$(1,01,4) \cdot 10^{-3}$	0,990	$9,00.10^{-5}$
$1,0.10^{-2}$	6,800	$6,19 \cdot 10^{-4}$
11	136,000	$1,24 \cdot 10^{-2}$

Таким образом, РКК «Энергия» разработана, экспериментально отработана на лабораторных и крупногабаритных установках теплоизоляция многоразового использования марки ЭВТИ-2ПЛ и ЭВТИ-2РЛ, которая успешно, с заданными характеристиками, обеспечила хранение жидкого кислорода в баке окислителя при полете ОК «Буран».

Разработка активных средств обеспечения теплового режима жидкого кислорода в баке

Теплоизоляция бака окислителя и предварительное глубокое охлаждение жидкого кислорода на стартовом комплексе позволили, в зависимости от программы полета, хранить кислород в космических условиях в течение 8...19 сут без дополнительных средств поддержания теплового режима.

Если пассивные средства поддержания теплового режима себя исчерпывают или становятся менее эффективными по сравнению с другими способами хранения, необходимую температуру компонентов топлива можно обеспечить, используя активные средства термостатирования. К их числу следует отнести охлаждение с использованием теплоты фазового превращения одного из компонентов топлива (термодинамический дренаж), теплоты сублимации отвержденного газа (метана) или газовой криогенной машины (рис. 5).



Рис. 5. Принципиальные блок-схемы активных средств термостатирования: а – холодильная машина; б – термодинамический дренаж; в – сублимационный охладитель; А – бак окислителя; Б – бак горючего; 1 – холодильная машина; 2 – нагнетатели; 3 – контур термостатирования горючего; 4 – контур термостатирования кислорода; 5 – теплоизоляция; 6 – клапаны; 7 – сублиматоры; 8 – дроссель

Термодинамический дренаж предусматривает сброс в космическое пространство паров криогенного компонента топлива. Для этого на входе жидкости в теплообменник под капиллярным заборным устройством устанавливается дроссель. Теплообменник, находящийся на другой стороне бака, сообщается с вакуумом. В этих условиях жидкость выкипает в теплообменнике и отдает теплоту фазового перехода термостатируемому компоненту топлива в баке. В ОК «Буран» теплообменник был расположен на внутренней поверхности оболочки бака, что при его работе позволяло практически весь внешний тепловой поток компенсировать испаряющимся в теплообменнике жидким кислородом. При таком расположении теплообменника исключается существенная неравномерность температуры жидкости и конструкции оболочки бака и ограничивается неравномерное, относительно температуры жидкости в баке, повышение давления пара кислорода в газовом объеме.

Кислород в теплообменник забирался из нижней части отсека капиллярного заборного устройства (КЗУ) через два дозирующих устройства. Каждое дозирующее устройство обеспечивало расход кислорода, позволяющий на 80% снизить номинальное значение теплопритока к баку. Подключение одного или двух дозирующих устройств происходило по сигналам датчиков температуры, расположенных в отсеках КЗУ, и позволяло производить регулирование режима работы теплообменника в зависимости от температуры кислорода. С целью минимизации потерь жидкого кислорода на испарение было принято поддерживать температуру в диапазоне 87...90 К.

Однако поддержание температурного режима жидкого кислорода с помощью термодинамического дренажа приводит, в конце концов, к полной потере криогенного компонента топлива.

Использование твердого криоагента. Для поддержания температурного режима в баке с жидким кислородом можно, сохраняя массу криогенного топлива, сбрасывать в космический вакуум пары сублимирующего отвержденного газа. Преимуществом систем с твердым криоагентом является сравнительно простая конструкция сублиматора, а также относительная надежность и экономичность, так как отсутствуют движущиеся части и затраты энергии на работу сублиматора от систем блока или корабля в полете.

У многих веществ теплота фазового перехода при сублимации превышает скрытую теплоту испарения жидкого кислорода. Но необходимая тепловая эффективность может быть достигнута только в случае достаточного контакта бака с этим веществом. Как вариант рассматривалась связь сублимирующего вещества с кислородом через теплообменник, по которому с помощью нагнетателя циркулировал газообразный гелий.

В температурном диапазоне 65...90 К единственным близким к кислороду веществом является метан. При термостатировании с применением метана время хранения криогенной жидкости определяется запасом сублимирующего газа и не превышает 30 сут.

В качестве другого способа активного термостатирования было предложено рассмотреть использование холодильной машины, работающей от бортовых источников электроэнергии [4]. Такая машина имеет следующие составляющие: источник электрической энергии, электродвигатель холодильной машины, рефрижератор, циркуляционный контур с теплообменником в баке и нагнетателем, контур сброса тепла с системой циркуляции теплоносителя на излучатель или бак горючего, включая насос и его привод. Холодильная машина должна работать в космосе автономно и управляться от автоматики блока или корабля. К ней практически нет доступа, поэтому ее нельзя осмотреть и в случае необходимости отремонтировать. Исходя из этого, надежность функционирования холодильной машины должна быть очень высокой: отказ машины может привести к сокращению выполняемой программы.

Основным показателем эффективности использования активных средств термостатирования для поддержания необходимого температурного режима жидкого кислорода является величина потери массы в зависимости от времени функционирования блока в космосе. РКК «Энергия» применительно к существующему блоку был выполнен соответствующий анализ. На рис. 6 приведены результаты сравнения изменения масс $m_{\text{тек}}$ при применении одного из описанных способов термостатирования, с учетом и без учета затрат электроэнергии на термостатирование элементов конструкции, приборов, горючего.

В затраченную массу m_{ν} входят такие составляющие, как масса холодильной машины (сублимационного охладителя), элементы пневмогидросхемы, солнечные батареи, излучатели и пр. Из рис. 6 следует, что термостатирование с помощью холодильной машины после 3...6 сут пребывания блока в космосе имеет преимущества перед другими средствами термостатирования. Таким образом, наиболее эффективным средством поддержания температурного режима жидкого кислорода и теплового режима блока с точки зрения массовых затрат является холодильная машина, обеспечивающая термостатирование в течение всего времени ее работы. Ресурс холодильной машины может изменяться в пределах 4 000...20 000 ч.



Рис. 6. Графики сопоставления массовых затрат: а — без электроподогрева; б — с электроподогревом; 1 — термодинамический дренаж; 2 — сублимационный охладитель; 3 — холодильная машина; т_{тек} — изменение текущей массы; т_к — масса кислорода в баке (диаметр бака ~2,7 м) с дополнительными элементами конструкции

Использование холодильной машины в криогенных системах позволяет хранить жидкий кислород без потерь в течение времени, определяемого ресурсом холодильной машины, но при этом увеличивается масса системы за счет применения холодильной машины, источников питания, элементов пневмогидравлической системы, крепления. Суммарная масса такой системы определяется уравнением (1)

$$m = m_{\Im K} + m_{TM} + m_{o6} + m_{XM} + m_{MII},$$
 (1)

где $m_{
m _{ ЭK}}$ — масса элементов конструкции; $m_{
m _{ TH}}$ — масса теплоизоляции на баке; $m_{
m _{ of}}$ — масса емкости; $m_{
m _{ XM}}$ — масса холодильной машины; $m_{
m _{ HII}}$ — масса источников питания.

Для определения зависимости массы холодильной машины совместно с электроприводом от холодопроизводительности Q_0 и потребляемой мощности N были обработаны имеющиеся материалы, в результате чего получены следующие эмпирические зависимости:

$$m_{\rm XM} = 1,425 \ Q_0;$$
 (2)
 $m_{\rm XM} = 0,0504 \ N^{0,36} + 0,0639 \ N + 25.$

Уравнение (2) с хорошей точностью показывает зависимость массы холодильной машины от холодопроизводительности и потребляемой электрической мощности в диапазоне 40...150 Вт для температуры криостатирования 90 К.

Если считать холодопроизводительность холодильной машины равной тепловому потоку к баку, получаем

$$Q_{0} = Q_{\text{TM}} = \frac{4\pi\lambda_{\mathrm{ph}}(R + \delta_{\mathrm{TM}})^{2}K}{\delta_{\mathrm{TM}}} \Delta T, \qquad (3)$$

где $Q_{\rm TU}$ — тепловой поток через теплоизоляцию бака; R — радиус бака; $\delta_{\rm TU}$ — толщина теплоизоляции; K — коэффициент, учитывающий увеличение теплового потока через теплоизоляцию от наличия термомостов на баке (фермы, агрегаты питания и пр.); ΔT — перепад между температурой поверхности теплоизоляции и температурой стенки бака, заполненного компонентом топлива.

Группируем уравнения (2) и (3) и получаем массу холодильной машины

$$\begin{split} m_{\rm XM} &= 0,0504 \left[\frac{KF \lambda_{\rm sop} \Delta T}{\delta_{\rm TM} \xi} \right]^{0.36} + \\ &+ 0,0639 \frac{KF \lambda_{\rm sop} \Delta T}{\delta_{\rm TM} \xi} + 25, \end{split}$$

где *F* — площадь поверхности бака;
 ξ — КПД холодильной машины.

Масса источников питания $m_{\rm ип}$ может быть представлена уравнением

$$m_{\rm MII} = \frac{N}{q} \dot{m} = \frac{KF\lambda_{\rm sob}\Delta T}{\delta_{\rm TW}\xi q} \dot{m}$$

где *q* — удельная электропроизводительность источников питания; *m* — удельная масса источников питания.

Масса теплоизоляции на баке равна

$$m_{\rm TM} = 4\pi (R + \delta_{\rm TM})^2 \rho \delta_{\rm TM},$$

где р — плотность укладки теплоизоляции.

В уравнении (2) все члены зависят от толщины теплоизоляции δ_{TU} . Взяв производную по толщине теплоизоляции и приравняв ее к нулю, получим уравнение

$$A_{1} = A_{2} \frac{1}{\delta_{\mathrm{T} \mathrm{H}}^{1,36}} - A_{3} \frac{1}{\delta_{\mathrm{T} \mathrm{H}}^{2}},$$

где A_1 , A_2 , A_3 — коэффициенты, зависящие от теплофизических характеристик теплоизоляции и геометрии бака. Решая уравнение (2) численным методом, получаем оптимальную толщину теплоизоляции (рис. 7) для различных геометрических характеристик бака.



Рис. 7. Зависимость суммарных массовых затрат системы при термостатировании холодильной машины: a - om толщины теплоизоляции бака δ_{TH} : R = 1,5 м, R = 1,33 м, R = 1 м, R = 0,5 м; 1 - onтимальная толщина теплоизоляции при использовании холодильной машины; 6 - om радиуса сферического бака R: $\delta_{\text{TH}} = 0,02$ м, $\delta_{\text{TH}} = 0,04$ м, $\delta_{\text{TH}} = 0,06$ м, $\delta_{\text{TH}} = 0,08$ м, $\delta_{\text{TH}} = 0,1$ м; 2 - onтимальная масса холодильной машины для бака <math>R = 1,33 м

Как следует из рис. 7, оптимальная толщина теплоизоляции бака радиусом 1,33 м, что соответствует размеру бака окислителя ОДУ «Буран», составляет ~0,06 м, масса холодильной машины для поддержания температурного режима жидкого кислорода в баке составит ~200 кг.

Экспериментальная отработка тепловой защиты бака окислителя в составе теплового макета ОДУ «Буран»

Для подтверждения концепции и комплексной экспериментальной проверки эффективности реализованных средств пассивной и активной тепловой защиты бака окислителя был создан тепловой макет, в состав которого входили штатные элементы конструкции ОДУ.

Для проверки эффективности активных средств термостатирования в бак окислителя был установлен теплообменник длиной ~140 м и внутренним диаметром 10 мм. Теплообменник крепился к специальным панелям. Бак окислителя во время испытаний заправлялся жидким азотом.

Тепловой макет входил в состав экспериментальной установки, которая помещалась в термобарокамеру. При испытаниях в термобарокамере поддерживалось давление не выше, чем 1·10⁻³ мм рт. ст.

Холодильная машина гидравлическими трактами соединялась с теплообменником бака окислителя и баком горючего. В качестве рабочего тела в тракте теплообменника использовался газообразный гелий. Циркуляция гелия в теплообменнике осуществлялась турбонагнетателем, номинальная величина расхода гелия составляла 10,8 кг/ч.

Для проверки эффективности средств активного термостатирования испытания на каждом режиме осуществлялись в два этапа. На первом этапе после выхода теплоизоляции на стационарный режим при фиксированных внешних параметрах определялся внешний тепловой поток. Затем включалась холодильная машина, и после выхода на стационарный режим при тех же внешних параметрах определялся тепловой поток. По разнице тепловых потоков определялась эффективность холодильной машины.

В соответствии с анализом экспериментальных данных было получено, что тепловая защита обеспечила расчетный тепловой поток к баку окислителя, который составил ~90-100 Вт. Холодильная машина полностью компенсировала тепловой поток к баку окислителя и при реализации этого решения применительно к ОК «Буран» обеспечила бы длительное хранение жидкого кислорода в течение 30 сут полета.

Таким образом, разработанные и испытанные на экспериментальных установках, включая тепловой макет ОДУ, пассивные и активные средства тепловой защиты обеспечили хранение жидкого кислорода в баке ОДУ не менее 30 сут, что соответствовало условиям техзадания на разработку. Использование в качестве активного средства холодильной машины позволило увеличить время пребывания в космических условиях ОК «Буран» практически до времени выработки ресурса холодильной машины.

Выводы

РКК «Энергия» теоретически обоснована и экспериментально подтверждена на лабораторных, крупномасштабных испытательных установках и тепловом макете ОДУ возможность длительного (более 30 сут) хранения жидкого кислорода в баке в космических условиях с использованием разработанных пассивных и активных средств термостатирования. Показано, что при использовании только пассивных средств не может быть обеспечен срок хранения жидкого кислорода более 18 сут. Для увеличения этого срока оптимальным решением является использование холодильной машины, которая обеспечивает хранение жидкого кислорода в течение более 30 сут (согласно ресурсу холодильной машины).

Разработаны и прошли экспериментальную отработку новые экологически чистые теплоизоляции марок ЭВТИ-2ПЛ и ЭВТИ-2РЛ, которые в настоящий момент внедрены на РБ типа ДМ и вновь разрабатываемые изделия в РКК «Энергия».

Разработаны и экспериментально проверены средства обеспечения длительного теплового режима жидкого кислорода в баке с использованием термодинамического дренажа, сублиматоров и холодильных машин.

Список литературы

1. Жидкие ракетные топлива. М.: Химия, 1975.

2. Жидкостные ракетные двигатели, созданные ОКБ-1–ЦКБЭМ–НПО «Энергия»– РКК «Энергия» им. С.П. Королева: // Ракетно-космическая техника. Труды. Сер. XII. Королев: РКК «Энергия», 2009. Вып. 1–2.

3. Многоразовый орбитальный корабль «Буран». Под ред. чл.-кор. РАН Ю.П. Семенова и др. М.: 1995.

4. Туманин Е.Н. Длительное хранение жидких криогенных компонентов топлива в космических условиях // Ракетно-космическая техника. Труды. Сер. XII. Королев: РКК «Энергия», 2000. Вып. 1–2. С. 63–76.

5. Андреев Г.А. Система охлаждения жидкого кислорода до 58 К // Ракетно-космическая техника. Труды. Сер. XII. Королев: РКК «Энергия», 2000. Вып. 1–2. С. 347–353.

6. Туманин Е.Н., Наумов С.Ф. Проектирование и экспериментальная отработка теплоизоляции баков с криогенными компонентами топлива космических двигательных установок многоразового использования // Известия РАН. Энергетика. 2003. № 4. С. 32–43.

7. Туманин Е.Н. Исследования теплозащитных свойств вакуумной многослойной изоляции на полноразмерных конструкциях при имитации штатных условий работы // Ракетно-космическая техника. Труды. Сер. XII. Королев: РКК «Энергия», 2010. Вып. 2. С. 7–14.

8. Туманин Е.Н. Исследование влияния состава газа в полости теплоизоляции бака окислителя разгонного блока типа ДМ на плотность теплового потока к криогенной жидкости // Ракетно-космическая техника. Труды. Сер. XII. Королев: РКК «Энергия», 2010. Вып. 2. С. 15–24.

Статья поступила в редакцию 23.09.2013 г.

УДК 620.9:629.78

ОТ ЭНЕРГЕТИКИ ОРБИТАЛЬНОГО КОРАБЛЯ «БУРАН» К ЭНЕРГЕТИКЕ КОСМИЧЕСКИХ КОРАБЛЕЙ И СТАНШИЙ

© 2013 г. Матренин В.И.¹, Овчинников А.Т.¹, Поспелов Б.С.¹, Соколов Б.А.², Стихин А.С.¹

¹ООО «Завод электрохимических преобразователей» (ЗЭП), г. Новоуральск, Свердловская область, Россия, *e-mail: zep@novozep.ru*

²ОАО «Ракетно-космическая корпорация "Энергия" имени С.П. Королёва» (РКК «Энергия») Ул. Ленина, 4А, г. Королёв, Московская область, Россия, 141070, e-mail: post@rsce.ru

Подведены итоги разработки электрохимических генераторов «Волна» и «Фотон» для Лунной программы Советского Союза и космического корабля «Буран». Проведено сравнение с зарубежными разработками. Экспериментально подтверждена возможность хранения изготовленных электрохимических генераторов без какого-либо обслуживания и изменения электрохимических характеристик в течение 15 и более лет. Представлены направления дальнейших разработок, и показана возможность использования результатов разработки в других областях: никель-водородные аккумуляторы, глубоководные аппараты, автомобили. В перспективе подобные генераторы могут быть использованы в системах хранения электроэнергии на лунной базе и в источниках бесперебойного (аварийного) питания на Земле.

Ключевые слова: орбитальный корабль, водородно-кислородные топливные элементы, щелочной, матричный, электрохимический генератор.

FROM POWER SYSTEM OF BURAN ORBITER TO POWER SYSTEM OF SPACE VEHICLES AND STATIONS

Matrenin V.I.¹, Ovchinnikov A.T.¹, Pospelov B.S.¹, Sokolov B.A.², Stikhin A.S.¹

¹Electrochemical Transducers Plant (ETP), Novouralsk, Sverdlovsk Region, Russia, e-mail: zep@novozep.ru

²S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia (RSC Energia) 4A Lenin Street, Korolev, Moscow region, 141070, Russia, e-mail: post@rsce.ru

The development of electrochemical generators Volna and Foton for the Moon program of the Soviet Union and BURAN Orbiter is summarized. A comparison with foreign developments has been made. A possibility of storing manufactured electrochemical generators with no maintenance and changes in electrochemical characteristics for 15 years or more has been verified. The areas of further development are presented, and a possibility of using the development results in other areas, i.e. nickel-hydrogen batteries, deep-sea vehicles, cars is shown. In the future, these generators can be used in energy storage systems at the lunar base and in uninterrupted (emergency) power supplies on Earth.

Key words: orbiter, hydrogen-oxygen fuel cells, alkaline matrix electrochemical generator.



МАТРЕНИН В.И.



ОВЧИННИКОВ А Т



ПОСПЕЛОВ Б.С.





СОКОЛОВ Б.А.

СТИХИН А.С.

МАТРЕНИН Владимир Иванович — первый заместитель генерального директора—начальник ОКБ ЗЭП, e-mail: zep@novozep.ru MATRENIN Vladimir Ivanovich — First Deputy General Director, Head of ETP OKB

ОВЧИННИКОВ Анатолий Тихонович — ктн, инженер ЗЭП, e-mail: zep@novozep.ru OVCHINNIKOV Anatoly Tikhonovich — Candidate of Science (Engineering), Engineer, ETP

ПОСПЕЛОВ Борис Сергеевич — ктн, инженер ЗЭП, e-mail: zep@novozep.ru POSPELOV Boris Sergeevich — Candidate of Science (Engineering), Engineer, ETP

СОКОЛОВ Борис Александрович — дтн, профессор, советник президента РКК «Энергия», e-mail: boris.sokolov@rsce.ru SOKOLOV Boris Alexandrovich — Doctor of Science (Engineering), Professor, Adviser to the President of RSC Energia

СТИХИН Александр Семенович — генеральный директор ЗЭП, e-mail: zep@novozep.ru STIKHIN Alexander Semenovich — General Director, ETP

Введение

Создание все усложняющихся космических аппаратов (КА) потребовало создания новых систем энергообеспечения.

Орбитальный корабль (ОК) «Буран» использовал достижения отечественной ракетно-космической техники 70–80-х годов прошлого века. Вместе с тем он явился основой для дальнейших разработок по расширению выполняемых в полете задач и совершенствованию технических решений [1].

Вновь созданная и полностью отработанная система электроснабжения ОК «Буран» мощностью 40 кВт была основана на применении кислородно-водородных электрохимических генераторов (ЭХГ) тока. Она включала в себя энергомодуль и криостаты для хранения кислорода и водорода. Система обеспечивала работу ОК в течение двухнедельного полета. В длительных полетах ОК для хранения компонентов топлива предусматривалось применение маломощных холодильных машин.

На первом летном ОК «Буран» для обеспечения двухвиткового полета основой системы электроснабжения были аккумуляторные батареи (АБ), на втором и последующих кораблях должны были использоваться ЭХГ. За 25 лет, прошедших после успешного полета ОК «Буран», РКК «Энергия» и ее основным смежникам удалось сохранить и развить направление электрохимической энергетики как для ракетно-космической техники, так и для других областей применения.

Электрохимические генераторы для применения в космосе

Электрохимические генераторы для лунного орбитального корабля. Работы по созданию ЭХГ электрического тока на водородно-кислородных топливных элементах (ТЭ) по инициативе профессора Ю.Л. Голина и Е.А. Шадрина начались на Уральском электрохимическом комбинате (УЭХК) в 1967 г. на базе разработок и производства фильтров для диффузионного разделения изотопов урана. В 1968 г. результаты работы были доложены министру среднего машиностроения Е.П. Славскому, а затем, по его инициативе, - генеральному конструктору НПО «Энергия» академику В.П. Мишину. В мае 1969 г. по техническому заданию НПО «Энергия» был выпущен эскизный проект ЭХГ «Волна» на щелочном циркулирующем электролите для разрабатываемого в то время лунного ОК. Поставка ЭХГ «Волна»

мощностью ~1 кВт и временем работы на полезную нагрузку 500 ч началась в 1971 г., серийное производство на УЭХК и Уральском электромеханическом заводе (УЭМЗ) — в 1972 г. Генератор прошел полный цикл отработки и в 1973 г. был установлен на лунный орбитальный комплекс Н1-ЛЗ для его запуска к естественному спутнику Земли. Включенная на старте связка из трех ЭХГ работала в течение 107 с вплоть до аварийного возврата на Землю ракеты-носителя. Однако в 1975 г. производство ЭХГ «Волна» пришлось закрыть в связи со свертыванием в Советском Союзе работ по Лунной программе. Всего было выпущено 192 генератора «Волна».

Электрохимические генераторы для орбитального корабля «Буран». В связи с правительственным постановлением об организации работ по созданию многоразовой космической транспортной системы в 1976 г. на УЭХК и УЭМЗ была возложена ответственность за создание ЭХГ для ОК «Буран» [1].

Эскизный проект ЭХГ «Фотон» мощностью 10 кВт на щелочных матричных топливных элементах (электролит не циркулирует, как в ЭХГ «Волна», а неподвижно находится в порах асбестовой матрицы) для ОК «Буран» был защищен в НПО «Энергия» в марте 1981 г. Было организовано опытное производство, и первые поставки комплектов по четыре ЭХГ в НПО «Энергия» начались в 1983 г. Генератор прошел полный цикл наземной отработки. В 1991 г. для отработки эксплуатационной документации и действий персонала на стартовой позиции до команды «пуск» он использовался в «сухом» вывозе космической системы «Энергия-Буран». По результатам этих испытаний было дано заключение о годности ЭХГ «Фотон» к летно-конструкторским испытаниям в составе системы энергопитания корабля «Буран».

Сравнительные характеристики ЭХГ «Волна» с циркулирующим электролитом и «Фотон» с матричным электролитом приведены в табл. 1. Видно, что переход к матричному электролиту позволил существенно улучшить как электрохимические, так и массогабаритные характеристики ЭХГ на ТЭ.

Таблица 1

Характеристики ЭХГ «Волна» и «Фотон»

Характеристика	ЭХГ «Волна»	ЭХГ «Фотон»
Напряжение, В	2737	2737
Удельная масса, кг/кВт	65	14,5
Материал каркаса ТЭ	магний	никель
Плотность тока при номинальной мощности, мA/см ²	100	220
Ресурс, ч	5001 000	5 0007 000

Внешний вид рассматриваемых ЭХГ приведен на рис. 1, а их сравнительные вольтамперные характеристики см. на рис. 4.

Следует отметить, что в процессе отработки и поставок ЭХГ для ОК «Буран» параллельно разрабатывались ЭХГ для других космических систем. В 1987 г. был разработан эскизный проект на ЭХГ «Луч» мощностью 6 кВт и временем безотказной работы 6 000 ч, предназначенный для нового многоразового космического корабля «Заря» (для ОК «Буран», по техническому заданию, время безотказной работы — 2 000 ч).



Рис. 1. Электрохимические генераторы для ОК «Буран»: a – ЭХГ «Волна»; б – ЭХГ «Фотон»

К сожалению, в 1993 г. работы по системе «Энергия-Буран» были прекращены. За время производства было изготовлено 120 генераторов, 80 из которых было поставлено в НПО «Энергия». Генератор имел высокие электрохимические характеристики, поэтому работы в конце 80-х — начале 90-х гг. были направлены на увеличение его ресурсных возможностей. В результате ресурс работоспособности каждого из пяти последних генераторов, подвергнутых испытаниям, носящим «износовый характер» — до отказов, составил 6 800 ч и более. К этому времени были изучены причины, ограничивающие ресурс ТЭ при их функционировании в составе ЭХГ, и экспериментально, на примере батареи, состоящей из 128 элементов, была показана возможность увеличения ресурса по крайней мере до 10 000 ч.

Сравнение с зарубежными разработками

Разработанный Заводом электрохимических преобразователей ОАО «УЭХК» (сейчас ООО «ЗЭП») ЭХГ «Фотон» интересно сравнить с американским генератором *PC*17*C*, установленным на американских челноках *Space Shuttle*. Электрохимические генераторы *PC*17*C*, разработанные компанией *United Technoligies Corp*. (*UTC*), эксплуатируются при средней температуре 90 °С и давлении кислорода и водорода 4 бар [2]. При этом не очень понятно, что входит в состав этого генератора: только энергоблок (батарея + приборы систем, обеспечивающих условия функционирования батареи ТЭ) или энергоблок с соответствующим блоком автоматики.

Разработанные для ОК «Буран» ЭХГ были высоко оценены зарубежными коллегами. В 1992 г. были проведены испытания ЭХГ «Фотон» в Европейском центре космических исследований и технологий (ESTEC) в г. Нордвайк (Голландия). Испытания подтвердили высокие («выдающиеся», как указано в официальных документах) тактико-технические характеристики генератора, и было высказано мнение о возможности использования этого изделия в европейских космических программах. Результаты испытаний позволили специалистам Европейского космического агентства (ESA) сделать заключение, что по выходным характеристикам, внутреннему сопротивлению, оперативности запуска и удобству эксплуатации ЭХГ «Фотон» не имеет аналогов в мире. Результаты испытаний опубликованы в ESA Journal [3].

В 1999 г. фирмой *IFC* (дочернее предприятие *UTC*) была начата программа по увеличению ресурса и повышению энергоотдачи (*LLAFC*) [2]. Фирмой были запланированы два новшества: замена никелевой сетки в кислородном электроде на перфорированную никелевую фольгу и замена концевых изолирующих плат, сделанных из *Noryl*, на платы из полиэфиркетона. Все это должно позволить увеличить ресурс с 2 600 до 5 000 ч.

ЭХГ «Фотон» (энергоблок + блок автоматики) так же, как и установленный в американских челноках *Space Shuttle* ЭХГ *PC*17*C*, функционирует при давлении газов 4 бар. Его рабочая температура 85 °C, напряжение ТЭ при 500 мА/см² составляет 0,92 В. Топливные элементы ЭХГ «Фотон» способны генерировать ток до 4 А/см².

Проведенная в начале 2000-х годов модернизация ЭХГ «Фотон» позволила увеличить его номинальную мощность до 40 кВт при сохранении массогабаритных характеристик. Сравнительные характеристики упомянутых выше генераторов представлены в табл. 2.

Таблица 2

Характеристика	ЭХГ PC17C для Space Shuttle	ЭХГ «Фотон» для ОК «Буран»	Модерни- зирован- ный ЭХГ «Фотон»
Мощность номинальная, кВт	12	10	40
Мощность макси- мальная, кВт	16, в течение 15 мин	16, время не ограничено	56
Напряжение на одном ТЭ, В (номинальное)	0,88	0,95	0,81
Плотность тока, мА/см ²	470	200	1 000
Массовая удель- ная мощность ЭХГ, кг/кВт (номинальная)	10,6	16	4
Объемная удельная мощ- ность ЭХГ, л/кВт (номинальная)	12,92	12,5	5
Массовая удель- ная мощность ба- тареи ТЭ, кг/кВт (номинальная)	3,6	8	2
Электрохимиче- ский КПД, %	70	77	66
Ресурс, ч	2 600	6 800	6 800

Сравнительные характеристики ЭХГ «Фотон» и *PC*17*C*

Никель-водородная аккумуляторная батарея для информационного КА «Ямал-100»

Результаты разработки ТЭ для ЭХГ «Фотон» были использованы при создании никель-водородной аккумуляторной батареи (НВАБ) фильтр-прессной конструкции, в которой все аккумуляторы собраны в единую батарею и размещены в одном прочном корпусе. Водородный электрод этого аккумулятора аналогичен водородному электроду щелочного топливного элемента (ЩТЭ). В 1999 г. комплект из двух таких аккумуляторов был установлен на космический спутник-ретранслятор «Ямал-100» и успешно обеспечивал его функционирование в течение более 10 лет [4]. Внешний вид аккумулятора приведен на рис. 2.



Рис. 2. Никель-водородная аккумуляторная батарея 18 НВ-85 для КА «Ямал-100»

Его характеристики следующие:

		•	
•	номинальная	электрическая	
емкос	гь, А·ч		100;
•	количество еди	ничных аккуму-	
ляторо	ов в батарее, шт		18;
•	напряжение раз	ряда, В	2618;

- номинальная энергоемкость, Вт-ч 2 655;
 - масса, кг 38;
 - объем, дм³ 20;
- удельная энергоемкость НВАБ, Вт ч/кг 69,8;
 - удельная плотность НВАБ Вт.ч/л 20.



Рис. 3. Зависимость электрической емкости никель-водородной аккумуляторной батареи КА «Ямал-100» от электролитосодержания: х — в начале ресурса; ▲ — после 600 циклов

На рис. З приведено изменение электрической емкости НВАБ в начале и конце ресурса.

Сравнительные характеристики никельводородных аккумуляторных батарей разработки различных организаций для телекоммуникационных геостационарных КА приведены в табл. 3 [4].

Таблица 3

Сравнительные характеристики никель-водородных аккумуляторных батарей

V UDAD	РКК «Энергия» - УЭХК 18НВ-85 (КА «Ямал-100»)	22HB-60 (KA <i>IRIDIUM</i>)	AO «Сатурн» 40HB-70 (КА Sesat)	
Характеристики ноло	Батарея с общим газовым коллект	Батарея с индивидуальными сосудами		
Энергоемкость, Вт.ч – на начало ресурса – на конец ресурса	1 800 × 2 1 600 × 2	1 900 1 650	3 526 2 800	
Среднее напряжение, В – единичного аккумулятора – батареи	1,28 23,0	1,26 27,7	1,25 50	
Масса НВАБ, кг	34×2	36,3	71,45	
Удельная энергоемкость: — Вт.ч/кг — Вт.ч/л	59 87	52,4 68	49,34 37,3	
Саморазряд при t = 30 °C, % /сут	7,0	нет данных	10	
Количество параметров управления	2	2	56	

Электрохимические генераторы для подводных аппаратов

В 90-х годах мир увлекся низкотемпературными (рабочая температура до 100 °C) ТЭ с протонообменной полимерной мембраной. Считалось, что применение этих ТЭ позволит в полной мере решить все проблемы водородной энергетики, включая их использование в автономной стационарной энергетике и автомобильном транспорте. Промышленно развитые европейские страны, США, Япония, Южная Корея, а затем и Китай вкладывали в эту проблематику миллиарды долларов. Однако задача оказалась слишком сложной, и до настоящего времени массового производства источников энергии на этих ТЭ нет, хотя крупные автомобильные и ряд специализированных фирм продолжают вести работы в этом направлении, и количество опытных установок на таких ТЭ непрерывно растет. Единственной фирмой, которая довела разработку ТЭ с полимерной мембраной до практического применения, является немецкая фирма Siemens, установившая ЭХГ с этими ТЭ на немецкие подводные лодки проекта 212 [5], которые были приняты на вооружение. Работы в этом направлении были начаты еще в 70-х годах на ТЭ со щелочным циркулирующим электролитом и получены, как утверждается в статьях, положительные результаты, но затем фирма перешла на ТЭ с полимерными мембранами и довела эту разработку до внедрения.

На УЭХК вариант подобной установки был проработан на щелочных матричных ТЭ. Сравнение вольтамперных характеристик (ВАХ) этих установок приведено на рис. 4, а соответствующие характеристики — в табл. 4.



Рис. 4. Вольтамперная характеристика усредненного ТЭ батарей со щелочным электролитом (УЭХК) и с твердополимерным электролитом (Siemens): ВАХ ШТЭ с матрицей толщиной 100 мкм; 0,2 МПа; начальная (УЭХК); ВАХ ШТЭ с матрицей 400 мкм; 0,2 МПа; начальная (УЭХК); ВАХ ШТЭ с матрицей 400 мкм; 0,2 МПа; после 5 037 и (УЭХК); ВАХ ТЭПЭ; начальная; 0,2 МПа; Siemens; ВАХ ЩТЭ жидкостного, начальная (УЭХК)

Примечание: ЩТЭ — щелочной топливный элемент; ТЭПЭ — топливный элемент с полимерным электролитом.

Сравнительные характеристики ЭХГ фирмы *Siemens* для подводной лодки и ЭХГ разработки УЭХК для подводного аппарата

Характеристика	SIEMENS	УЭХК
Мощность, кВт	35,4	55
Напряжение, В	52,4	240385
Электрохимиче- ский КПД, % (при номинальной мощности / 20% от номинальной)	59/75	70/79
Габариты, м	0,5x0,5x1,6	0,55x0,78x1,66
Масса, кг	600	500
Ресурс, ч	Не указан (испытания единичного эле- мента – 8 000)	6 0007 000 (испытания ЭХГ «Фотон»), 10 000 (испытания батареи из 128 ТЭ)
Навеска драго- ценных металлов в мг/см ² площади электрода	8	9
Наличие исход- ных материалов в России	Отсутствуют	Есть в полном объеме
Уровень отработки в России	Единичные образцы батарей	Все решения про- шли полный цикл отработки

Из рис. 4 и табл. 4 видно, что щелочной матричный генератор УЭХК имеет лучшую ВАХ и превосходит генератор фирмы *Siemens* на топливных элементах с протообменной мембраной (ТЭПОМ) по массогабаритным характеристикам и по электрохимическому КПД при практически одинаковом удельном содержании драгоценных металлов на электродах.

Электрохимические генераторы для автомобилей

В конце 90-х – начале 2000-х годов УЭХК совместно с РКК «Энергия» и ОАО «Авто-ВАЗ» на базе автомобиля ВАЗ 2131 был изготовлен опытный образец автомобиля на водородно-кислородных ЩТЭ (рис. 5). Начальные дорожные испытания этого автомобиля дали положительные результаты. Его характеристики: мощность 45 кВт; напряжение 240 В; реагенты — водород, кислород; давление 0,4 МПА.



Рис. 5. Автомобиль на топливных элементах «Антэл-1»

Второй экспериментальный автомобиль на базе ВАЗ 2111 был изготовлен с ЭХГ на ЩТЭ, предназначенном для работы на воздухе (рис. 6). Автомобиль опробован в процессе дорожных испытаний также с положительными результатами. Его характеристики: мощность 25 кВт; напряжение 240 В; реагенты водород, воздух; давление 0,3 МПа.



Рис. 6. Автомобиль на топливных элементах «Антэл-2»

Разработка ЭХГ для энергоустановок электрической мощностью в сотни и тысячи киловатт

В 2006-2009 гг. была проведена разработка ТЭ площадью 700 см² (ТЭ700), в основу конструкции которого были заложены надежно зарекомендовавшие себя технические решения, использованные в ЭХГ «Фотон» для ОК «Буран». Однако увеличение рабочей площади в четыре раза, а также необходимость снижения стоимости батареи ТЭ и увеличения ее удельных характеристик внесло свои коррективы в конструкцию и технологические подходы к изготовлению ТЭ700. Были использованы более дешевые материалы и разработаны новые технологии изготовления комплектующих, позволяющие организовать технологические процессы их производства в непрерывной «бесконечной» ленте. Для сравнения на рис. 7 показаны электроды с рабочей площадью 176 (ЭХГ «Фотон») и 700 см².



Рис. 7. Электроды с рабочей площадью 176 и 700 см²

ТЭ с рабочей площадью 700 см² используются для изготовления батарей мощностью до 150 кВт, ЭХГ мощностью до 300 кВт и энергоустановок (ЭУ) мощностью в несколько мегаватт. Внешний вид батарей с электродами 176 и 700 см² приведен на рис. 8.



Рис. 8. Батареи топливных элементов: а — батарея топливных элементов БТЭ-700, мощность до 100 кВт для ЭУ до 1 МВт (с рабочей поверхностью 700 см²); б — батарея топливных элементов БТЭ-176, мощность 20 кВт для ЭУ до 150 кВт (с рабочей поверхностью 176 см²)

Результаты длительного хранения ЭХГ «Фотон»

Необходимо подчеркнуть высокий научнотехнический уровень выполненной разработки ЭХГ «Фотон» с точки зрения возможности длительного хранения поставленных изделий. ЭХГ «Фотон» № 79 был изготовлен в 1988 г., хранился на УЭХК и испытывался по программе приемо-сдаточных испытаний в 1989, 1994 и 2000 гг. Результаты испытаний представлены в табл. 5.

Таблица 5

	E		Результаты испытаний			
Контролируемые параметры	измерения	Требования ТУ	декабрь 1988 г.	октябрь 1989 г.	ноябрь 1994 г.	октябрь 2000 г.
СКЗ. Напряжение ЭХГ при						
$I_{\rm H} = 310 \text{ A}, I_{\rm 5T3} = 100 \text{ C}$:	-					
$T_{\rm BJ} = 68 \ ^{\circ}{ m C}$	В	не менее 29,5	30,5	_	_	30,4
$T_{\rm BJ} = 63~^{\circ}{\rm C}$	В		30,8	_	_	30,76
$T_{\rm BJ} = 58~^{\circ}{\rm C}$	В		31,04	31,04	30,93	30,92
ВАХ. Напряжение ЭХГ при						
$T_{\rm BJ} = 60 {}^{\circ}{\rm C}, T_{\rm BTO} = 100 {}^{\circ}{\rm C}$:						
I _H = 0 А (на 7-й с)	В	не более 37	35,19	35,1	35,2	35,0
$I_{\rm H} = 30 \text{ A}$	В	не более 34	33,5	33,54	33,52	33,46
$I_{\rm H} = 60 \text{ A}$	В	не более 33,5	32,81	33,03	32,97	32,85
I _H = 310 A	В	30,431,5	30,97	30,97	30,93	30,92
$I_{\rm H} = 350 \; {\rm A}$	В	_	_	_	_	30,62
$I_{\rm H} = 390 \; {\rm A}$	В	не менее 28,7	30,45	30,46	30,46	_
P_{O_2} , давление в кислородном контуре	кгс/см ²	3,14,2	3,403,91	3,423,92	3,453,90	3,413,97
$ au_n^{ ext{ xx}}$, время между срабатыванием ПРВ	МИН	_	>210	>228	_	>112
$\Delta P_{{f O}_2}/\Delta au$, скорость изменения давления	кгс/см ² ·мин	не более 0,0060	0,0011	0,0011	0,0010	0,0038
$q,$ удельная наработка ${ m H_2O}$	мл/А·ч	$10,8 \pm 0,2$	10,8	10,9	10,84	10,54
<i>G</i> , удельный расход газов	г/А·ч	не более 11,4	10,9	11,0	10,9	10,6
n, частота срабатывания сигнала «Сброс газа»	_	не более 5 раз в час	1	2	3	2

Примечание: $T_{_{BJ}}$ — температура влагоотделителя, отделяющего наработанную в генераторе воду из пароводородного контура; ПРВ — побудитель расхода водорода.

Аналогичные результаты были получены и на ЭХГ «Фотон», заполненных газовой консервирующей смесью, которые хранились в РКК «Энергия» и на ЗЭП без какого-либо обслуживания, т. е. при испытаниях через 10, 15 и более лет они сохранили свои исходные характеристики в полном объеме.

ЭХГ для применения на лунной базе

Выполненные под руководством главных конструкторов ОКБ-1 и НПО «Энергия» С.П. Королева и В.П. Глушко проектные разработки предусматривали создание лунной базы [6]. Основой развития лунной базы должно было стать ее энергетическое обеспечение. Предусматривалось развертывание лунной атомной электростанции с располагаемой электрической мощностью до 300 кВт. Для начальных этапов создания базы в РКК «Энергия» была разработана концепция построения лунного энергетического комплекса, включающего в себя в качестве аккумулятора электроэнергии водородно-кислородные ЭХГ, разработанные для ОК «Буран». Было признано целесообразным использование энергомодулей на основе регенеративной энергоустановки с электролизером воды и электрохимическим генератором тока.

Система энергоснабжения на начальном этапе развития лунной базы может быть организована на основе солнечных батарей и аккумулятора энергии. Наиболее привлекательным вариантом системы накопления энергии является использование топливных элементов (электрохимических генераторов тока) с водородным циклом. Энергомодуль в течение лунного дня получает электроэнергию от солнечных батарей и электролитически разлагает воду. Получаемые в процессе электролиза водород и кислород запасаются в баллонах. Проведение электролиза воды при высоком давлении газов позволяет исключить из состава системы компрессоры для сжатия газов. По совокупности свойств накопитель энергии с водородным циклом имеет существенные преимущества по сравнению с обычными аккумуляторами.

Раздельное хранение реагентов обеспечивает нулевой саморазряд в ЭХГ, что позволяет использовать его для длительного хранения запасов энергии.

Заключение

Рассмотрено развитие технологии ЭХГ «Фотон», созданной для ОК «Буран», для применения в космической и других отраслях. Приведено сравнение с зарубежными аналогами, показаны высокие эксплуатационные характеристики ЭХГ «Фотон».

В настоящее время наиболее перспективными объектами применения низкотемпературных ТЭ (рабочая температура 100 °С и ниже) являются:

• система хранения электроэнергии на лунной базе;

• источник бесперебойного (аварийного) питания;

• источник энергии для подводных аппаратов;

• автономный источник энергии для наземного транспорта.

Список литературы

1. Семенов Ю.П., Лозино-Лозинский Г.Е., Лапыгин В.Л., Тимченко В.А. и др. Многоразовый орбитальный корабль «Буран». М.: «Машиностроение», 1995.

2. Wagner H.A. Space-shuttle. Handbook of Fuel Cell // Fundamentals Technology and Applications. 2003. V. 4. P. 1224–1229.

3. Schautz M., Dudley G., Baron F., Popov V., Pospelov B. Testing of Buran Flight-Model Fuel Cell // ESA Journal. 1994. V. 18. P. 129.

4. Баженов М.Д., Железняков А.Г., Кондратьев Д.Г., Матренин В.И., Никитин В.А., Соколов Б.А., Стихин А.С. Никель-водородная аккумуляторная батарея с общим газовым коллектором // Известия РАН. Энергетика. 2003. № 5. С. 21–37.

5. Strasser K. H2/O2-PEM – fuel cell module for an independent propulsion system in a submarine. Handbook of Fuel Cell // Fundamentals Technology and Applications. 2003. V. 4. P. 1201–1214.

6. Луна — шаг к технологиям освоения Солнечной системы / Под научн. ред. В.П. Легостаева и В.А. Лопоты. М.: РКК «Энергия», 2011.

Статья поступила в редакцию 26.09.2013 г.

УДК: 629.786.2.04/.06.001.5:621.396.334

ПЕРСПЕКТИВЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ОПЫТА РАЗРАБОТКИ И ЭКСПЛУАТАЦИИ СИСТЕМЫ СВЯЗИ СО СТАНЦИЕЙ «МИР» И КОРАБЛЕМ «БУРАН» ДЛЯ РОССИЙСКОГО СЕГМЕНТА МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ

© 2013 г. Вишнеков В.Е., Кравец В.Г.

ОАО «Ракетно-космическая корпорация "Энергия" имени С.П. Королёва» (РКК «Энергия») Ул. Ленина, 4А, г. Королёв, Московская область, Россия, 141070, *e-mail: post@rsce.ru*

В статье изложены новаторские технические решения по бортовому радиотехническому и наземному комплексам управления полетом долговременной орбитальной станции «Мир» и орбитального корабля «Буран», а также их развитие в современных аналогичных системах Российского сегмента Международной космической станции (МКС) и во взаимодействующих с МКС пилотируемых и транспортных кораблях «Союз-MC» и «Прогресс-MC».

Ключевые слова: бортовой радиотехнический комплекс, наземный комплекс управления полетом, орбитальная станция, орбитальный комплекс «Мир», орбитальный корабль «Буран», система связи и передачи данных, спутниковая система контроля и управления, центр управления полетом, комплекс спутниковой связи «Антарес», спутникретранслятор «Альтаир».

PROSPECTS FOR USING THE EXPERIENCE IN DEVELOPMENT AND OPERATION OF THE SYSTEM FOR COMMUNICATIONS WITH MIR SPACE STATION AND BURAN ORBITER ON THE RUSSIAN SEGMENT OF THE INTERNATIONAL SPACE STATION

Vishnekov V.Y., Kravets V.G.

S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia (RSC Energia) 4A Lenin Street, Korolev, Moscow region, 141070, Russia, e-mail: post@rsce.ru

The paper presents innovative engineering solutions for the onboard radio system and the ground system for controlling the mission of the long-duration orbital station MIR and BURAN orbiter and their further development in the present-day similar systems on the Russian Segment of the International Space Station (ISS) and in manned spacecraft SOYUZ-MS and unmanned cargo spacecraft PROGRESS-MS.

Key words: onboard radio system, ground system for mission control, orbital station, orbital complex MIR, BURAN Orbiter, Russian Segment of the International Space Station, communications and data transmission system, satellite system for monitoring and control, mission control center, long-term orbital station MIR, satellite communications system Antares, relay satellite Altair.



ВИШНЕКОВ В.Е.



КРАВЕЦ В.Г.

ВИШНЕКОВ Владлен Егорович — главный специалист РКК «Энергия», e-mail: vladlen.vishnyakov@rsce.ru VISHNEKOV Vladlen Yegorovich — Chief Specialist at RSC Energia

КРАВЕЦ Вадим Георгиевич — дтн, профессор, главный специалист РКК «Энергия», e-mail: vadim.kravets@rsce.ru KRAVETS Vadim Georgievich — Doctor of Science (Engineering), Professor, Chief Specialist at RSC Energia

Опыт эксплуатации орбитальных станций (ОС) «Салют» показал недостаточную эффективность использования для целей управления и связи только наземных станций комплекса управления (НКУ) из-за малой длительности сеансов связи и невозможности обеспечения радиосвязи при нахождении ОС вне поля зрения НКУ. Коэффициент глобальности связи К_{пс}, как отношение возможного времени связи с ОС к общему времени полета, при использовании только наземных станций слежения не превышал 0,15. Это в ряде случаев не позволяло вовремя обнаружить и ликвидировать нештатные и даже аварийные ситуации.

При проектировании долговременной ОС «Мир» и орбитального корабля (ОК) «Буран» для существенного расширения возможности связи было признано необходимым создать спутниковую систему связи, контроля и управления (ССКУ) на основе спутников-ретрансляторов (СР), пунктов ретрансляции (ПР) и соответствующей бортовой радиоаппаратуры. Такая система была создана и успешно использовалась при управлении полетом во время эксплуатации ОС «Мир» и при первом полете ОК «Буран».

Спутник-ретранслятор «Альтаир»

Станция «Мир» создавалась как многоцелевая научная лаборатория с многократной сменой экипажа и передачей на Землю значительных потоков информации и, естественно, требовалось радикально изменить используемое при эксплуатации ОС «Салют» информационное взаимодействие долговременных ОС с центром управления и получения информации.

Решением данной проблемы явилось использование для связи с ОС спутниковретрансляторов, находящихся на геостационарной орбите (ГСО) и обеспечивающих зону с К_{ге} не ниже 0,4 уже при одном СР. Одним из первых специализированных СР, позволяющих обеспечивать ретрансляцию узкополосной управляющей и голосовой информации, широкополосной телевизионной, научной и телеметрической информации, стал СР «Альтаир», выведенный на ГСО в начале 1986 г. [1]. В проектной разработке СР «Альтаир» участвовали РКК «Энергия» и Российский научноисследовательский институт космического приборостроения (РНИИ КП). Планировалось вывести на ГСО три СР «Альтаир» и создать два наземных ПР: первый — на НИП-14 (г. Щелково Московской области), а второй на Камчатке. Практически на ГСО были выведены два СР «Альтаир» с точками стояния 95° в.д. и 16° з.д., а пункт ретрансляции был создан только на НИП-14. При двух СР в составе ССКУ достигался $K_{rc} \ge 0.75$.

СР «Альтаир» обеспечивал работу в сантиметровом *Ки*-диапазоне с системой «Антарес» ОС «Мир» и в дециметровом *D*-диапазоне с системой дециметрового диапазона (СДД) ОК «Буран». Частотный *Ки*-диапазон соответствует международному Регламенту радиосвязи, а *D*-диапазон — не соответствует, но был выбран из-за преемственности с ранее разработанными системами типа «Квант» СДД, работающими с наземными станциями управления полетом.

Комплекс «Антарес»

При выборе диапазона частот для ОК «Мир» рассматривался вариант построения бортовой системы ретрансляции с остронаправленной антенной (ОНА) как в дециметровом *D*-диапазоне, так и сантиметровом *Ku*-диапазоне. В конечном счете с учетом габаритных характеристик был принят вариант построения специализированного комплекса «Антарес» в сантиметровом *Ku*-диапазоне [2].

Комплекс «Антарес» сантиметрового диапазона был разработан РНИИ КП по техническому заданию НПО «Энергия».

Приемо-передающее антенно-фидерное устройство (АФУ) сантиметрового диапазона в составе бортового радиотехнического комплекса (БРТК) ОС «Мир» было разработано РКК «Энергия». В состав АФУ входили:

 приемо-передающая ОНА точного радиопеленга;

• антенна грубого радиопеленга;

малонаправленная антенна радиомаяка.

Антенны были объединены в специальный антенно-приборный блок (АПБ) (рис. 1). Наведение антенны на СР осуществлялось двухстепенным шаговым приводом с погрешностью наведения 20'.



Рис. 1. Остронаправленная антенна бортового радиотехнического комплекса орбитальной станции «Мир» комплекса «Антарес»

Комплекс «Антарес» должен был работать в двух основных режимах:

• в режиме радиопеленгации при наведении ОНА на СР;

• в режиме приемо-передачи информации после окончания процесса наведения ОНА на СР и включения сеанса связи.

Для обеспечения режима радиопеленгации в комплексе «Антарес» предусматривались два отдельных канала:

• канал грубого пеленга;

• канал точного пеленга.

В режиме приемо-передачи информации комплекс должен был осуществлять прием следующих видов информации:

• командно-программной информации (КПИ);

телефонного сигнала (ТЛФ);

• телевизионного сигнала черно-белого изображения (ТВ);

• совмещенных видов информации КПИ + ТЛФ; ТВ + ТЛФ;

и передачу следующих видов информации:

 телевизионного сигнала черно-белого и цветного изображения в структуре полного динамического диапазона совместно с телефонным сигналом или черно-белого телевизионного сигнала без ТЛФ (ТВ+СД);

• телеметрического сигнала, совмещенного с ТВ, ТЛФ, квитированием КПИ или сигналом «Сверка времени»;

 научного телеметрического сигнала 6 МБод;

• монохроматического сигнала в режиме «Несущая»;

• телевизионного сигнала цветного изображения в структуре *SECAM* совместно с телефонным сигналом через блок сопряжения источников видеосигналов и звукового сопровождения.

В результате проработки возможностей взаимного наведения ОНА и СР, компоновки и обеспечения теплового режима аппаратуры сантиметрового диапазона, были приняты определенные принципы построения радиоканала.

С учетом необходимости обеспечения требуемых энергетических характеристик, определяемых в первую очередь полосой передаваемого сигнала (т. е. в основном телевизионного видеосигнала с полосой частот до 6 МГц), антенная система выполнена с использованием ОНА с шириной диаграммы направленности 60'. Наведение такой антенны на СР при точности программного наведения ОС системой управления движением (СУД) 4° не представляется возможным. Поэтому было принято решение реализовать наведение антенны на СР с использованием двухступенчатого пеленгатора. Первая ступень — канал грубого пеленга, использующий параболическую антенну с диаметром 0,27 м, коэффициентом усиления 28,5 дБ и обеспечивающую захват сигнала в зоне 4°, т. е. точность программного наведения от СУД, и приведение в зону 40'.

Вторая ступень — канал точного пеленга, использующий параболическую антенну с диаметром 1,2 м, коэффициентом усиления 41,5 дБ и обеспечивающую захват сигнала в зоне 40' и приведение антенны на линию визирования ОНА–СР с погрешностью 25'.

Для обеспечения наведения ОНА на СР пеленгатор комплекса «Антарес» выдает в СУД информацию, соответствующую отклонению оси ОНА от линии визирования ОК «Мир» – СР «Альтаир» по двум углам.

Общее потребление бортовой аппаратуры системы «Антарес» по цепям питания составляет 800 Вт.

При выборе частотного диапазона аппаратуры ретрансляции СР–ПР были разработаны бортовая (для СР) и наземная (для ПР) аппаратуры *Ки*-диапазона:

• для линии ПР–СР в диапазоне 15 ГГц;

• для линии СР–ПР в диапазоне 13 ГГц.

Схема связи ОС «Мир» с Центром управления полетами (ЦУП) (г. Королев Московской области) на орбитальном участке полета через ССКУ с СР «Альтаир» приведена на рис. 2.



Рис. 2. Схема связи орбитального корабля «Мир» с ЦУП на орбитальном участке полета через спутниковую систему связи, контроля и управления

Заключительные проверки системы «Антарес» на космодроме

Основной задачей после отработки комплекса «Антарес» и АФУ в безэховой камере и контрольно-испытательной станции (КИС) РКК «Энергия» была организация наземной проверки сквозного тракта передачи информации со станции «Мир» через СР в ЦУП [3]. С этой целью на техническом комплексе (ТК) космодрома Байконур была проведена отработка наведения ОНА на СР «Альтаир», находящийся на ГСО в точке стояния 95° в.д., и информационного канала связи с ЦУП. Для проведения отработки по проверке канала связи на ТК был изготовлен специальный железнодорожный вагон, в который загружался базовый блок ОС, при этом ОНА раскрывалась в штатное положение с механизмом обезвепивания и была закрыта радиопроницаемым материалом. Были специально изготовлены и проложены наземные электрические связи для обеспечения работ при вывозе вагона из монтажно-испытательного корпуса (МИК) на площадку № 2 космодрома в зону радиовидимости СР «Альтаир». В вагоне было смонтировано оборудование комплекса проверочной аппаратуры (КПА) «Антарес». После вывоза вагона из МИК антенна выставлялась с помощью приводов по целеуказаниям на линию визирования ОНА–СР. В сеансах связи на вывозе определялись точностные и энергетические характеристики системы «Антарес» и ОНА. В работе участвовали ЦУП-М (г. Королев) и ПР (г. Щелково).

На базовом блоке ОК была задействована аппаратура «Квант-В», через которую осуществлялось управление системами ОС. Команды выдавались с КПА по открытому каналу через антенны, установленные на МИК.

По результатам полигонного эксперимента были сделаны следующие выводы:

• энергетические характеристики системы «Антарес» и ОНА соответствуют требованиям техзадания (ТЗ) и имеют запас 4-5 дБ;

• точностные характеристики системы «Антарес» и ОНА достаточно высокие и соответствуют требованиям ТЗ;

• оценка качества принятой информации соответствует требованиям инструкций по эксплуатации системы.

Особо отметим, что такие комплексные наземные испытания делались впервые. Этот опыт был в последующем использован на ОК «Буран» для проверки его системы связи.

Основные результаты создания и эксплуатации спутниковой связи для управления полетом орбитальной станции «Мир»

Эксплуатация комплекса ССКУ для управления полетом ОС «Мир» на базе использования двух СР «Альтаир» и одного ПР (на НИП-14) позволила довести время радиоконтакта с ОС до 75% полетного времени (K_{re} = 0,75).

(К_{гс} = 0,75). За время эксплуатации комплекс спутниковой связи «Антарес» полностью обеспечил выполнение программы полета ОС «Мир». Благодаря разработанному комплексу «Антарес» получены следующие основные достижения:

• при выборе частотного диапазона разработана аппаратура ретрансляции в соответствии с международными требованиями в *Ки*-диапазоне рабочих длин волн прямой и обратной радиолиний (прямой канал — 13 ГГц, обратный канал — 15 ГГц);

• обеспечена дуплексная передача телевизионного сигнала, что позволило организовать двухсторонние рабочие видеоконференции и видеовстречи экипажа с семьями (из ЦУП); • обеспечена передача широкополосной научной информации со скоростью до 6 МБод;

• комплекс является многофункциональным, т. е. может одновременно передавать и принимать несколько видов информации;

• разработано двухступенчатое пеленгационное устройство грубого (≥ 40') и точного (≥ 25') наведения для вхождения в связь с СР с точностью наведения относительно линии визирования ≥ 25' (для передачи высококачественного цветного ТВ-сигнала);

• комплекс содержал собственные радиоканалы управления системами ОС «Мир» по разовым командам, имея непосредственную связь с системой управления бортовым комплексом и бортовым цифровым вычислительным комплексом ОС независимо от аппаратуры «Квант-В» в составе БРТК, работающей непосредственно с наземными станциями;

• было обеспечено функционирование бортовых приборов комплекса, включая расположенные в ОНА, в течение 15-летнего существования станции «Мир» (при расчетной надежности 3 года) за счет многоразового использования приборов, которые доставлялись на Землю, ремонтировались и снова возвращались на станцию с помощью российских грузовых и транспортных кораблей, а позднее — и кораблей «Шаттл».

Обеспечение связи при полете орбитального корабля «Буран»

При создании и первом пуске ОК «Буран» 15.11.1988 г. по его БРТК и по НКУ были реализованы два новаторских технических решения, а именно [3]:

• в составе БРТК ОК «Буран», наряду с традиционными автономными средствами передачи на Землю телеметрической (ТМИ), голосовой и ТВ-информации, была создана и успешно прошла летные испытания аппаратура обмена информацией с Землей в едином цифровом потоке (ЕЦП). При этом в режиме ЕЦП должен был обеспечиваться обмен с ЦУП всеми видами полетной информации: КПИ, ТМИ, радиоконтроля орбиты (РКО), ТЛФ и ТВ;

• в составе НКУ «Буран», наряду с традиционной наземной аппаратурой, размещенной на стационарных и плавучих станциях слежения (СС), для связи с ОК вне зоны видимости этих средств использовалась спутниковая система контроля и управления в составе СР «Альтаир» на ГСО, обеспечивающих обмен информацией с ОК в режиме ЕЦП, и пунктов ретрансляции, связанных с ЦУП широкополосными каналами связи. При этом использовался опыт работы с СР, полученный по ОС «Мир».

Для обмена полетной информацией в режиме ЕЦП уже при первом беспилотном полете ОК на борт устанавливался объединенный приемо-передатчик и две группы антенн: всенаправленная (ВНА) и малонаправленные (АФАР). При этом обмен ЕЦП (в составе КПИ, ТМИ и РКО) осуществлялся как через ВНА и станции слежения, так и через АФАР и СР «Альтаир». Передача ТВ-сигнала с ОК при первом пуске осуществлялась только через автономные передатчики (ПРД) и ВНА в зоне видимости СС. В дальнейшем для передачи телесигнала через СР в режиме ЕЦП на ОК планировалась установка остронаправленной антенны.

Прием полетной информации в режиме ЕЦП осуществлялся на шести наземных станциях слежения (Евпатория, Москва, Байконур, Улан-Удэ, Уссурийск и Петропавловск-Камчатский) и на корабле слежения «Космонавт Георгий Добровольский», находящемся в Тихом океане, в районе включения двигательной установки ОК при торможении для схода с орбиты. Эти же наземные станции слежения и еще три корабля слежения («Маршал Неделин» в Тихом океане, а также «Космонавт Владислав Волков» и «Космонавт Павел Беляев» — в Атлантическом) принимали ТМИ с традиционных автономных телеметрических передатчиков. Связь ЦУП со всеми этими наземными и плавучими станциями слежения осуществлялась через систему связи и передачи данных (ССПД) НКУ с привлечением связных СР «Горизонт», «Радуга», «Молния» и наземных каналов связи.

При первом полете ОК из состава ССКУ был задействован один СР «Альтаир» в точке стояния на ГСО 16° з.д. и один ПР в подмосковном Щелкове. Это позволило увеличить коэффициент глобальности связи с ОК до $K_{rc} \approx 0.4$ (с $K_{rc} \approx 0.15$ при использовании связи только через СС), что существенно расширяло возможности контроля и управления полетом ОК «Буран». При этом канал обмена КПИ и прием ТМИ через СР был основным на участке выведения, на орбитальном участке полета вне зон видимости СС и на участке спуска с орбиты после выхода из плазмы. В дальнейшем планировался ввод в ССКУ еще двух СР «Альтаир» и второго ПР. Схема обмена информацией при первом пуске ОК «Буран» с ЦУП в режиме ЕЦП через СР «Альтаир» и через СС приведена на рис. 3.



Рис. 3. Схема обмена информацией в первом полете ОК «Буран» с ЦУП в режиме единого цифрового потока через спутникретранслятор «Альтаир» и станции слежения наземного комплекса управления

О возможности использования в программе МКС научно-технического задела и опыта эксплуатации спутниковой системы связи со станцией «Мир» и кораблем «Буран»

Использование СР «Альтаир» для обеспечения высококачественной связи с ОС «Мир» прекратилось в сентябре 1998 г., когда отказал последний СР «Альтаир» из состава российской ССКУ того периода.

С этого времени, на протяжении более 10 лет, опыт реализованных прогрессивных решений в БРТК и НКУ программ ОС «Мир» и ОК «Буран» в нашей стране не получал практического развития.

В БРТК Российского сегмента (PC) МКС, а также в транспортных и грузовых кораблях «Союз-Т» (затем «Союз-ТМ», «Союз-ТМА») и «Прогресс» («Прогресс-М»), запущенных к МКС в период до 2012 г., обмен полетной информацией в структуре ЕЦП не предусматривался, и такой аппаратуры на PC МКС и корабли не устанавливалось.

При этом следует отметить, что в американской космической технике уже более 30 лет обмен информацией КА-ЦУП осуществляется в режиме ЕЦП, а в составе их ССКУ – имеющейся в распоряжении NASA системе TDRSS (Tracking and Data Relay Satellite System) — функционирует на ГСО не менее шести СР, сгруппированных в трех районах на экваторе, что при двух достаточно разнесенных ПР (США и о. Гуам) обеспечивает К_{те} = 1, т. е. связь с КА в любое время полета. Управление полетом через TDRSS является основным для Американского сегмента МКС и, по согласованию с американским ЦУП-Х, достаточно широко используется при управлении полетом РС МКС для контроля и управления полетом в длительных операциях вне зон связи через российские СС (сближение с транспортными кораблями, выходы в открытый космос, продолжительные эксперименты).

Возврат к «забытым» технологиям спутниковой системы контроля и управления полетом возобновился в российской космической технике только на рубеже 2008-2009 гг. В настоящее время завершается воссоздание российской ССКУ — многофункциональной космической системы ретрансляции (МКСР) на базе вновь разработанных СР «Луч» и ПР с наземной аппаратурой «Клен-Р».

При создании ССКУ на базе новых СР «Луч» учитывается опыт работы спутниковой системы связи на ОС «Мир», который показал, что:

• в дальнейших разработках комплексов спутниковой связи, учитывая приоритетный

характер ССКУ по сравнению с системами связи через НКУ, необходимо внедрять цифровые методы передачи информации с целью использования в *Ки*-диапазоне обмена высокоскоростными видами информации. По этим радиолиниям может передаваться информация объемом до 64 Мбит/с и более;

• разработка новых комплексов спутниковой связи должна проводиться с учетом международных требований по структуре сигналов с целью обеспечения возможности организовывать сеансы связи через любые спутники-ретрансляторы: американские и европейские (*TDRSS* и др.).

Основным научно-техническим вкладом при создании комплекса спутниковой связи РС МКС явилась разработка и внедрение широкополосной системы «Лира» (аналог комплекса «Антарес»), которая изготовлена, конструктивно оформлена и испытана в составе служебного модуля (СМ) МКС. При этом введена следующая модернизация:

• конструкция АПБ ОНА осуществлена с учетом выполнения ремонтно-восстановительных работ входных приемных устройств точного пеленга;

• с помощью модема СА324 (вместо приемника и блока сопряжения источников видеосигналов и звукового сопровождения) обеспечена передача всех видов ТВ-сигналов (*SECAM*, *PAL* и др.).

По состоянию на середину 2013 г. выведены на ГСО два СР «Луч» (с точками стояния 16° з.д. и 167° в.д.), и введены в строй два ПР (в г. Королев и Железногорск). В 2014 г. запланировано введение в состав МКСР третьего СР (в точке стояния 95° в.д.), а в 2015 г. — третьего ПР (в г. Углегорск). После образования полной конфигурации МКСР (т. е. воссоздания российской ССКУ) в составе трех СР и трех ПР, в этой комплектации ССКУ, при условии установки на КА-абоненты соответствующей аппаратуры ретрансляции, коэффициент глобальности связи с российскими КА может быть поднят до значения К_{гс} = 0,8-0,9.

Произошел сдвиг и в создании современных БРТК по обмену полетной информацией в режиме ЕЦП. Уже в 2011 г. был разработан и проверен в КИС РКК «Энергия», а затем доставлен на борт МКС экспериментальный комплект аппаратуры единой командно-телеметрической системы (ЕКТС), обеспечивающей обмен полетной информацией (КПИ, ТМИ, РКО, ТЛФ и малокадровое ТВ) между РС МКС и ЦУП как через СС, так и через ССКУ.

В составе НКУ для взаимодействия с ЕКТС вводятся станции «Клен», на первом
этапе на четырех новых наземных СС (г. Калининград, Медвежьи Озера, Байконур, г. Железногорск).

В конце 2012 – начале 2013 гг. начались проверки экспериментальной аппаратуры ЕКТС на борту РС МКС при взаимодействии с двумя станциями «Клен» (экспериментальной в Москве и на СС в г. Железногорск). В 2014 г. планируется экспериментальная проверка связи РС МКС с СР ССКУ через ЕКТС с АФАР.

При условии положительных результатов этих проверок на борту РС МКС в 2015 г. запланирована полная замена существующих комплектов БРТК «Регул» на ЕКТС с АФАР, а затем ввод в состав БРТК широкополосной аппаратуры типа «Поток», значительно повышающей информативность канала связи через СР и обеспечивающей передачу в ЦУП через ОНА и СР в том числе и телевизионной информации. ЕКТС и «Поток» взаимодействуют с СС и СР в современных международных диапазонах радиоволн — S и Ku соответственно

(на ОК «Буран» использовалась аппаратура ЕЦП *D*-диапазона). Использование этих диапазонов радиоволн позволяет, при эквивалентной информативности каналов обмена информацией, улучшить габаритно-массовые характеристики и снизить энергопотребление бортовой аппаратуры как на КА-абоненте, так и на СР.

В состав БРТК транспортных кораблей «Прогресс-МС» и «Союз-МС», помимо традиционных автономных средств обмена ТЛФ, ТМИ и ТВ через СС, также будет входить аппаратура ЕКТС с ВНА и АФАР для обмена информацией с ЦУП в ЕЦП как через СС, так и через ССКУ. Плановые сроки запуска этих кораблей к МКС — IV кв. 2015 г. и I кв. 2016 г. соответственно.

Схема связи РС МКС, транспортных модернизированных грузовых и пилотируемых кораблей «Прогресс-МС» и «Союз-МС» с ЦУП в режиме ЕЦП через СР «Луч» ССКУ и СС НКУ приведена на рис. 4.



Рис. 4. Схема обмена информацией РС МКС, кораблей «Прогресс-МС» и «Союз-МС» с ЦУП в режиме единого цифрового потока через спутник-ретранслятор «Луч» ССКУ и СС НКУ

Заключение

Таким образом, по РС МКС и пилотируемым и грузовым кораблям к этой станции к началу 2016 г. планируется вернуться к проверенной при эксплуатации на ОС «Мир» и в полете ОК «Буран» прогрессивной технологии управления полетом: обмен информацией между КА и ЦУП в едином цифровом потоке с использованием спутниковой системы контроля и управления. На перспективном транспортном корабле (ПТК), разрабатываемом РКК «Энергия», в качестве БРТК планируется установка единой цифровой системы обмена информацией с ЦУП — как через СС, так и через ССКУ, причем обмен информацией через ССКУ при полетах ПТК по околоземным орбитам будет основным каналом.

Список литературы

1. Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королева, 1946-1996 / Королев: РКК «Энергия», 1996.

2. Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королева. На рубеже двух веков. 1996-2001 гг. / Королев: РКК «Энергия», 2001.

3. Многоразовый орбитальный корабль «Буран» / Под редакцией Семенова Ю.П., Лозино-Лозинского Г.Е., Лапыгина В.Л. и Тимченко В.А. М.: Машиностроение, 1995. Статья поступила в редакцию 16.10.2013 г. УДК 629.78.015.076.6:521.3

СТАБИЛИЗАЦИЯ ОРБИТАЛЬНОЙ ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

© 2013 г. Зубов Н.Е., Лапин А.В., Микрин Е.А.

ОАО «Ракетно-космическая корпорация "Энергия" имени С.П. Королёва» (РКК «Энергия») Ул. Ленина, 4А, г. Королёв, Московская область, Россия, 141070, *e-mail: post@rsce.ru*

Рассматривается задача орбитальной стабилизации космического annapama npu несовпадении связанной системы координат с главными осями инерции. С применением метода точного размещения полюсов получены аналитические выражения матрицы обратной связи регулятора задачи орбитальной стабилизации космического annapama.

Ключевые слова: орбитальная стабилизация, тензор инерции, метод точного размещения полюсов.

STABILIZATION OF SPACECRAFT ORBITAL ATTITUDE

Zubov N.E., Lapin A.V., Mikrin E.A.

S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia (RSC Energia) 4A Lenin Street, Korolev, Moscow region, 141070, Russia, e-mail: post@rsce.ru

The paper discusses the problem of spacecraft orbital stabilization when the body-fixed reference system is misaligned with respect to the principal axes of inertia. Using the exact pole placement technique, analytical expressions were obtained for the feedback controller matrix of the spacecraft orbital stabilization problem.

Key words: orbital stabilization, inertia tensor, exact pole placement method.









ЛАПИН А.В.

МИКРИН Е.А.

ЗУБОВ Николай Евгеньевич — дтн, заместитель руководителя по науке НТЦ РКК «Энергия», e-mail: nikolay.zubov@rsce.ru

ZUBOV Nickolay Eugenevich — Doctor of Science (Engineering), Deputy Director for Science of STC at RSC Energia

ЛАПИН Алексей Владимирович — аспирант РКК «Энергия», инженер-математик, e-mail: post@rsce.ru LADIN Alevey Vladimiroviah — Post graduate Software Engineer at PSC Energia

 $LAPIN\ Alexey\ Vladimirovich-Post-graduate,\ Software\ Engineer\ at\ RSC\ Energia$

МИКРИН Евгений Анатольевич — дтн, академик РАН, первый заместитель генерального конструктора РКК «Энергия», e-mail: eugeny.mikrin@rsce.ru MIKRIN Evgeny Anatolyevich — Doctor of Science (Engineering), RAS academician, First Deputy General Designer at RSC Energia

Введение

В процессе полета поддержание орбитальной ориентации космического аппарата (КА) является наиболее распространенной задачей, реализуемой системой управления движением. Характерной особенностью решения задачи стабилизации орбитальной ориентации является предположение о совпадении связанной системы координат с главными осями инерции КА. Однако в процессе длительного полета КА, по мере выработки запасов топлива, может достаточно существенно измениться тензор инерции КА [1], и, как следствие этого, связанная система координат не совпадет с главными осями инерции. Это обстоятельство приведет к ухудшению точности орбитальной ориентации, если не скорректировать закон управления стабилизацией. Данная статья посвящена синтезу аналитического решения задачи стабилизации орбитальной ориентации при несовпадении связанной системы координат с главными осями инерции.

1. Уравнения движения КА

Динамические уравнения углового движения КА при воздействии гравитационного момента и момента управления имеют вид

$$J\dot{\omega}_{abc} + \omega_{abc} \times J\omega_{abc} = 3\omega_0^2 \cdot i_2 \times Ji_2 + M_{ynp}, \quad (1.1)$$

где
$$J = \begin{bmatrix} J_x & -J_{xy} & -J_{xz} \\ -J_{xy} & J_y & -J_{yz} \\ -J_{xz} & -J_{yz} & J_z \end{bmatrix}$$
 — матрица тензора

инерции КА [2]; $\vec{r} = i_2 - единичный вектор$

местной вертикали [1]; ω_0 — орбитальная скорость КА на круговой орбите; $\omega_{_{abc}}$ вектор абсолютной угловой скорости в проекциях на связанный базис; M_{ynp} — управляю-щий момент. В предположении малых углов отклонения связанного базиса от орбитального вместо (1.1) имеем [2]

$$\begin{bmatrix} J_{x} & -J_{xy} & -J_{xz} \\ -J_{xy} & J_{y} & -J_{yz} \\ -J_{xy} & -J_{yz} & J_{z} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\gamma} + \omega_{0} \dot{\psi} \\ \ddot{\psi} - \omega_{0} \dot{\gamma} \\ \ddot{\theta} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & \dot{\theta} + \omega_{0} \\ \dot{\theta} - \omega_{0} & \dot{\theta} \\ -\dot{\psi} + \omega_{0} \dot{\gamma} & \dot{\gamma} + \omega_{0} \psi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\psi} - \omega_{0} \dot{\gamma} \\ \dot{\psi} - \omega_{0} \dot{\gamma} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} \times$$
(1.2)

$$\times \begin{bmatrix} J_{x} & -J_{xy} & -J_{xz} \\ -J & J_{y} & -J_{yz} \\ -J_{xy} & -J_{yz} & J_{z} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\gamma} + \omega_{0}\psi \\ \dot{\psi} - \omega_{0}\gamma \\ \dot{\theta} - \omega_{0} \end{bmatrix} = 3\omega_{0}^{2} \begin{bmatrix} 0 & \gamma & 1 \\ -\gamma & 0 & -\theta \\ -1 & \theta & 0 \end{bmatrix} \times \\ \times \begin{bmatrix} J_{x} & -J_{xy} & -J_{xz} \\ -J_{xy} & J_{y} & -J_{yz} \\ -J_{xy} & -J_{yz} & J_{z} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ -\gamma \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_{x} \\ u_{y} \\ u_{z} \end{bmatrix},$$

здесь ү, ψ , θ — углы крена, рысканья, тангажа соответственно; u_x , u_y , u_z – управляющие воздействия. Если отбросить слагаемые второго порядка малости, то при условии незначительных угловых скоростей система (1.2) будет выглядеть так:

$$E\dot{x} = A^*x + B^*u + M^*\xi, \tag{1.3}$$

где

 a_{\star}

$$\begin{aligned} a_{44} &= 0; \ a_{45} = 3\omega_0^2 J_{yz}; \ a_{46} = -2\omega_0 J_{xz}; \\ a_{61} &= -4\omega_0^2 J_{xz}; \ a_{62} = -2\omega_0 J_{yz}; \ a_{63} = -\omega_0^2 J_{yz}; \\ a_{64} &= 2\omega_0 J_{xz}; \ a_{65} = 3\omega_0^2 (J_y - J_x); \ a_{66} = 0; \\ \xi &= U^0 = (\xi_x \ \xi_y \ \xi_z)^T = (-4\omega_0^2 J_{yz} \ \omega_0^2 J_{xz} \ 3\omega_0^2 J_{xy})^T; \\ x &= (x_1 \ x_2 \ x_3 \ x_4 \ x_5 \ x_6)^T; \ u = (u_x \ u_y \ u_z); \\ x_1 &= \gamma; \ x_2 = \dot{\gamma}; \ x_3 = \psi; \ x_4 = \dot{\psi}; \ x_5 = \theta; \ x_6 = \dot{\theta}, \end{aligned}$$

где ξ_x , ξ_y , ξ_z — постоянные возмущения, обусловленные линеаризацией системы (1.2). В форме Коши выражение (1.3) будет иметь вид

$$\dot{x} = Ax + Bu + M\xi, \tag{1.4}$$

где $A = E^{-1}A^*$, $B = E^{-1}B^*$, $M = E^{-1}M^*$.

Поскольку объект, описываемый уравнением (1.3), подвержен детерминированному внешнему возмущению $\xi(t) = \text{const}$, то для определения управляющего воздействия задачи орбитальной стабилизации воспользуемся методом, изложенным в [3]. Считаем, что нам задан трехмерный вектор регулируемых переменных

$$y = Cx, \tag{1.5}$$

где *С* — матрица регулируемых параметров размером 3×6, такая, что

$$\operatorname{rank}\left[\begin{array}{c} A, \ B\\ C, \ 0_{3\times 3} \end{array}\right] = 9$$

Требуется найти управление *u*, при котором установившаяся ошибка по регулируемому вектору удовлетворяла бы условию $y_{ycr} = \lim_{t\to\infty} y(t) = 0$, а корни характеристического

уравнения замкнутой системы автоматического регулирования располагались бы заданным образом в плоскости корней.

Для решения задачи введем новые переменные $\Delta x = x - x_{y_{cT}}$ и $\Delta u = u - u_{y_{cT}}$, где $x_{y_{cT}}$ и $u_{y_{cT}}$ – установившиеся ошибки по векторам состояния и управления соответственно. Поскольку $\dot{x}_{y_{cT}} = 0$, из уравнения (1.4) следует, что $Ax_{y_{cT}} + Bu_{y_{cT}} = -M\xi$, а поскольку $y_{y_{cT}} = 0$, то, согласно тождеству (1.5), $Cx_{y_{cT}} = 0$. Таким образом, можно записать выражение для объединенного вектора установившихся ошибок

$$\begin{bmatrix} x_{y_{\text{vr}}} \\ y_{y_{\text{rr}}} \end{bmatrix} = -\begin{bmatrix} A, B \\ C, 0_{3\times 3} \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} M \\ 0_{3\times 3} \end{bmatrix} \xi. \quad (1.6)$$

В новых переменных уравнение (1.4) приобретает вид

$$\Delta \dot{x} = A \Delta x + B \Delta u. \tag{1.7}$$

Предположим, что некоторым образом найдено управление $\Delta u = -K\Delta x$ с матрицей регулятора по состоянию *К* размерности 3×6, обеспечивающее требуемое расположение корней. Тогда, согласно определению переменных Δx и Δu , очевидно, что $u = -Kx + (Kx_{ycr} + u_{ycr})$. Другими словами, возвращаясь к прежним переменным, с учетом (1.6) можно получить искомое управление

$$u = -Kx - [K, E_3] \begin{bmatrix} A, B\\ C, 0_{3\times 3} \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} M\\ 0_{3\times 3} \end{bmatrix} \xi. \quad (1.8)$$

Символом E_n обозначена единичная матрица порядка *n*. Отметим, что управление может быть вычислено по формуле (1.8) тогда и только тогда, когда выполняется соотношение (1.5).

Применительно к рассматриваемой задаче матрица регулируемых параметров имеет вид $C = [E_3, 0_{3\times3}]$. Подставив указанные значения параметров в формулу (1.8) и проведя соответствующие расчеты в пакете символьных вычислений *Symbolic Math Toolbox* (среда *Matlab*), окончательно получим тождество

$$u = -M\xi - Kx. \tag{1.9}$$

2. Аналитическое решение задачи управления

Для поиска аналитического решения управления системой (1.4) воспользуемся методом точного размещения полюсов [3]. Для этого будем использовать линейную многомерную динамическую систему с многими входами и многими выходами (*MIMO – Multi Input Multi Output*)

$$Dx = Ax + Bu, \tag{2.1}$$

где $x \in R^n$ — вектор состояния; $u \in R^r$ вектор входа; R — множество действительных чисел; n > r; D — символ, обозначающий либо оператор дифференцирования $Dx(t) = \dot{x}(t)$, либо оператор сдвига Dx(t) = x(t + 1).

Предполагается, что матрица $B \in R^{n \times r}$ имеет полный ранг, а матрица $A \in R^{n \times n}$ заведомо неустойчива, т.е. множество ее собственных значений (*спектр*)

$$\operatorname{eig}(A) = \{ \lambda_i \in C : \det (\lambda I_n - A) = 0 \},\$$

где I_n — единичная матрица размера $n \times n$; C — множество комплексных чисел (комплексная плоскость), обязательно включает такие $\lambda_i \in C$, что $\operatorname{Re}(\lambda_i) > 0$ для случая $Dx(t) = \dot{x}(t)$ и $|\lambda_i| > 1$ для случая Dx(t) = x(t+1).

Здесь $|\lambda_i|$ — модуль собственного значения λ_i .

Введем понятие C^{stab} , которое в дальнейшем, в зависимости от типа изучаемой *МІМО*системы (непрерывной или дискретной), будет обозначать соответственно левую полуплоскость C^- плоскости C, т.е. $C^{stab} \doteq C^-$, либо область внутри круга единичного радиуса с центром в начале C, т. е. $C^{stab} \doteq C_{|\lambda| < 1}$. Считается, что для *МІМО*-системы (2.1) существует управление с обратной связью вида

$$u = -Kx, \tag{2.2}$$

где $K \in \mathbb{R}^{r \times n}$ — матрица регулятора по состоянию.

Управление системой (2.1) с помощью законов (2.2) является классической задачей, когда необходимо найти такую матрицу K, которая обеспечивает требование на размещение полюсов замкнутой системы (собственных значений матриц A - BK) в заданных точках C^{stab} или в заданной области C^{stab} (заданной областью, например, может быть вся левая полуплоскость C).

Требования на распределение полюсов можно задавать с помощью разложения полинома на множители, например

$$\det(\lambda I_n - A + BK) =$$

= $(\lambda - \tilde{\lambda}_1)(\lambda - \tilde{\lambda}_2)...(\lambda - \tilde{\lambda}_n),$ (2.3)

где λ_i — заданные значения корней полинома (собственные значения матрицы A - BK).

Пусть $B^{\perp T} = \text{null}(B^T) -$ ортогональная матрица, удовлетворяющая условиям

$$B^{\perp}B = 0_{(n-r) \times r}; \tag{2.4}$$

$$B^{\perp}B^{\perp T} = I_{n-r}; \tag{2.5}$$

B⁺ — псевдообратная матрица Мура-Пенроуза, т. е.

$$BB^{+}B = B; B^{+}BB^{+} = B^{+};$$

 $(B^{+}B)^{T} = B^{+}B; (BB^{+})^{T} = BB^{+}.$

Здесь null(·) — оператор вычисления базиса нуль-пространства; $0_{(n-r)\times r}$ — нулевая матрица размера $(n-r)\times r$.

В соответствии с [4] рассмотрим следующую многоуровневую декомпозицию МІМОсистемы (2.1), представляемую парой матриц (A, B), где $A \in \mathbb{R}^{n \times n}$, $B \in \mathbb{R}^{n \times r}$:

нулевой (исходный) уровень

$$A_0 = A; B_0 = B;$$
 (2.6)

первый уровень

$$A_{1} = B_{0}^{\perp}A_{0}B_{0}^{\perp T}; B_{1} = B_{0}^{\perp}A_{0}B_{0}; \qquad (2.7)$$

k-й (промежуточный) уровень

$$A_{k} = B_{k-1}^{\perp} A_{k-1} B_{k-1}^{\perp T}; B_{k} = B_{k-1}^{\perp} A_{k-1} B_{k-1}; \quad (2.8)$$

L-й (конечный) уровень, L = ceil(n/r) - 1,

$$A_{L} = B_{L-1}^{\perp} A_{L-1} B_{L-1}^{\perp T}; B_{L} = B_{L-1}^{\perp} A_{L-1} B_{L-1}, \quad (2.9)$$

где ceil(*) — операция округления числа * в сторону большего значения, например, ceil(0,1) = 1, ceil(1,6) = 2, ceil(2,01) = 3 и т.д.

В соответствии с теоремой [4] для *МІМО*системы (2.1) матрица $K \in \mathbb{R}^{r \times n}$, определяющая регулятор по состоянию, удовлетворяет формулам

$$K = K_0 = B_0^{-}A_0^{-} \Phi_0 B_0^{-}; B_0^{-} = K_1 B_0^{\perp} + B_0^{+}; \quad (2.10)$$

$$K_{1} = B_{1}^{-}A_{1} - \Phi_{1}B_{1}^{-}; B_{1}^{-} = K_{2}B_{1}^{\perp} + B_{1}^{+}; \dots$$
(2.11)

$$K_{k} = B_{k}^{-}A_{k} - \Phi_{k}B_{k}^{-}; B_{k}^{-} = K_{k+1}B_{k}^{+} + B_{k}^{+}; \dots$$
(2.12)

$$K_{L} = B_{L}^{-}A_{L} - \Phi_{L}B_{L}^{-}, \qquad (2.13)$$

тогда

$$\operatorname{eig}(A - BK) = \bigcup_{i=1}^{L+1} \operatorname{eig}(\Phi_{i-1}).$$
 (2.14)

Из теоремы вытекает следующий *алгоритм синтеза* регулятора, обеспечивающего заданное размещение полюсов:

- 1) назначить матрицы $A_0 = A; B_0 = B;$
- 2) вычислить L = ceil(n/r) 1;
- 3) задать матрицы $\Phi = \Phi_0, \Phi_1, ..., \Phi_L$ та-L+1

кие, что $\bigcup_{i=1}^{L+1} eig(\Phi_{i-1})$ — желаемый спектр замк-

нутой системы;

4) рассчитать ортогональный аннулятор $B_0^{\perp} = B^{\perp}$, а затем матрицы

$$\begin{split} A_{1} &= B_{0}^{\perp}A_{0}B_{0}^{\perp T}; B_{1} = B_{0}^{\perp}A_{0}B_{0}, ...; \\ A_{k} &= B_{k-1}^{\perp}A_{k-1}B_{k-1}^{\perp T}; B_{k} = B_{k-1}^{\perp}A_{k-1}B_{k-1}; \end{split}$$

5) вычислить ортогональный аннулятор B_{b}^{\perp} , а затем матрицы

$$A_{k+1} = B_k^{\perp} A_k B_k^{\perp T}; B_{k+1} = B_k^{\perp} A_k B_k, ...;$$

6) определить ортогональный аннулятор B_{L-2}^{\perp} а затем матрицы

$$A_{L-1} = B_{L-2}^{\perp} A_{L-2} B_{L-2}^{\perp T}; B_{L-1} = B_{L-2}^{\perp} A_{L-2} B_{L-2};$$

7) рассчитать ортогональный аннулятор B_{L-1}^{\perp} , а затем матрицы

$$A_{L} = B_{L-1}^{\perp} A_{L-1} B_{L-1}^{\perp T}; B_{L} = B_{L-1}^{\perp} A_{L-1} B_{L-1}^{\perp};$$

8) последовательно вычислить матрицы

$$K_L = B_L^- A_L - \Phi_L B_L^-;$$

$$\begin{split} B^-_{L-1} &= K_L B^\perp_{L-1} + B^+_{L-1}; K_{L-1} = B^-_{L-1} A_{L-1} - \Phi_{L-1} B^-_{L-1}, ...; \\ B^-_k &= K_{k+1} B^\perp_k + B^+_k; K_k = B^-_k A_k - \Phi_k B^-_k, ...; \\ B^-_1 &= K_2 B^\perp_1 + B^+_1; K_1 = B^-_1 A_1 - \Phi_1 B^-_1; \\ B^-_0 &= K_1 B^\perp_0 + B^+_0; K = K_0 = B^-_0 A_0 - \Phi_0 B^-_0. \end{split}$$

Регулятор с матрицей (2.10) обеспечивает выполнение условия (2.14).

3. Орбитальная стабилизация КА

Рассмотрим далее применение изложенного в разд. 2 алгоритма синтеза регулятора, обеспечивающего заданное размещение полюсов применительно к задаче нахождения законов стабилизации орбитальной ориентации КА, которая описывается моделью (1.3). В данном случае имеем

$$A = E^{-1}A^* = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ a_{21}^0 & a_{22}^0 & a_{23}^0 & a_{24}^0 & a_{25}^0 & a_{26}^0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ a_{41}^0 & a_{42}^0 & a_{43}^0 & a_{44}^0 & a_{45}^0 & a_{46}^0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ a_{61}^0 & a_{62}^0 & a_{63}^0 & a_{64}^0 & a_{65}^0 & a_{66}^0 \end{pmatrix};$$

$$B = E^{-1}B^* = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 \\ b_{21}^0 & b_{22}^0 & b_{23}^0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ b_{41}^0 & b_{42}^0 & b_{43}^0 \\ 0 & 0 & 0 \\ b_{61}^0 & b_{62}^0 & b_{63}^0 \end{pmatrix},$$
(3.1)

где

$$\begin{split} a_{21}^{0} &= -(e_{26}(a_{41}e_{46} - a_{61}e_{44}) - e_{24}(a_{41}e_{66} - a_{61}e_{46}) - \\ &- a_{21}e_{46}^{2} + a_{21}e_{44}e_{66})/a^{d}; \\ a_{22}^{0} &= -(e_{26}(a_{42}e_{46} - a_{62}e_{44}) - e_{24}(a_{42}e_{66} - a_{62}e_{46}) - \\ &- a_{22}e_{46}^{2} + a_{22}e_{44}e_{66})/a^{d}; \\ a_{23}^{0} &= -(e_{26}(a_{26}e_{44} - a_{43}e_{46}) - e_{24}(a_{43}e_{66} - a_{63}e_{46}) - \\ &- a_{23}e_{46}^{2} + a_{23}e_{44}e_{66})/a^{d}; \\ a_{24}^{0} &= -(e_{26}(a_{44}e_{46} - a_{64}e_{44}) - e_{24}(a_{44}e_{66} - a_{64}e_{46}) - \\ &- a_{24}e_{46}^{2} + a_{24}e_{44}e_{66})/a^{d}; \\ a_{25}^{0} &= -(e_{26}(a_{45}e_{46} - a_{65}e_{44}) - e_{24}(a_{45}e_{66} - a_{65}e_{46}) - \\ &- a_{25}e_{46}^{2} + a_{25}e_{44}e_{66})/a^{d}; \\ a_{26}^{0} &= -(a_{26}(a_{46}e_{46} - a_{66}e_{44}) - e_{24}(a_{46}e_{66} - a_{66}e_{46}) - \\ &- a_{26}e_{46}^{2} + a_{26}e_{44}e_{66})/a^{d}; \\ a^{d} &= e_{66}e_{24}^{2} - 2e_{24}e_{26}e_{46} + e_{44}e_{26}^{2} + e_{22}e_{46}^{2} - e_{22}e_{44}e_{66}; \end{split}$$

$$\begin{aligned} a_{41}^{0} &= -(e_{46}(a_{21}e_{26} - a_{61}e_{22}) - e_{24}(a_{21}e_{66} - a_{61}e_{26}) - \\ &- a_{41}e_{26}^{2} + a_{41}e_{22}e_{66})/a^{d}; \\ a_{42}^{0} &= -(e_{46}(a_{22}e_{26} - a_{62}e_{22}) - e_{24}(a_{22}e_{66} - a_{62}e_{26}) - \\ &- a_{42}e_{26}^{2} + a_{42}e_{22}e_{66})/a^{d}; \\ a_{43}^{0} &= -(e_{46}(a_{23}e_{26} - a_{63}e_{22}) - e_{24}(a_{23}e_{66} - a_{63}e_{26}) - \\ &- a_{43}e_{26}^{2} + a_{43}e_{22}e_{66})/a^{d}; \\ a_{45}^{0} &= -(e_{46}(a_{24}e_{26} - a_{65}e_{22}) - e_{24}(a_{25}e_{66} - a_{65}e_{26}) - \\ &- a_{45}e_{26}^{2} + a_{44}e_{22}e_{66})/a^{d}; \\ a_{45}^{0} &= -(e_{46}(a_{25}e_{26} - a_{65}e_{22}) - e_{24}(a_{25}e_{66} - a_{65}e_{26}) - \\ &- a_{45}e_{26}^{2} + a_{45}e_{22}e_{66})/a^{d}; \\ a_{46}^{0} &= -(e_{46}(a_{26}e_{26} - a_{66}e_{22}) - e_{24}(a_{25}e_{66} - a_{66}e_{26}) - \\ &- a_{45}e_{26}^{2} + a_{45}e_{22}e_{66})/a^{d}; \\ a_{61}^{0} &= -(e_{46}(a_{21}e_{24} - a_{41}e_{22}) - e_{26}(a_{21}e_{44} - a_{41}e_{24}) - \\ &- a_{61}e_{24}^{2} + a_{61}e_{22}e_{44})/a^{d}; \\ a_{62}^{0} &= -(e_{46}(a_{22}e_{24} - a_{42}e_{22}) - e_{26}(a_{22}e_{44} - a_{42}e_{24}) - \\ &- a_{62}e_{24}^{2} + a_{65}e_{22}e_{44})/a^{d}; \\ a_{63}^{0} &= -(e_{46}(a_{22}e_{24} - a_{42}e_{22}) - e_{26}(a_{22}e_{44} - a_{43}e_{24}) - \\ &- a_{63}e_{24}^{2} - a_{63}e_{22}e_{44})/a^{d}; \\ a_{63}^{0} &= -(e_{46}(a_{22}e_{24} - a_{42}e_{22}) - e_{26}(a_{25}e_{44} - a_{45}e_{24}) - \\ &- a_{65}e_{24}^{2} + a_{66}e_{22}e_{44})/a^{d}; \\ a_{65}^{0} &= -(e_{46}(a_{22}e_{24} - a_{45}e_{22}) - e_{26}(a_{25}e_{44} - a_{45}e_{24}) - \\ &- a_{66}e_{24}^{2} + a_{66}e_{22}e_{44})/a^{d}; \\ a_{66}^{0} &= -(e_{46}(a_{25}e_{24} - a_{45}e_{22}) - e_{26}(a_{25}e_{44} - a_{45}e_{24}) - \\ &- a_{66}e_{24}^{2} + a_{66}e_{22}e_{44})/a^{d}; \\ a_{66}^{0} &= -(e_{46}(a_{26}e_{24} - a_{46}e_{22}) - e_{26}(a_{25}e_{44} - a_{45}e_{24}) - \\ &- a_{66}e_{24}^{2} + a_{66}e_{22}e_{44})/a^{d}; \\ a_{66}^{0} &= -(e_{46}(a_{26}e_{24} - a_{46}e_{22}) - e_{26}(a_{25}e_{44} - a_{46}e_{24}) - \\ &- a_{66}e_{24}^{2} + a_{66}e_{22}e_{44})/a^{d}; \\ a_{11}^{0} &$$

 $L = \operatorname{ceil}(n/r) - 1 = 2 - 1 = 1$

декомпозиции

— два (нулевой и первый).

Будем считать, что заданный характеристический полином замкнутой системы (2.3) имеет вид

$$\det(\lambda I_6 - A + BK) =$$

= $(\lambda - \tilde{\lambda}_1) \dots (\lambda - \tilde{\lambda}_6) = \prod_{i=1}^6 (\lambda - \tilde{\lambda}_i),$ (3.2)

где λ_i заданы, исходя из определенных требований.

Согласно введенной в разд. 2 многоуровневой декомпозиции нулевой уровень для *MIMO*-системы с $Dx(t) = \dot{x}(t)$ и матрицами (3.1) имеет вид

$$A_{0} = A; B_{0} = B; (3.3)$$

$$B_{0}^{\perp} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{pmatrix};$$

$$B_{0}^{\perp} = \begin{pmatrix} 0 & e_{22} & 0 & e_{24} & 0 & e_{26} \\ 0 & e_{24} & 0 & e_{44} & 0 & e_{46} \\ 0 & e_{26} & 0 & e_{46} & 0 & e_{66} \end{pmatrix}.$$

$$(3.4)$$

Нетрудно убедиться, что для матрицы B_0^{\perp} выполняется условие ортогональности (2.5).

Первый (и конечный) уровень для МІМОсистемы с $Dx(t) = \dot{x}(t)$ и матрицами (3.1) выглядит следующим образом:

Зададим матрицы $\Phi = \Phi_0$ и Φ_1 в следующем диагональном виде:

$$\Phi_{0} = \begin{pmatrix} \tilde{\lambda}_{1} & 0 & 0 \\ 0 & \tilde{\lambda}_{2} & 0 \\ 0 & 0 & \tilde{\lambda}_{3} \end{pmatrix};$$

$$\Phi_{1} = \begin{pmatrix} \bar{\lambda}_{1} & 0 & 0 \\ 0 & \bar{\lambda}_{2} & 0 \\ 0 & \bar{\lambda}_{2} & 0 \\ 0 & \bar{\lambda}_{3} \end{pmatrix},$$
(3.8)

где $(\tilde{\lambda}_i, \overline{\tilde{\lambda}_i})$ — комплексно-сопряженные пары чисел для всех i = 1, 2, 3. Выполняя вычисления по формулам (2.10) —

(2.13) с учетом матриц (3.3) – (3.8), получим

$$= \begin{pmatrix} 0 & 22N_{1} & 0 & 24N_{1} & 0 & 26N_{1} \\ e_{24}\tilde{\lambda}_{2} & e_{44}\tilde{\lambda}_{2} & e_{46}\tilde{\lambda}_{3} \\ e_{26}\tilde{\lambda}_{3} & e_{46}\tilde{\lambda}_{3} & e_{66}\tilde{\lambda}_{3} \end{pmatrix} \times$$
(3.10)
$$\times \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{pmatrix} =$$

$$= \begin{pmatrix} -\bar{\lambda}_{1}e_{22} & e_{22} & -\bar{\lambda}_{1}e_{24} & e_{24} & -\bar{\lambda}_{1}e_{26} & e_{26} \\ -\bar{\lambda}_{2}e_{24} & e_{24} & -\bar{\lambda}_{2}e_{44} & e_{44} & -\bar{\lambda}_{2}e_{46} & e_{46} \\ -\bar{\lambda}_{3}e_{26} & e_{26} & -\bar{\lambda}_{3}e_{46} & e_{46} & -\bar{\lambda}_{2}e_{46} & e_{46} \\ -\bar{\lambda}_{3}e_{26} & e_{26} & -\bar{\lambda}_{2}e_{44} & e_{44} & -\bar{\lambda}_{2}e_{46} & e_{46} \\ -\bar{\lambda}_{2}e_{24} & e_{24} & -\bar{\lambda}_{2}e_{44} & e_{44} & -\bar{\lambda}_{2}e_{46} & e_{46} \\ -\bar{\lambda}_{3}e_{26} & e_{26} & -\bar{\lambda}_{3}e_{46} & e_{46} & -\bar{\lambda}_{3}e_{66} & e_{66} \end{pmatrix} \times \\ \times \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ a_{21}^{0} & a_{22}^{0} & a_{23}^{0} & a_{24}^{0} & a_{25}^{0} & a_{26}^{0} \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ a_{21}^{0} & a_{22}^{0} & a_{23}^{0} & a_{24}^{0} & a_{25}^{0} & a_{26}^{0} \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ a_{41}^{0} & a_{42}^{0} & a_{63}^{0} & a_{64}^{0} & a_{65}^{0} & a_{66}^{0} \end{pmatrix} - \\ - \begin{pmatrix} \tilde{\lambda}_{1} & 0 & 0 & 0 & 1 \\ a_{61}^{0} & a_{62}^{0} & a_{63}^{0} & a_{64}^{0} & a_{65}^{0} & a_{66}^{0} \end{pmatrix} - \\ - \begin{pmatrix} \tilde{\lambda}_{1} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ a_{61}^{0} & a_{62}^{0} & a_{63}^{0} & a_{64}^{0} & a_{65}^{0} & a_{66}^{0} \end{pmatrix} \times \\ \times \begin{pmatrix} -\bar{\lambda}_{1}e_{22} & e_{22} & -\bar{\lambda}_{1}e_{24} & e_{24} & -\bar{\lambda}_{1}e_{26} & e_{26} \\ -\bar{\lambda}_{2}e_{24} & e_{24} & -\bar{\lambda}_{2}e_{44} & e_{44} & -\bar{\lambda}_{2}e_{46} & e_{46} \\ -\bar{\lambda}_{3}e_{66} & e_{66} \end{pmatrix} = \\ = \begin{pmatrix} k_{11} & k_{12} & k_{13} & k_{14} & k_{15} & k_{16} \\ k_{21} & k_{22} & k_{23} & k_{33} & k_{34} & k_{35} & k_{36} \end{pmatrix}, \end{cases}$$

где

$$\begin{split} k_{11} &= -a_{21} - e_{22}\tilde{\lambda}_{1}\tilde{\lambda}_{1}; \, k_{12} = e_{22}\tilde{\lambda}_{1} - a_{22} + e_{22}\tilde{\lambda}_{1}; \\ k_{13} &= -a_{23} - e_{24}\tilde{\lambda}_{1}\overline{\lambda}_{1}; \, k_{14} = e_{24}\tilde{\lambda}_{1} - a_{24} + e_{24}\overline{\lambda}_{1}; \\ k_{15} &= -a_{25} - e_{26}\tilde{\lambda}_{1}\overline{\lambda}_{1}; \, k_{16} = e_{26}\tilde{\lambda}_{1} - a_{26} + e_{26}\overline{\tilde{\lambda}}_{1}; \\ k_{21} &= -a_{41} - e_{24}\tilde{\lambda}_{2}\overline{\tilde{\lambda}}_{2}; \, k_{22} = e_{24}\tilde{\lambda}_{2} - a_{42} + e_{24}\overline{\tilde{\lambda}}_{2}; \\ k_{23} &= -a_{43} - e_{44}\tilde{\lambda}_{2}\overline{\tilde{\lambda}}_{2}; \\ k_{24} &= e_{44}\tilde{\lambda}_{2} - a_{44} + e_{44}\overline{\tilde{\lambda}}_{2}; \\ k_{25} &= -a_{45} - e_{46}\tilde{\lambda}_{2}\overline{\tilde{\lambda}}_{2}; \, k_{26} = e_{46}\tilde{\lambda}_{2} - a_{46} + e_{46}\overline{\tilde{\lambda}}_{2}; \\ k_{31} &= -a_{61} - e_{26}\tilde{\lambda}_{3}\overline{\tilde{\lambda}}_{3}; \, k_{32} = e_{26}\tilde{\lambda}_{3} - a_{62} + e_{26}\overline{\tilde{\lambda}}_{3}; \end{split}$$

КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА И ТЕХНОЛОГИИ № 3/2013

$$\begin{split} k_{33} &= -a_{63} - e_{46}\tilde{\lambda}_{3}\tilde{\lambda}_{3}; \\ k_{34} &= e_{46}\tilde{\lambda}_{3} - a_{64} + e_{46}\tilde{\lambda}_{3}; \\ k_{35} &= -a_{65} - e_{66}\tilde{\lambda}_{3}\overline{\tilde{\lambda}}_{3}; \\ k_{36} &= e_{66}\tilde{\lambda}_{3} - a_{66} + e_{66}\overline{\tilde{\lambda}}_{3}. \end{split}$$

Приведенные аналитические выражения (3.12), собственно, и определяют аналитическое решение задачи орбитальной стабилизации.

Получим далее значения коэффициентов в матрицах стабилизирующих регуляторов орбитальной ориентации в случае, когда характеристический полином (2.3) представляет собой полином Баттерворта 6-го порядка, имеющий вид

$$\begin{array}{c} \lambda^{6} + 3,8637\lambda^{5} + 7,4641\lambda^{4} + \\ + 9,1416\lambda^{3} + 7,4641\lambda^{2} + 3,8637\lambda + 1. \end{array} (3.13)$$

Корни полинома (3.13) равны

$$\begin{split} \tilde{\lambda}_{1} &= -0.2588 + j0.9659; \ \overline{\tilde{\lambda}}_{1} &= -0.2588 - j0.9659; \\ \tilde{\lambda}_{2} &= -0.9659 + j0.2588; \\ \overline{\tilde{\lambda}}_{2} &= -0.9659 - j0.2588; \end{split} \tag{3.14}$$

$$\tilde{\lambda}_3 = -0.7071 + j0.7071; \ \tilde{\lambda}_3 = -0.7071 - j0.7071.$$

Подстановка корней (3.14) в матрицу (3.11) дает следующие значения элементов матрицы коэффициентов регулятора

$$\begin{split} k_{11} &= -a_{21} - e_{22}; k_{12} &= -0.5176e_{22} - a_{22}; \\ k_{13} &= -a_{23} - e_{24}; k_{14} &= -0.5176e_{24} - a_{24}; \\ k_{15} &= -a_{25} - e_{26}; k_{16} &= -0.5176e_{26} - a_{26}; \\ k_{21} &= -a_{41} - e_{24}; k_{22} &= -1.9318e_{24} - a_{42}; \\ k_{23} &= -a_{43} - e_{44}; \\ k_{24} &= -1.9318e_{44} - a_{44}; \\ k_{25} &= -a_{45} - e_{46}; k_{26} &= -1.9318e_{46} - a_{46}; \\ k_{31} &= -a_{61} - e_{26}; k_{32} &= -1.4143e_{46} - a_{64}; \\ k_{35} &= -a_{65} - e_{66}; k_{36} &= -1.4143e_{66} - a_{66}. \end{split}$$

Варьируя индексы в (3.14), можно получить эквивалентные, в смысле удовлетворения характеристического полинома (3.12), значения элементов матрицы коэффициентов регулятора. В качестве численного примера рассмотрим только задачу стабилизации орбитальной ориентации КА.

4. Численный пример

Пусть начальный вектор состояния контура ориентации КА имеет следующие значения: $x_1 = x_3 = x_5 = 10^\circ$; $x_2 = x_4 = x_6 = 0$. Массоинерционные характеристики КА и пара-

метр круговой орбиты равны: $J_x = 4\ 600\ {\rm krm}^2;$ $J_y = 25\ 000\ {\rm krm}^2; J_z = 24\ 000\ {\rm krm}^2; J_{xy} = 840\ {\rm krm}^2;$ $J_{xz} = 850\ {\rm krm}^2; J_{yz} = 850\ {\rm krm}^2; \ \omega_0 = 0,001\ {\rm c}^{-1}.$ Для этих исходных данных проведем оценку точности орбитальной стабилизации КА в случае, когда значения элементов матрицы коэффициентов регулятора определяются выражением (3.15) и применяя решение, представленное в [4]. Результаты моделирования показали, что полученное в данной статье решение, определяемое (3.15), обеспечивает точность орбитальной ориентации на 0,11° выше, чем изложенное в [4].

Заключение

В статье рассмотрена задача орбитальной стабилизации КА при несовпадении связанной системы координат с главными осями инерции КА. С помощью метода точного размещения полюсов осуществлен синтез законов во всех каналах управления и, соответственно, получено аналитическое решение при полной матрице тензора инерции. В отличие от [4], найденное в данной работе решение задачи орбитальной стабилизации КА является универсальным и, соответственно, пригодно для любого вида матрицы тензора инерции, обеспечивает более точную орбитальную стабилизацию.

Список литературы

1. Теоретические основы проектирования информационно-управляющих систем космических аппаратов/ Под ред. Е.А. Микрина. М.: Наука, 2006.

2. Зубов Н.Е., Микрин Е.А., Мисриханов М.Ш., Рябченко В.Н., Тимаков С.Н., Черемных Е.А. Идентификация положения равновесной ориентации международной космической станции как задача матричного пополнения с устойчивостью // Известия РАН. Теория и системы управления. 2012. № 2. С. 130–144.

3. Справочник по теории автоматического управления/ Под ред. А.А. Красовского. М.: Наука, 1987.

4. Зубов Н.Е., Микрин Е.А., Мисриханов М.Ш., Рябченко В.Н. Синтез развязывающих законов стабилизации орбитальной ориентации космического аппарата// Известия РАН. Теория и системы управления. 2012. № 1. С. 92–108.

Статья поступила в редакцию 04.06.2013 г.

УДК 629.76/.78:620.9:523.3

КОСМИЧЕСКИЙ КОМПЛЕКС ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЭНЕРГОКЛИМАТИЧЕСКИХ ПРОБЛЕМ НА ЗЕМЛЕ

© 2013 г. Сизенцев Г.А.

ОАО «Ракетно-космическая корпорация "Энергия" имени С.П. Королёва» (РКК «Энергия») Ул. Ленина, 4А, г. Королёв, Московская область, Россия, 141070, *e-mail: post@rsce.ru*

Для решения энергоклиматических проблем на Земле предлагается создать космический комплекс, в состав которого должны входить система энергоснабжения Земли из космоса и космическая система регулирования термического режима атмосферы Земли, чьи элементы предполагается производить лунной промышленной инфраструктурой, использующей ресурсы Луны.

Ключевые слова: глобальный климат, парниковый эффект, либрационные точки Лагранжа, фотогравитационное поле, углеродная энергетика, антропогенное воздействие на климат.

A SPACE SYSTEM TO ADDRESS ENERGY AND CLIMATE PROBLEMS ON EARTH

Sizentsev G.A.

S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia (RSC Energia) 4A Lenin Street, Korolev, Moscow region, 141070, Russia, e-mail: post@rsce.ru

To address energy and climate problems on Earth, a space system is proposed which will include a subsystem to supply power from space to Earth and a space-based subsystem to adjust thermal conditions of the Earth atmosphere, and which will be constructed by a lunar industrial infrastructure utilizing lunar resources.

Key words: global climate, greenhouse effect, Lagrange libration points, photogravitation field, hydrocarbon-based power production, human impact on the climate.



СИЗЕНЦЕВ Геннадий Алексеевич – ведущий инженер РКК «Энергия», e-mail: post@rsce.ru SIZENTSEV Gennady Alexeyevich – Lead Engineer at RSC Energia

СИЗЕНЦЕВ Г.А.

Введение

Согласно прогнозам, рост численности населения Земли в XXI веке должен привести к увеличению потребления энергии, более 80% которой получается за счет сжигания углеродного топлива [1]. При этом в атмосферу выбрасывается углекислый газ, увеличивающий парниковый эффект и повышающий температуру приземного слоя атмосферы со скоростью, при которой следует ожидать значительных изменений глобального климата. Резкое изменение глобального климата на несколько градусов за столетие представляет собой экологическую угрозу для всей живой природы на Земле.

Киотский протокол к Рамочной конвенции ООН о предотвращении изменения климата [2]

претендует на серьезный вклад в решение данной проблемы. Однако ученые мира не имеют общего мнения о достаточности научного обоснования предлагаемых мер [3], и протокол не накладывает обязательств по сокращению выбросов парниковых газов на такие государства, как США, Китай и Индия. Поэтому дополнительно к мерам, предусмотренным Киотским протоколом, ученые продолжают искать эффективные меры стабилизации климата.

В данной работе рассмотрена концепция создания космического комплекса для стабилизации глобального климата, в состав которого должны входить система энергоснабжения нашей планеты из космоса и космическая система регулирования термического режима атмосферы Земли, чьи элементы предполагается производить лунной промышленной инфраструктурой, использующей ресурсы Луны.

Предложенная концепция затрагивает вопросы, связанные с космонавтикой, климатологией, мировой энергетикой и экологией. Для взаимопонимания специалистов этих областей деятельности ниже приведены основные понятия и определения, принятые в данной работе.

Глобальный климат, в отличие от погоды и местного климата, зависящих от температуры земной поверхности, давления, осадков, ветра и др., характеризуется всего одной величиной — трендом среднегодовой температуры земной поверхности. Остальные параметры, определяющие погоду и местный климат, или оказываются равными нулю при осреднении по всей планете, или же однозначно связаны с температурой [4]. Под трендом понимается закономерность, выражающая общую долгосрочную тенденцию в изменениях показателей временного ряда.

Термический режим приземного слоя атмосферы правомерно считать эквивалентом глобального климата, учитывая, что теплоемкость атмосферы существенно меньше, чем у прогреваемого слоя поверхности Земли.

Альбедо Земли или планетарное альбедо — коэффициент отражения солнечного излучения системой поверхность – атмосфера.

«Белая Земля» — термический режим полного оледенения поверхности Земли. При наступлении «белой Земли» альбедо Земли резко увеличивается, и планетарная температура падает до –50 °C [5].

Либрационные точки Лагранжа в гравитационном поле Земля-Луна представляют собой орбиты спутников относительно барицентра — общего центра масс Земли и Луны. При определенном расположении спутников на этих орбитах силы притяжения Земли и

Луны заставляют спутники двигаться так, что их взаимное расположение все время остается неизменным. В системе координат, вращающейся вместе с линией Земля-Луна, эти спутники неподвижны, т. е. орбиты вырождаются в точки. Пять таких точек были найдены Лагранжем в качестве частных решений «залачи трех тел» небесной механики. Нас интересуют треугольные точки либрации L4 и L5, являющиеся устойчивыми. Это значит, что если в начальный момент спутник будет расположен не в точке L4, а в малой ее окрестности и будет иметь достаточно малую скорость, то он и дальше останется в этой области. Треугольные точки находятся на орбите Луны: L4 — на 60° впереди Луны, L5 — на 60° позади [6]. Аналогичные точки Лагранжа содержит и гравитационная система Земля-Солние.

Фотогравитационное поле учитывает воздействие гравитационных сил и сил солнечного давления.

Солнечнопарусный корабль перемещается в фотогравитационном поле за счет управления силами солнечного давления без расхода массы.

Линейная точка либрации L1_ф фотогравитационного поля системы Земля–Солнце для спутника в виде солнечнопарусного корабля (СПК) будет иметь положение на линии Земля–Солнце, зависящее от коэффициента отражения парусом солнечного излучения и коэффициента парусности корабля (отношения площади паруса к массе корабля).

Первичная энергия представляет собой энергию, полученную непосредственно из окружающей среды, т. е. это тепловой эквивалент добытых угля, сырой нефти, природного газа, урана, собранной биомассы, кинетической энергии воды или ветра; энергия солнечного излучения в плоскости коллектора; тепловая энергия горячей воды или пара в глубине Земли.

К возобновляемым энергоресурсам относятся практически неисчерпаемые ресурсы энергии Солнца, ветра, рек, приливов и др.

Под *углеродной энергетикой* понимается энергетика, использующая углеродосодержащие виды топлива: уголь, нефть, газ и др.

Автотрофные растения обладают способностью из простых неорганических веществ синтезировать все органические «строительные камни» своего организма.

Задачи, решаемые космическим энергоклиматическим комплексом. Первоочередная задача, решение которой возлагается на предлагаемый космический энергоклиматический комплекс, — это стабилизация глобального климата в условиях резкого увеличения парникового эффекта. В соответствии с классификацией, разработанной под руководством академика Ю.А. Израэля, рассматриваемый способ стабилизации климата является геоинженерным решением проблемы с использованием космических отражателей [7].

Отличительная особенность предлагаемой концепции космического энергоклиматического комплекса заключается в возможности его применения для стабилизации глобального климата как при резком потеплении, ожидаемом с середины XXI века, так и при возможных похолоданиях (вплоть до исключения в будущем наступления ледниковых периодов и «белой Земли»).

Первопричиной прогнозируемого резкого потепления считается углеродная энергетика, для которой потенциальные запасы соединений углерода в земных недрах чрезвычайно велики. Оценки только подводных запасов метангидрата, которые вообще пока не используются, превосходят все современные потребности мировой экономики. Как считает ряд специалистов, идея освоения ископаемых видов топлива до полного их исчерпания — это попытка отложить неприятные экономические решения вплоть до коллапса цивилизации [8, 9].

Поэтому следующей задачей энергоклиматического комплекса является скорейшая замена углеродной энергетики на космическую с возобновляемым солнечным источником энергии, ресурсы которого для обеспечения Земли практически неисчерпаемы. Однако увеличение потребляемой энергии любого вида под атмосферой Земли имеет ограничение, поскольку вся используемая первичная энергия переходит в тепло, добавляясь к теплу парникового эффекта, вызваного углеродной энергетикой. Рост потребляемой энергии определяет дальнейшее развитие Цивилизации. Чем дольше мы будем пользоваться углеродной энергетикой, тем меньше будет допустимый уровень потребляемой энергии под атмосферой у будущих поколений. Отказ от применения углеродной энергетики позволит остановить усиление парникового эффекта, и в будущем, по мере естественного убывания углекислого газа из атмосферы до современного уровня, — увеличивать мощность энергетики под атмосферой Земли с помощью средств энергоклиматического комплекса до значений в сотни терраватт при стабилизированном состоянии глобального климата. Для сравнения: согласно данным [1, 10], мощность мировой энергетики в 2000 г. по первичным источникам энергии составляла ~14 ТВт, из них 12 ТВт приходилось на энергетику с углеродным топливом.

Основные принципы, заложенные в концепцию космических технических средств и технологий. По предлагаемой концепции, космическая техника для решения перечисленных задач (назовем ее космический энергоклиматический комплекс — КЭКК) представляет собой сочетание трех одновременно функционирующих и взаимно дополняющих составляющих:

• лунной промышленной инфраструктуры (ЛПИ);

• космической системы регулирования термического режима (КСРТР) атмосферы Земли;

• космической системы энергоснабжения (КСЭС) Земли.

Решение глобальных энергоклиматических проблем требует управления гигантскими, по современным понятиям, (мощностью в тысячи террават) потоками солнечной энергии. Изза относительно малой плотности солнечной энергии в околоземном пространстве для формирования таких потоков энергии и управления ими необходимо создание соответствующих по размерам конструкций в космосе.

Создание таких космических систем возможно при использовании следующих основных положений, позволяющих строить космические конструкции практически неограниченной массы и размеров:

• производство элементов космических конструкций на базе ресурсов Луны (не исключено использование астероидов в качестве ресурсной базы [11, 12]);

• сборка конструкций в условии невесомости;

• преимущественный отказ от ракетнореактивного принципа при транспортировке элементов конструкций к месту сборки, а готовых конструкций — к заданному месту (при необходимости) и функционировании в нем;

• использование особенных условий космического пространства Земля-Луна и Земля-Солнце. Например, относительно малое расстояние между Землей и Луной и наличие на Луне полезных ископаемых являются основными предпосылками для создания промышленной инфраструктуры по изготовлению элементов конструкций. Отсутствие атмосферы и малое, по сравнению с земным, гравитационное поле Луны дают возможность выведения конструкционных элементов с поверхности Луны в космос без использования ракетной техники (с помощью электромагнитных катапульт) при минимальных энергетических затратах преобразованной солнечной энергии. Невесомость в космическом пространстве снимает ограничение на размеры и массы собираемых конструкций. Наличие либрационных точек Лагранжа в гравитационном поле Земля–Луна и фотогравитационном поле Земля–Солнце обеспечивает взаимоустойчивое положение в космическом пространстве между составными частями КЭКК. При необходимости парирования глобального потепления выполнение космической конструкции в виде СПК дает возможность транспортировки космической конструкции от места сборки до требуемой точки и функционирования в ней без использования расходных компонентов, необходимых в случае применения ракетно-реактивного принципа транспортировки;

• выполнение всех работ по созданию КЭКК должно преимущественно производиться космической робототехникой, в т.ч. самовоспроизводящейся на Луне, при непосредственном участии и контроле человека;

• для увеличения эффективности КСРТР ее функционирование должно быть начато как можно раньше, до исчезновения полярных шапок на Земле.

Космический энергоклиматический комплекс для стабилизации глобального климата в условиях резкого увеличения парникового эффекта

Структурная схема КЭКК приведена на рис. 1.



Рис. 1. Структурная схема космического энергоклиматического комплекса (КСЭС): ТС КСЭС — транспортная система КСЭС; ТС 3–Л–3 — транспортная система Земля–Луна–Земля; БАРК — барражирующий астрорегулятор климата; СП КСЭС сборочное производство КСЭС; ЖК — жилой комплекс; СП БАРК сборочное производство БАРК; КЭС — космическая энергостанция; ДПК — добывающий и перерабатывающий комплекс; СР система ретрансляторов; ПК — производственный комплекс; ЭК энергетический комплекс; ЭМК — электромагнитные катапульты

Размещение и взаимодействие технических средств КЭКК показаны на рис. 2. Направления грузопотоков и перемещений не обозначают трассу транспортировки.



Рис. 2. Размещение и взаимодействие технических средств КЭКК: 1 — Земля; 2 — Луна; 3 — направление перемещения БАРК; 4 — спутник-ретранслятор; 5 — окологеостационарная орбита (ОГСО); 6 — сборочное производство КСРТР в точке L4; 7 — орбита Луны; 8 — направление грузопотока Луна–L4; 9 — направление грузопотоков L5–OГСО–L5; 10 — направление движения Луны; 11 — орбита Земли; 12 — направление грузопотока Луна–L5; 13 — энергетическое лазерное излучение; 14 — КЭС и сборочное производство КСЭС в точке L5; 15 — солнечное излучение; 16 — направление движения спутниковретрансляторов на ОГСО; 17 — БАРК на месте функционирования в точке L1, фотогравитационного поля Земля–Солнце

Элементы технических средств, производимые на Луне, с помощью электрокатапульт должны быть выведены в «устойчивые» точки Лагранжа *L*4 и *L*5 гравитационного поля Земля–Луна.

В точке L4 можно разместить сборочное производство большой космической конструкции БАРК — солнечнопарусного корабля для регулирования термического режима земной атмосферы. После сборки БАРК самостоятельно перемещается в зону точки Лагранжа $L1_{\phi}$ фотогравитационного поля Земля–Солнце и занимает в ней рабочее положение, перекрывая поток солнечного излучения на Землю.

В точке L5 собирается и размещается КЭС, снабжающая как земную индустрию, так и промышленную инфраструктуру на Луне. Энергия на земные приемные антенны (ректены) передается по лазерному лучу непрерывно, для чего на окологеостационарных орбитах должны быть расположены энергетические спутники-ретрансляторы. Сборка ретрансляторов выполняется также в точке L5, откуда они с помощью электроракетных буксиров доставляются на окологеостационарные орбиты. При размещении налунной ректены в зоне видимости точки *L*5 энергия на нее будет передаваться напрямую в течение всех лунных суток.

Лунная промышленная инфраструктура

Земное притяжение и возможности ракетной техники, предназначенной для его преодоления, ограничивают космический грузопоток, необходимый для решения крупномасштабных задач, в том числе касающихся рассматриваемых проблем энергетики, климата и экологии [13].

Освоение Луны позволяет использовать лля лостижения этих пелей не только ее материальные ресурсы, но и особенности условий космического пространства, в промежутке, соизмеримом с расстоянием от Земли до Луны [14]. К таким особенностям относятся условия на самой Луне, а также наличие устойчивых либрационных точек Лагранжа L4 и L5 в гравитационном поле Земля-Луна. Для того, чтобы преодолеть гравитацию Земли, необходимо сообщить полезному грузу скорость ~11 км/с. Для Луны эта скорость ~2,4 км/с, и, следовательно, затраты энергии для сообщения второй космической скорости единице массы при старте с Луны будут почти в 20 раз меньше, чем при старте с Земли.

Луна не имеет атмосферы, что позволяет доставлять груз в космос с ее поверхности при помощи электромагнитных катапульт, не применяя ракетный принцип действия. В этом случае масса груза, выводимого с Луны, не является ограничением в такой степени, как для условий Земли.

На начальных этапах формирования лунной промышленной инфраструктуры без ракетной техники, доставляющей с Земли производственное оборудование, не обойтись. Однако следует отметить позитивное обстоятельство, заключающееся в том, что по всем наиболее важным типам «земного» технологического оборудования достигнута низкая материалоемкость (или, соответственно, высокая удельная производительность на единицу массы). Масса самого оборудования по отношению к массе конечного продукта, произведенного за жизненный цикл агрегата, мала. Например, для экскаватора, самосвала и металлургического прокатного оборудования эти массы составляют 0,000002; 0,00001 и 0,001 долю соответственно. Поэтому доставка оборудования для добывающе-производственных комплексов на Луну, если будет разработана соответствующая эффективная

транспортная система, может оказаться достаточно экономичной [15].

Понятно, что масштабность лунной промышленной инфраструктуры будет зависеть от временных ограничений и масштабности КСЭС и КСРТР.

Космическая система регулирования термического режима земной атмосферы

Физические основы и техническая концепция. Чувствительность климата к относительно небольшим колебаниям солнечной радиации может стать физической основой для создания космической системы, регулирующей глобальную температуру на Земле. Например, при современном состоянии полярных льдов изменение солнечной радиации на 1% приводит к изменению средней температуры воздуха у поверхности Земли на ~3 °С. Данные наблюдений за Солнцем показывают, что в последние десятилетия «солнечная постоянная» или была практически неизменной, или колебалась в узких пределах, не превышавших 0,1% ее значения [5].

Предлагается [16] создать СПК с соответствующей площадью парусов и привести его в зону расположения линейной точки либрации $L1_{\phi}$ фотогравитационного поля системы Земля–Солнце (учитывающего силы гравитации и солнечного давления) с требуемой скоростью. СПК, барражируя в плоскости, нормальной потоку солнечных лучей, и совместив плоскость паруса с этой плоскостью, будет уменьшать количество солнечной радиации, приходящей на Землю (рис. 3), тем самым снижая глобальную температуру.



Рис. 3. Схема для расчета параметров СПК: R_3 — радиус диска Земли; l_{ϕ} — расстояние от Земли до точки либрации $L1_{\phi}$ в фотогравитационном поле системы Земля—Солнце; r_{Π} — радиус поверхности паруса; r_6 — радиус зоны барражирования; r_{Π} — радиус сечения светового потока на уровне $L1_{\phi}$, приходящего в центральную точку земного диска; β — половинный угловой размер Солнца с Земли; l_c — среднее расстояние от Земли до Солнца (астрономическая единица); R_c — радиус диска Солнца

Положение точки $L1_{\phi}$ на линии Земля– Солнце будет меняться для разных значений коэффициента отражения поверхности паруса, находящегося в режиме барражирования, и значения его парусности — отношения площади паруса к массе СПК. Их взаимозависимость можно записать в следующем виде:

$$\frac{K_{\rm C}}{(l_{\rm C} - l_{\rm \phi})^2} - \frac{K_{\rm 3}}{l_{\rm \phi}^2} - (l_{\rm C} - l_{\rm \phi})\omega_{\rm 3}^2 -$$

где $K_{\rm C}$ — постоянная поля тяготения Солнца; $K_{\rm 3}$ — постоянная поля тяготения Земли; $\omega_{\rm 3}$ — угловая скорость вращения Земли вокруг Солнца; σ — парусность СПК; ε — коэффициент зеркального отражения поверхности паруса в режиме барражирования; $p_{\rm 3}$ — солнечное давление на единицу площади поглощающей поверхности на расстоянии $l_{\rm C}$ от Солнца; α — коэффициент приведения к единой размерности составляющих.

Если принять, что солнечный диск имеет равномерное распределение излучения по площади, то отношение площади паруса к площади сечения радиусом $r_{\rm CII}$, содержащее точку $L1_{\phi}$, пропорционально уменьшению солнечной постоянной для центральной площадки земного диска. При барражировании СПК в зоне радиусом r_6 это соотношение будет сохраняться и для всего земного диска. Перемещаясь в зоне с радиусом больше r_6 , можно регулировать уменьшение солнечного лучевого потока в соответствующих пределах на периферийные регионы земного диска.

При заданной величине отношения площади паруса к площади сечения радиусом $r_{\rm CII}$ можно записать выражение для необходимой площади паруса $S_{\rm u}$ и массы СПК $M_{\rm u}$:

$$S_{\pi} = q\pi (l_{\phi} \mathrm{tg}\beta)^2; \qquad (2)$$

$$M_{\rm m} = \frac{S_{\rm m}}{\sigma} \alpha_{\rm l}, \qquad (3)$$

где q — отношение площади паруса к площади радиусом $r_{\rm CII}$; α_1 — коэффициент приведения размерности.

Используя уравнения (1), (2), (3), можно получить зависимость M_{π} от q, ε и σ .

На рис. 4 представлены результаты расчета $M_{\rm n}$ при q = 0,005; $\varepsilon = 0,1$ и 0,8 в зависимости от диапазона $\sigma = 5...80 \text{ м}^2/\text{кг.}$ В расчете использовались следующие значения постоянных: $K_{\rm C} = 132,34\cdot10^9 \text{ км}^3/\text{c}^2$; $K_{\rm 3} = 3,986\cdot10^5 \text{ км}^3/\text{c}^2$; $\omega_{\rm 3} = 2\pi/3,15\cdot10^7 1/\text{c}$; $l_{\rm C} = 149,6\cdot10^6 \text{ км}$; $p_{\rm 3} = 4,64\cdot10^{-6} \text{ H/m}^2$; $\alpha = 10^{-3}$; $\alpha_{\rm 1} = 10^3$; $\beta = 16'$ [17, 18].



Рис. 4. Зависимость массы СПК $M_{_{\rm II}}$ от парусности σ и коэффициента отражения поверхности паруса ε при коэффициенте перекрытия солнечного потока q = 0,005

Как видно из рис. 4, минимальная масса СПК для заданного значения q имеет место при минимально возможном значении ε и соответствующей ему величине σ . Например, для уменьшения солнечной постоянной на 0,5% (q = 0,005), приняв за минимальное значение $\varepsilon = 0,1$, получим, что минимум массы СПК будет приходиться на $\sigma = 40 \text{ м}^2/\text{кг}$ и составлять 56·10⁶ т, при этом размер паруса $r_n = 845$ км, а удаление от Земли $l_{\phi} = 2,57\cdot10^6$ км.

["] Из уравнений (2) и (3) оче́видно, что $M_{_{II}}$ имеет линейную зависимость от величины q.

Возможность создания СПК повышенной эффективности с $\sigma = 40...4000 \text{ м}^2/\text{кг}$ рассмотрена в работе [19].

Если при барражировании СПК в районе точки $L1_{\phi}$ сторона поверхности паруса, повернутая к Солнцу, должна иметь минимально возможный коэффициент отражения для обеспечения минимальной массы СПК, то для оптимального выполнения транспортных функций СПК при переходе его с места сборки в зону точки $L1_{\phi}$ другая сторона поверхности паруса должна иметь максимально возможное значение коэффициента отражения.

Показать возможности выведения СПК в указанную зону и барражирования в ней можно, изготовив маломасштабный СПК, например, с использованием результатов космического эксперимента «Знамя» [20].

Ресурсы Луны и космическая система регулирования температурного режима земной атмосферы. При возможности изготовления в условиях космоса алюминиевой фольги толщиной δ = 1 мкм (космическая технология получения пластиковой пленки позволяет получить пленку толщиной до 15 нм [19]) и при относительной массе «полотнища» паруса ко всей массе СПК, равной 50% (для полотнища из полимерной пленки это отношение составляет 30...60% [18]), масса полотнища будет составлять 6·10⁶ т, а масса собственно СПК — 12·10⁶ т. Но, как следует из графиков на рис. 4, для нахождения в зоне точки либрации $L1_{\phi}$ на расстоянии 2,57·10⁶ км от Земли, обеспечивающем минимум массы СПК, значение этой массы должно составлять ~56·10⁶ т, следовательно, СПК должен быть загружен «балластом» массой 44·10⁶ т.

Не рассматривая вопросы технологии извлечения из лунного грунта различных материалов, самые общие подсчеты показывают, что из лунного карьера размерами 2×2 км и глубиной 10 м (толщина слоя рыхлого вещества в естественном залегании) с массой грунта ~64.106 т можно получить 6...12.106 т алюминия, 2...10·10⁶ т железа, 3,6·10⁶ т титана и др. Эти материалы можно будет использовать в конструкции СПК и для создания лунной промышленной инфраструктуры, а 44.106 т грунта использовать в качестве балласта. Оставшиеся 8·10⁶ т грунта содержат 4,6·10⁶ т кислорода, который можно использовать как топливный компонент в транспортной системе Земля-Луна-Земля и для жизнеобеспечения экипажа лунной базы, а также 2,3·10⁶т кремния, пригодного, например, для изготовления ячеек солнечных батарей. Этого количества хватит для кремниевых фотоэлектрических преобразователей общей площадью около 690 км² [21, 22]. При современной эффективности типовых солнечных батарей и коэффициенте освещенности лунной поверхности в течение лунных суток, равном 0,3, средняя мощность гелиоэлектростанции будет составлять ~27 ГВт.

В работе [23] показано, что один экскаватор массой 23,5 т и 10 грузовых луноходов массой по 6,25 т каждый (при грузоподъемности 50 т), с общей максимальной мощностью всех агрегатов 105 кВт, при номинальном рельефе и эксплуатации в течение 30 лет добудут и перевезут на расстояние около 2 км от карьера до места переработки 80.10⁶ т лунного грунта.

Оценка времени перехода СПК от места сборочного производства в рабочую зону. В составе КСРТР рационально иметь два СПК. Пока один из них функционирует на рабочем месте в зоне барражирования, другой возвращается на сборочное производство для увеличения своих размеров. Такое чередование позволяет избавиться от необходимости стыковки гигантских конструкций в рабочей зоне, приблизить сроки начала функционирования КСРТР и подобрать приемлемый для природы температурный скачок в начале работы очередного барражирующего астрорегулятора климата с увеличенными размерами. В связи с этим возникает вопрос о времени перехода БАРК с СП в рабочую зону. По предварительным оценкам С.М. Тененбаума, СПК с коэффициентом парусности $s = 40 \text{ м}^2/\text{кг}$, двигаясь от орбиты Луны, удаляется от Земли на расстояние $l_{\rm d} = 2,57 \cdot 10^6$ км за три-пять месяцев (рис. 5).



Рис. 5. Ожидаемое время перелета СПК от сборочного производства до рабочей зоны ($I_{\rm ch}$ = 2,57·10⁶ км)

Разброс полученных значений отражает разброс начальных условий (взаимное положение Луны, Земли и Солнца) и погрешность методики расчета, оцениваемой в ±10%.

Приход в рабочую зону точки *L1*_ф фотогравитационного поля Земля–Солнце должен быть произведен с требуемой скоростью. Для выполнения этого требования необходимо найти закон управления, который может быть результатом решения «задачи трех тел». Зная закон управления, можно определить траекторию, время перехода и уровень перегрузок на конструкцию СПК, возникающие при выполнении закона управления.

Космическая система энергоснабжения Земли

Космическая система энергоснабжения Земли [24, 25] может активно воздействовать на решение энергоклиматических проблем нашей планеты по двум направлениям. Во-первых, энергетика с возобновляемым источником и экологически чистая по отношению к парниковому эффекту замещает собой углеродную энергетику, уменьшая объем выбросов углекислого газа. Во-вторых, передача энергии производится лазерным лучом. Учитывая монохромность и концентрированность лазерного излучения, преобразование его под земной атмосферой в электрическую энергию происходит с высоким КПД (предельный КПД, определяемый вторым законом термодинамики, равен 94,8% [1]), превышающим КПД преобразования первичной углеводородной энергии во вторичную энергию потребления, что, в свою очередь, еще больше должно уменьшать объем выбросов СО₂.

Препятствием для прохождения лазерного излучения служит облачный покров земной атмосферы. Многообещающим направлением решения этой задачи может стать разработка способов локального управления погодой [14] либо использование аэрокосмической техники в виде привязных стратостатов с приемными антеннами (ректенами) на борту и передачей энергии на Землю по проводам.

Схема КСЭС, учитывающая вышеуказанные особенности, представлена как составляющая на рис. 2. Главное отличие этой системы от известных ранее заключается в том, что ее энергопроизводящий и излучающий комплексы размещаются в одной из устойчивых либрационных точек Лагранжа (L4 или L5) гравитационного поля Земля-Луна. Эти точки находятся на одной орбите с Луной и имеют с ней одинаковый гравитационный уровень. Это означает, что перемещение массы с Луны, после преодоления ее сферы действия (66 000 км), в зону устойчивой либрационной точки потребует минимальных энергетических затрат. Эти точки представляют собой идеальное место для сборки и размещения космических конструкций, позволяющих управлять огромными потоками солнечной энергии.

Доставка элементов конструкции и аппаратуры в выбранную точку либрации осуществляется по баллистической траектории с помощью электромагнитных катапульт («ускорителей»), использование которых было предложено США в 1975 году для создания конструкций различных поселений в космосе [26].

В первую очередь в выбранной либрационной точке должны быть созданы энергетические блоки космической системы, обеспечивающие снабжение энергией лунной промышленной инфраструктуры в течение полных лунных суток. Остальные блоки предназначены для передачи энергии на Землю. Каждому из таких блоков соответствует своя наземная приемная антенна диаметром ~400 м. Передача энергии производится непосредственно на ректену (в случае прямой ее видимости из точки либрации) либо через спутник-ретранслятор, находящийся на окологеостационарной, слегка эллиптической, орбите, имеющей наклонение, например, 2...4°. Фокальный параметр орбиты выбирается несколько меньше радиуса геостационарной орбиты (ГСО), а период обращения по ней спутника равен 24 ч. Из места расположения ректены на Земле периодическое движение спутника по небесной сфере будет происходить по траектории, напоминающей слегка изогнутую букву *S*, что в принципе не помешает передаче энергии. Например, орбита

с фокальным параметром, меньшим радиуса ГСО на 500 км, будет иметь радиус перигея 37 400 км, а радиус апогея 47 100 км. Таких орбит может быть выбрано несколько. Их использование дает возможность разместить необходимое количество спутников-ретрансляторов КСЭС без конкурентной борьбы со спутниками других назначений за место на ГСО.

Энергетическая система составляется из блоков, содержащих определенное число излучателей. Все излучатели блока передают свою энергию на одну наземную ректену.

Энергия на выведение массы КСЭС с поверхности Луны в выбранную точку либрации с помощью электромагнитных ускорителей будет представлять собой одну из основных затратных энергетических составляющих для лунной промышленной инфраструктуры. В ходе ее предварительной оценки в качестве примера принималась во внимание необходимость получения на Земле заданной величины мощности в 20 ТВт (это больше современной мощности мировой энергетики по первичным источникам [14]). Учитывая перспективное значение КПД тракта передачи энергии в космосе, равного 0,7 [27], и КПД прохождения атмосферы 0,9 [28], мощность КСЭС в точке либрации должна составлять 32 ТВт. При удельной массе источников инфракрасного излучения [27] и солнечных батарей [29], равной 5 кг/кВт, масса КСЭС составит ~160·10⁶ т. Для выведения массы с поверхности Луны в сферу ее действия необходимо этой массе сообщить скорость 2,4 км/с, затратив при этом энергию 4,6-1017 Дж. Если КСЭС будет создана за 30 лет, то для решения этой задачи с учетом КПД преобразования электричества в механическую энергию, принятого 0,9, и КПД передачи энергии в космосе, указанного выше, требуемая мощность энергетики в точке либрации будет иметь значение 730 МВт. Даже увеличенное вдвое, с учетом деградации солнечных батарей и ограниченного срока эксплуатации аппаратуры, новое значение будет составлять ~5.10-5 долю от мощности КСЭС.

Изготовление элементов спутников-ретрансляторов можно производить на Луне, а сборку конструкции диаметром ~1 000 м и массой каждого спутника ~100 т, после выведения ее составляющих электромагнитной катапультой с Луны, осуществлять в точке либрации L5, где располагается КСЭС. После сборки спутник электроракетным буксиром, например солнечным или ядерным [30], доставляется к месту функционирования на ОГСО. При этом затраты характеристической скорости будут составлять ~2 340 м/с. Общая масса спутников– ретрансляторов будет около 500·10³ т. Это основная составляющая массы КСЭС, на которую необходимо будет затрачивать расходуемую массу рабочего тела ракетных двигателей. В качестве рабочего тела для буксиров могут быть использованы металлические магний или кальший, добываемые из лунного грунта в достаточном количестве (магний — 89 кг/м³, кальций — 150 кг/м³ грунта). Испытания электроракетной двигательной установки (ЭРДУ) с литиевым рабочим телом мощностью 500 кВт показали вполне удовлетворительные характеристики [31]. Замена лития на магний или кальций, добываемые из лунного грунта, не приведет к заметному ухудшению тяговых и энергетических характеристик, так как потенциалы ионизации этих металлов близки [32].

По предварительной оценке, многоразовый электроракетный буксир, совершающий циклический рейс $L5-O\Gamma CO-L5$ за полгода с полезным грузом в 200 т (масса двух спутников-ретрансляторов), затратит 14 т рабочего тела. Сухая масса буксира будет составлять ~15 т. Чтобы построить КСЭС за 30 лет и поддерживать ее во время эксплуатации, необходимо иметь флотилию, состоящую из 42 буксиров. Для их обеспечения лунная промышленность должна будет произвести 600 т рабочего тела за год, переработав $4-7\cdot10^3$ м³ лунного грунта (карьер глубиной 10 м и площадью $20\times20...27\times27$ м²).

Оценка эффективности воздействия КЭКК на термический режим земной атмосферы

Для демонстрации эффективности воздействия КЭКК на термический режим земной атмосферы рассмотрим один из достаточно вероятных вариантов развития мировой энергетики, когда человечество использует весь основной приемлемо доступный технологически ресурс углеродного топлива до полной его выработки при различных сценариях проводимых мероприятий.

Изменение температуры земной атмосферы в этом случае определим на основании следующих принятых *общих положений и исходных данных:*

начало отсчета — 2000 г.;

концентрация СО₂ в 2000 г. — 360 *ppmv*,
 что составляет 2 813·10⁹ т в атмосфере;

• глобальная температура в 2000 г. равна 14,5 °С;

• прирост глобальной температуры в 2000 г. к температуре доиндустриального периода составляет 0,8 °C [8, 33];

• мощность мировой энергетики в 2000 г. по первичным источникам энергии ~14 ТВт, из них 12 ТВт приходится на энергетику с углеродным топливом [1, 10];

• выброс углерода в 2000 г. равен 7·10⁹ т в год [34];

 прирост выбросов углерода составляет 0,14·10⁹ т до 2100 г. [34];

• учитывается 50% поглощения выбросов углерода океанами и растениями [34];

• углеродная энергетика используется до полной выработки всего основного технологически доступного ресурса углеродного топлива в размере З 400 ТВт·год (2 790·10⁹ т нефтяного эквивалента или 2 040·10⁹ т углерода) без использования дополнительных месторождений [10];

• естественная утечка углекислого газа из атмосферы не учитывается;

• не учтены время жизнестойкости и адаптации природы к изменению температуры;

• значения температуры при изменении солнечной постоянной и концентрации углекислого газа определялись на основании результатов, полученных с помощью полуэмпирической модели климатических процессов, опубликованной академиком М.И. Будыко в работе [5].

В этой модели для характеристики чувствительности термического режима к изменениям солнечной постоянной и концентрации углекислого газа введены понятия параметров ΔT_1 и ΔT_c . Параметр ΔT_1 представляет собой изменение средней температуры в результате изменения солнечной постоянной на 1%, а параметр ΔT_c — изменение средней температуры в результате удвоения концентрации углекислого газа. Из диапазона их значений, учитывающих изменения площади ледяного покрова Земли, принимаем, что $\Delta T_1 = 3 \,^{\circ}$ С и $\Delta T_c = 3,3 \,^{\circ}$ С, а промежуточные значения изменения температуры будут определяться выражениями:

$$\Delta t_1 = Aq; \tag{4}$$

$$\Delta t_{\rm c} = B \ln(\frac{K}{K_0}), \qquad (5)$$

где Δt_1 — изменение средней температуры при изменении солнечной постоянной на значение, отличное от 1%, °C; A — коэффициент пропорциональности, равный 300 °C, находится из определения параметра ΔT_1 и его принятого значения; q — отношение площади паруса к зоне потока солнечного излучения, эквивалентное относительному значению изменения солнечной постоянной; Δt_c — изменение средней температуры при изменении концентрации CO₂, отличной от удвоенной величины, °C; B — коэффициент пропорциональности, равный

4,76 °С (находится из определения параметра ΔT_c и его принятого значения); K_0 — начальное значение концентрации CO₂ в атмосфере; K — текущее значение концентрации CO₂.

Сценарии проводимых мероприятий. На основе изложенных выше основных положений и исходных данных рассмотрены три сценария проводимых мероприятий для принятого варианта развития мировой энергетики (рис. 6).

В первом сценарии мощность потребляемой первичной энергии принята равной мощности углеродной энергетики, без учета мощности других видов используемой энергии (ядерной, термоядерной, с возобновляемыми источниками энергии) из-за их относительной малости. После 2100 г. темп выбросов постоянен до их прекращения в 2130 г. (рис. 6, граф. 1, представляющий собой ломаную кривую в диапазоне 2000...2130 г.).

Во втором сценарии развитие энергетики в диапазоне с 2000 по 2100 г. происходит по аналогии с первым сценарием, но с 2050 г. вводится 50%-ное уменьшение тепла за счет сокращения выбросов углерода, а также использования аэрозолей в нижней стратосфере, при условии снятия существующих ограничений, наложенных международными соглашениями. С 2100 г. выбросы равномерно уменьшаются до прекращения в 2160 г., при этом будет израсходован основной приемлемо доступный технологически ресурс углеродного топлива. С 2100 г. начинает работать КЭС, компенсируя падение мощности углеродной энергетики так, что их суммарная мощность в диапазоне 2100...2160 г. остается постоянной. Рост мощности мировой энергетики после 2160 г. происходит только за счет роста мощности КЭС (рис. 6, граф. 1 и 2).

Третий сценарий отличается от второго использованием с 2080 г. СПК БАРК, имеющего начальную защитную функцию в 0,5 °С с последующим увеличением ее на это значение через каждые 20 лет для вновь заступающего на рабочее место БАРК.

Сравнивая единицы измерений на приведенных шкалах, получаем, что изменение мощности тепла на 250 ТВт соответствует изменению температуры примерно на 1 °С.



Рис. 6. Воздействие углеродной энергетики и КЭКК на термический режим земной атмосферы: 1 — углеродная энергетика на уровне первичных источников энергии; 2 — КЭС при энергообеспечении Земли, начиная с 2100 г.; 3 — парниковый эффект и энергетика при использовании достижимых ресурсов к 2130 г. без проведения мероприятий по сокращению выбросов СО₂; 4 — парниковый эффект и энергетика при сокращении объема СО₂, использования аэрозолей, начиная с 2050 г., и включении КЭС в 2100 г.; 5 — парниковый эффект и энергетика при функционирующих КСРТР с 2080 г. и КСЭС с 2100 г.

Представленные на рис. 6 графики 3, 4, 5 показывают характер теплового воздействия углеродной энергетики и приведенных в сценариях мероприятий на температурный режим атмосферы у поверхности Земли. Вся мощность мировой энергетики, определенная по первичным источникам энергии (граф. 1). после использования ее полезной части, составляющей сегодня около 50%, идет на нагрев атмосферы. Выделяющийся углекислый газ при сжигании углеродного топлива увеличивает парниковый эффект, тепловая мощность которого растет в соответствии с количеством выбрасываемого газа, представляя собой к концу XXI века подавляющую часть тепловой энергии, вызванной функционированием углеродной мировой энергетики, и резко изменяющей глобальный климат на Земле (граф. 3).

Графики 4 и 5 говорят о высокой эффективности воздействия КЭКК на термический режим земной атмосферы. Однако необходимо как можно раньше начать функционирование КСРТР, пока существуют полярные ледяные шапки. После их исчезновения эффективность системы понизится вдвое.

Космический энергоклиматический комплекс для стабилизации глобального климата в условиях похолоданий

Одними из основных естественных внешних факторов, влияющих на изменение климата, являются астрономические циклические факторы, меняющие положение Земли по отношению к Солнцу, вызывая оледенения и потепления на Земле с периодами в десятки тысяч лет и перепадами глобальной температуры в 5-7 °C [35, 36].

Развивая систему регулирования термического режима атмосферы, можно не только перекрывать солнечную инсоляцию на Землю, но и увеличивать ее. Например, заменив БАРК двусторонней зеркально отражающей конструкцией, размещенной в точке L4 системы Земля-Луна, можно направлять дополнительные потоки солнечного излучения на Землю. Для этого необходимо, чтобы конструкция вращалась вокруг оси, нормально расположенной к плоскости эклиптики, и ось лежала в отражающей плоскости конструкции. Период вращения отражателя должен быть вдвое больше периода вращения Луны вокруг Земли, и при пересечении отражателем линии Земля-Солнце нормали его поверхностей должны совпадать с этой линией. Коэффициент парусности должен быть уменьшен до величины, выбранной из условия устойчивого

нахождения отражателя в области точки *L*4 при воздействии солнечного давления, и возможности управления движением вокруг центра масс отражателя силами солнечного давления, чтобы компенсировать изменение наклона плоскости вращения Луны вокруг Земли относительно плоскости эклиптики. При размерах зеркала, равных размерам паруса СПК БАРК с защитной функцией 2 °С, и коэффициенте отражения 0,9 дополнительный поток солнечной энергии к Земле увеличит глобальную температуру на ~4 °С. Радиус солнечного пятна на диске Земли будет составлять ~2 750 км.

Заключение

В работе представлена концепция космического комплекса, предназначенного для решения энергоклиматических проблем на Земле. К таким проблемам относятся:

• Стабилизация глобального климата Земли при влиянии на него антропогенных и естественных воздействий как в сторону потеплений, так и похолоданий. В первую очередь это проблема прогнозируемого потепления уже в нашем столетии из-за антропогенного воздействия, связанного с использованием углеродной энергетики.

• Обеспечение человечества солнечной энергией из космоса с неограниченными ресурсами и экологически чистой по отношению к парниковому эффекту.

• Раздвижение рамок, ограничивающих допустимое значение потребляемой энергии под атмосферой.

Решение этих проблем требует управления потоками солнечной энергии мощностью в тысячи террават. Из-за относительно малой плотности солнечной энергии в околоземном пространстве для формирования таких потоков энергии и управления ими необходимо создание соответствующих по размерам конструкций в космосе.

Создание таких космических систем возможно при использовании основных положений, позволяющих реализовывать космические конструкции практически неограниченной массы и размеров:

• производство элементов космических конструкций на базе ресурсов Луны;

• сборка конструкций в условиях невесомости;

• преимущественный отказ от ракетнореактивного принципа при транспортировке элементов конструкций к месту сборки и самих конструкций к заданному месту (при необходимости) и функционировании в нем; • использование особенных условий космического пространства Земля-Луна и Земля-Солнце.

На основе этих положений предложена концепция создания и функционирования составляющих КЭКК:

• лунной промышленной инфраструктуры;

• космической системы регулирования термического режима атмосферы Земли;

• космической системы энергоснабжения Земли.

Масштабность лунной промышленной инфраструктуры будет зависеть от временных ограничений и массовой масштабности КСЭС и КСРТР.

По предварительной оценке, для получения на Земле мощности в 20 ТВт масса КСЭС составит ~160·10⁶ т, а размеры будут варьироваться в зависимости от коэффициента преобразования солнечной энергии в электрическую. При значениях коэффициента в диапазоне 10...40% радиус КСЭС будет составлять ~280...140 км соответственно.

КСРТР для стабилизации глобального климата при потеплении должна иметь два солнечнопарусных корабля БАРК. Один из них должен находиться в районе точки либрации L1, фотогравитационной системы Земля-Солнце, находящейся в 2,57·10⁶ км от Земли, а другой — в точке L4 гравитационного поля Земля-Луна на сборочном производстве для увеличения площади паруса до принятого значения с целью компенсации роста парникового эффекта, повышающей защитную способность работающего БАРК, например, на 0,5 °С. После завершения работ корабли должны поменяться местами. В соответствии с предварительной оценкой, БАРК с защитной функцией в 2 °С должен будет иметь массу $75 \cdot 10^6$ т и радиус паруса ~980 км.

КСРТР для стабилизации глобального климата при похолодании должна иметь двусторонний отражатель, размещенный в точке *L*4 гравитационного поля Земля–Луна. При размерах зеркала, равных размерам паруса СПК БАРК с защитной функцией в 2 °С, и коэффициенте отражения 0,9 дополнительный поток солнечной энергии к Земле может увеличить глобальную температуру на ~4 °С. Радиус солнечного пятна на диске Земли будет составлять ~2 750 км. Коэффициент парусности, определяющий массу отражателя, должен быть уменьшен до величины, выбранной из условия устойчивого нахождения отражателя в области точки *L*4 при воздействии солнечного давления.

Создание КЭКК для стабилизации глобального климата при прогнозируемом потеплении совместно с сокращением объема

СО₂ и всеми возможными мероприятиями, такими как энергосбережение, увеличение доли безуглеродной составляющей мировой энергетики, использование выбросов аэрозолей в нижнюю стратосферу и др., позволит существенно понизить опасность резкого изменения глобальной температуры и вернуть климат в состояние, к которому адаптирована в настоящее время природа. Время функционирования КЭКТК для устранения этой опасности связано со скоростью естественного убывания углекислого газа из атмосферы, ростом потребления первичной энергии и с уровнем сокращения объема углекислого газа. В зависимости от принятого объема сокращения естественное убывание углекислого газа из атмосферы до современного уровня будет происходить более 500-1 000 лет [5].

Полученные зависимости (см. рис. 6) отражают один из достаточно вероятных вариантов развития мировой энергетики. Не являясь прогнозом, они служат примером эффективности воздействия КЭКК на термический режим земной атмосферы. Одним из главных параметров, затрудняющих прогнозирование, является скорость формирования климатических процессов и реализации мероприятий, зависящих от понимания уровня угрозы и единства действий всего мирового сообщества. Необходимость такого понимания и единства действий мирового сообщества безотлагательны.

В перспективе использование космической солнечной энергетики для обеспечения земных нужд позволит снять проблему истощения невозобновляемых энергетических ресурсов, а космическая система регулирования термического режима земной атмосферы позволит раздвинуть рамки экологически допустимой мощности мировой энергетики под атмосферой до многих сотен терраватт для дальнейшего развития цивилизации, требующего увеличения потребляемой энергии.

С помощью средств, позволяющих регулировать глобальный климат, появится возможность не только выйти из надвигающейся кризисной ситуации в конце нашего века, но в далеком будущем преодолевать опасности наступления ледниковых периодов, «белой Земли», увеличения солнечной светимости и развивать энергетику под атмосферой Земли мощностью во многие сотни терраватт.

Естественное уменьшение выхода из литосферы Земли углекислого газа, даже при сохранении нормального для жизни глобального климата, со временем приведет к исчезновению автотрофных растений с соответствующими негативными последствиями. Поэтому, кроме решения энергетической и климатической задач, будущим поколениям придется организовать замкнутый цикл обращения углекислого газа с необходимой для поддержания природы концентрацией в атмосфере, что при наличии мощной энергетики и достаточных запасов времени вряд ли будет представлять проблему.

Для дальнейшего развития концепции необходимы ее широкое обсуждение при взаимодействии специалистов различных областей науки и техники — космонавтики, энергетики, климатологии, экологии, экономики, политики, международного права и др. — и проведение НИР для определения этапов работ, их временных параметров и материальных затрат.

Несмотря на неординарную масштабность, предложенная концепция несет в себе предпосылки принципиальной возможности ее технической реализации при объединении усилий всего мирового сообщества.

Список литературы

1. Беляев Л.С., Марченко О.В., Филиппов С.П. и др. Мировая энергетика и переход к устойчивому развитию. Новосибирск: Наука. Сибирская издательская фирма РАН, 2000.

2. Kyoto Protocol. The Kyoto Protocol to the UN Framework Convention on Climate Change. URL: http://un.org./ru/documents/decl_conv/ conventions/pdf/kyoto.pdf (дата обращения 25.04.2013 г.).

3. Израэль Ю.А. Возможности предотвращения изменения климата и его негативных последствий. Проблема Киотского протокола/ Под ред. Ю.А.Израэля. М.: Наука, 2006.

4. Бялко А.В. От местного климата к глобальному // Природа. 2012. № 9. С. 69–76.

5. *Будыко М.И*. Климат в прошлом и будущем. Ленинград: Гидрометеоиздат, 1980.

6. Левантовский В.И. Механика космического полета в элементарном изложении. М.: Наука, 1970.

7. Израэль Ю.А., Рябошапко А.Г., Петров Н.Н. Сравнительный анализ геоинженерных способов стабилизации климата // Метеорология и гидрология. 2009. № 6. С. 5–24.

8. *Кальдейра Кен*. Великий климатический эксперимент // В мире науки. 2012. № 11. С. 68–73.

9. Бялко А.В. От климата прошлого к климату будущего // Природа. 2011. № 5. С. 3–12.

10. Беляев Л.С., Лагерев А.В., Посекалин В.В. и др. Энергетика XXI века: Условия развития, технологии, прогнозы. Новосибирск: «Наука», 2004.

11. Шевченко В.В. Неизбежность использования внеземных природных ресурсов в XXI веке // Материалы международной конференции «Наука и будущее: идеи, которые изменят мир». 14–16 апреля 2004. М.: ГГМ им. В.И. Вернадского, 2004. С. 221–223.

12. Израэль Ю.А., Лиознов Г.Л., Расновский А.А. Возможности космических и ядерных технологий в реформировании мировой энергетики XXI века // Известия РАН. Энергетика. 2008. № 3. С. 3–19.

13. Коротеев А.С., Семенов В.Ф., Семенов Ю.П., Сизенцев Г.А., Синявский В.В., Соколов Б.А., Сотников Б.И. Космическая техника и космонавтика в решении экологических проблем мировой энергетики XXI века // Известия РАН. Энергетика. 2006. № 1. С. 142–155.

14. Брюханов Н.А., Грибков А.С., Сизенцев Г.А. и др. Луна — шаг к технологиям освоения Солнечной системы / Под научной редакцией В.П. Легостаева и В.А. Лопоты. М.: РКК «Энергия», 2011.

15. Yeskov Y.M., Koroteev A.S., Sviridonov A.I. Concept and Hardware for Deplaying the Lunar Station Supplying Energy to Earth by Microwave Beam // Space Energy and Transportation. 1996. V. 1. \mathbb{N} 3. P. 178–187.

16. Сизенцев Г.А., Сотников Б.И. Концепция космической системы регулирования термического режима земной атмосферы // Известия РАН. Энергетика. 2009. № 2. С. 91–100.

17. Краффт Эрике. Космический полет. Т. І. М.: Физматгиз, 1963.

18. Поляхова Е.Н. Космический полет с солнечным парусом. М.: «Наука», 1986.

19. Дрекслер К.Е. Солнечные паруса повышенной эффективности и их отражательные устройства // Астронавтика и ракетодинамика. 1980. № 4. С. 20–29.

20. Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королева. 1946–1996. Королев: РКК «Энергия», 1996.

21. Шевченко В.В. Лунная база. М.: «Знание», 1991. 64 с. (Новое в жизни, науке, технике. Сер. «Космонавтика, астрономия»: № 6).

22. Грибков А.С., Романов С.Ю., Синявский В.В. и др. Лунный добывающе-перерабатывающий комплекс на базе атомной теплоэлектростанции // Известия РАН. Энергетика. 2007. № 3. С. 22–34.

23. Кэрриер В.Д. Технико-экономические показатели горнодобывающего карьера на Луне // Астронавтика и Ракетодинамика. 1980. № 4. С. 12–20.

24. Sizentsev G.A., Sotnikov B.I. The concept of global space system for supplying the Earth with the electric power using the lunar resource // Thermal Engineering. December 2011. V. 58. $\mathbb{N}_{\mathbb{P}}$ 13. P. 1114–1118.

25. Сизенцев Г.А., Сотников Б.И. Концепция глобальной космической системы энергоснабжения Земли с использованием ресурсов Луны // Известия РАН. Энергетика. 2011. № 3. С.117–123.

26. O'Neill G.K. Space colonies and Energy Supply to the Earth // J. Science. 1975. V. 190.

27. Грибков А.С., Евдокимов Р.А., Синявский В.В., Соколов Б.А., Тугаенко В.Ю. Перспективы использования беспроводной передачи электрической энергии в космических транспортных системах // Известия РАН. Энергетика. 2009. № 2. С. 118–123.

28. Хорняк Т. Запрячь Солнце // В мире науки. 2009. № 1. С. 10–11.

29. Пилотируемая экспедиция на Марс / Под ред. А.С. Коротеева. М.: Российская академия космонавтики им. К.Э. Циолковского, 2006.

30. Легостаев В.П., Лопота В.А., Синявский В.В. Перспективы и эффективность применения космических ядерно-энергетических установок и ядерных электроракетных двигательных установок // Космическая техника и технологии. 2013. № 1. С. 4–15. 31. Агеев В.П., Островский В.Г. Магнитоплазмодинамический двигатель большой мощности непрерывного действия на литии // Известия РАН. Энергетика. 2007. № 3. С. 82 – 95.

32. Грибков А.С. Технология и энергозатраты для космического производства металлических рабочих тел ракетных двигателей // Известия РАН. Энергетика. 2009. № 2. С. 112–117.

33. Turn Down the Heat: Why a 4 °C Warmer World Must be Avoided / A Report for the World Bank by the Potsdam Institute for Climate Impact Research and Climate Analytics. Washington: International Bank of Reconstruction and Development, 2012.

34. Пакала С., Соколов Р. Секторы газа // В мире науки. 2007. № 1. С. 21–27.

35. Шараф Ш.Г., Будникова Н.А. О вековых изменениях элементов орбиты Земли, влияющих на климаты геологического прошлого // Бюллетень института теоретической астрономии. Т. XI. 1967. № 4. С. 127, 231–261.

36. Бараш С.И. Космический «дирижер» климата и жизни на Земле. СПб.: ПРОПО, 1994.

Статья поступила в редакцию 28.05.2013 г.

ТЕМАТИЧЕСКИЙ УКАЗАТЕЛЬ ЖУРНАЛА «КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА И ТЕХНОЛОГИИ» ЗА 2013 г.

Стратегия и перспективы развития космической техники и технологий

Легостаев В.П., Лопота В.А., Синявский В.В. Перспективы и эффективность применения космических ядерно-энергетических установок и ядерных электроракетных двигательных установок. 1, 4

Легостаев В.П., Марков А.В., Сорокин И.В. Целевое использование Российского сегмента Международной космической станции: значимые научные результаты и перспективы. 2, 3

Радугин И.С. Проект экономически эффективной системы средств выведения среднего и тяжелого классов для запусков элементов перспективной пилотируемой транспортной системы с космодрома «Восточный». 3, 3

Баллистика, аэродинамика, механика полета, прочность, исследование космоса

Верховцева Т.И., Гаврелюк О.П., Заборский С.А., Мовчан А.А., Панчуков А.А., Улыбышев Ю.П., Шибаев И.М. Баллистика программы «Морской старт». 1, 16.

Беляев М.Ю., Матвеева Т.В., Монахов М.И., Рулев Д.Н., Сазонов В.В., Цветков В.В. Определение вращательного движения кораблей «Прогресс» по данным измерений угловой скорости и тока солнечных батарей. 2, 19.

Беляев М.Ю., Волков О.Н., Рябуха С.Б. Микровозмущения на Международной космической станции. 3, 14

Создание, целевое использование и эксплуатация пилотируемых аппаратов и комплексов

Диденко А.Ф., Помпушко А.З. Обобщенная функция распределения срока службы приборов и агрегатов орбитальных станций. 1, 26

Создание и эксплуатация космических автоматических аппаратов, комплексов и систем

Пантенков Д.Г., Гусаков Н.В. Компьютерное моделирование активной фазированной антенной решетки. 1, 32 Старовойтов Е.И., Савчук Д.В. Исследование и оптимизация применения уголковых отражателей для локации космических объектов. 1, 38

Ковтун В.С. Анализ сложного процесса управления расходом топлива геостационарного космического аппарата «Ямал». 2, 33

Синявский В.В. Научно-технический задел по ядерному электроракетному межорбитальному буксиру «Геркулес». 3, 25

Средства выведения, космические транспортные системы, двигатели, двигательные и энергетические установки

Кокушкин В.В., Петров Н.К., Борзых С.В., Яськов В.В. Разработка и моделирование процессов отделения крупногабаритных ракетно-космических блоков. 1, 44

Островский В.Г., Смоленцев А.А., Соколов Б.А., Черашев Д.В. Электроракетная двигательная установка на основе двигателей с замкнутым дрейфом электронов на иоде. 2, 42

Евдокимов Р.А., Фадеев А.С. Математические модели энергодвигательного комплекса системы транспортно-технического обеспечения для развертывания и обслуживания орбитальной группировки космических аппаратов. 2, 53

Смоленцев А.А., Соколов Б.А., Туманин Е.Н. Длительное хранение жидкого кислорода в баке объединенной двигательной установки орбитального корабля «Буран». 3, 46

Матренин В.И., Овчинников А.Т., Поспелов Б.С., Соколов Б.А., Стихин А.С. От энергетики орбитального корабля «Буран» к энергетике космических кораблей и станций. 3, 57

Бортовые и наземные комплексы, управления и системы

Платонов В.Н. Одновременное управление движением центра масс и вокруг центра масс при маневрах космических аппаратов на геостационарной и высокоэллиптических орбитах с использованием электроракетных двигателей. 1, 56 Вишнеков В.Е., Кравец В.Г. Перспективы использования опыта разработки и эксплуатации системы связи со станцией «Мир» и кораблем «Буран» для Российского сегмента Международной космической станции. 3, 66

Зубов Н.Е., Лапин А.В., Микрин Е.А. Стабилизация орбитальной ориентации космического аппарата. 3, 74

Системы терморегулирования и жизнеобеспечения

Гузенберг А.С., Романов С.Ю., Телегин А.А., Юргин А.В. Разработка международного стандарта по системам обеспечения жизнедеятельности в космическом полете. 1, 66

Дядъкин А.А., Симакова Т.В. Выбор устройств подачи термостатирующего воздуха в головные обтекатели ракет-носителей. 2, 66

Материалы, производство и технологии изделий РКТ

Морковин А.В., Плотников А.Д., Борисенко Т.Б. Теплоносители для внутренних контуров систем терморегулирования пилотируемых космических аппаратов. 1, 79

Бизнес,

экономика и менеджмент космической деятельности, управление проектами и кадрами, информационные технологии, международная деятельность

Косенко А.Б., Синявский В.В. Техникоэкономическая эффективность использования многоразового межорбитального буксира на основе ядерной электроракетной двигательной установки для обеспечения больших грузопотоков при освоении Луны. 2, 72

В порядке дискуссии

Сизенцев Г.А. Космический комплекс для решения энергоклиматических проблем на Земле. 3, 82

АВТОРСКИЙ УКАЗАТЕЛЬ

Б Беляев М.Ю. 2,19; 3,14 Борзых С.В. 1, 44 Борисенко Т.В. 1, 79 B Верховцева Т.И. 1, 16 Вишнеков В.Е. 3, 66 Волков О.Н. 3, 14 Г Гаврелюк О.П. 1, 16 Гузенберг А.С. 1, 66 Гусаков Н.В. 1, 32 Диденко А.Ф. 1, 26 Дядькин А.А. 2, 66 Ε Евдокимов Р.А. 2, 53 З Заборский С.А. 1, 16 Зубов Н.Е. 3, 74 К Ковтун В.С. 2, 33 Кокушкин В.В. 1, 44 Косенко А.Б. 2, 72 Кравец В.Г. 3, 66 Л Лапин А.В. 3, 74 Легостаев В.П. 1, 4; 2, 3 Лопота В.А. 1, 4 Μ Марков А.В. 2. 3 Матвеева Т.В. 2, 19 Матренин В.И. 3, 57 Микрин Е.А. 3, 74 Мовчан А.А. 1, 16 Монахов М.И. 2, 19 Морковин А.В. 1, 79 0 Овчинников А.Т. 3, 57 Островский В.Г. 2, 42 Π Пантенков Д.Г. 1, 32 Панчуков А.А. 1. 16 Петров Н.К. 1, 44 Платонов В.Н. 1, 56 Плотников А.Д. 1, 79 Помпушко А.З. 1, 26 Поспелов Б.С. 3, 57 Р Радугин И.С. 3, 3 Романов С.Ю. 1, 66 Рулев Д.Н. 2, 19 Рябуха С.В. 3, 14 С Савчук Д.В. 1, 38 Сазонов В.В. 2, 19

Сизенцев Г.А. 3, 82 Симакова Т.В. 2, 66 Синявский В.В. 1, 4; 2, 72; 3,25 Смоленцев А.А. 2, 42; 3, 46 Соколов Б.А. 2, 42; 3, 46; 3,57 Сорокин И.В. 2, 3 Старовойтов Е.И. 1, 38 Стихин А.С. 3, 57 Т Телегин А.А. 1, 66 Туманин Е.Н. 3, 46 V Улыбышев Ю.П. 1, 16 Φ Фадеев А.С. 2, 53 Ц Цветков В.В. 2, 19 Ч Черашев Д.В. 2, 42 Ш Шибаев И.М. 1, 16 Ю Юргин А.В. 1,66 Я Яськов В.В. 1, 44

Издатель

Четырежды ордена Ленина, ордена Октябрьской Революции ОАО «Ракетно-космическая корпорация "Энергия" им. С.П. Королёва»

<u>Научный редактор</u> Синявский В.В.

Синявскии Д.Д.

Редакторская группа

Черных О.А. Лосикова А.А.

<u>Технический редактор</u> Бушуева Е.С.

Дизайн и верстка

Кузнецова Т.В. Осипова М.С.

Разработка макета и дизайн обложки

Алексеева Т.А. Колесникова М.В. Милехин Ю.Н. Осипова М.С. Паук Е.В.

<u>Фотограф</u>

Григоренко Н.А.

<u>Перевод</u>

Сектор переводов контрактной документации РКК «Энергия»

Адрес редакции

Ул. Ленина, 4А, г. Королёв, Московская область, Россия, 141070 Тел. 8(495)513-87-46 E-mail: ktt@rsce.ru

Подписано в печать 29.11.2013. Формат 60×84/8. Бумага мелованная. Цифровая печать. Объем 12,25 печ.л. Тираж 250 экз. Заказ № 4593

Отпечатано с готового оригинал-макета в типографии ОАО «РКК "Энергия" им. С.П. Королёва»