# КОСМИЧЕСКАЯ 2(9) ТЕХНИКА И ТЕХНОЛОГИИ 2015

Научно-технический журнал

Журнал выходит ежеквартально

Главный редактор академик РАН Микрин Е.А. Выпускается с 2013 г. Заместители главного редактора член-корреспондент РАН Соловьев В.А., дтн, профессор Синявский В.В.

Редакционная коллегия

Дфмн Алексеев А.К., член-корр. РАН Алифанов О.М., академик РАН Анфимов Н.А., дтн, профессор Беляев М.Ю., дтн, профессор Борзых С.В., академик РАН Зеленый Л.М., дтн Зубов Н.Е., академик РАН Коротеев А.А., член-корр. РАН Кудрявцев Н.Н., дтн Любинский В.Е., дтн Михайлов М.В., дмн Мухамедиева Л.Н., академик РАН Пешехонов В.Г., дтн Платонов В.Н., академик РАН Попов Г.А., дтн, профессор Рачук В.С., дтн, профессор Салмин В.В., дтн, профессор Сапожников С.Б., дтн, профес0сор Соколов Б.А., дтн Сорокин И.В., дтн Улыбышев Ю.П., академик РАН Федоров И.Б., дтн, профессор Филин В.М., дтн, профессор Чванов В.К., дтн, профессор Ярыгин В.И.

#### содержание

СТРАТЕГИЯ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ И ТЕХНОЛОГИЙ

БАЛЛИСТИКА, АЭРОДИНАМИКА, МЕХАНИКА ПОЛЕТА, ПРОЧНОСТЬ, ИССЛЕДОВАНИЕ КОСМОСА

СОЗДАНИЕ, ЦЕЛЕВОЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЕ И ЭКСПЛУАТАЦИЯ ПИЛОТИРУЕМЫХ АППАРАТОВ И КОМПЛЕКСОВ

СОЗДАНИЕ И ЭКСПЛУАТАЦИЯ КОСМИЧЕСКИХ АВТОМАТИЧЕСКИХ АППАРАТОВ, КОМПЛЕКСОВ И СИСТЕМ

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

#### <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»

Электронную версию журнала «Космическая техника и технологии» можно найти на сайте http://www.energia.ru/ktt/index.html.

Журнал «Космическая техника и технологии» включен в РИНЦ согласно договору с НЭБ № 315-05/2014 от 20.05.2014 г.

#### 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

# SPACE ENGINEERING 2 AND TECHNOLOGY

### Scientific and Technical Journal

Published quarterly Editor-in-chief RAS academician Mikrin E.A.

Published since 2013 **Deputy Editors-in-chief** RAS Corresponding member Soloviev V.A., Dr.Sci.(Eng.), Professor Sinyavskiy V.V.

**Editorial Advisory Board** 

Dr.Sci.(Phys.-Math.) Alekseev A.K., RAS Corr. member Alifanov O.M., RAS academician Anfimov N.A., Dr.Sci.(Eng.), Prof. Bolyaev M.Yu., Dr.Sci.(Eng.), Prof. Borzykh S.V., RAS academician Zeleny L.M., Dr.Sci.(Eng.) Zubov N.Ye., RAS academician Koroteev A.A., RAS Corr. member Kudryavtsev N.N., Dr.Sci.(Eng.) Lyubinskiy V.E., Dr.Sci.(Eng.) Mikhaylov M.V., Dr.Sci.(Med.) Mukhamedieva L.N., RAS academician Peshekhonov V.G., Dr.Sci.(Eng.) Platonov V.N., RAS academician Popov G.A., Dr.Sci. (Eng.), Prof. Rachuk V.S., Dr.Sci.(Eng.), Prof. Salmin V.V., Dr.Sci.(Eng.), Prof. Sapozhnikov S.B., Dr.Sci.(Eng.), Prof. Sokolov B.A., Dr.Sci.(Eng.) Sorokin I.V., Dr.Sci.(Eng.) Ulybyshev Yu.P., RAS academician Fedorov I.B., Dr.Sci.(Eng.), Prof. Filin V.M., Dr.Sci.(Eng.), Prof. Chvanov V.K., Dr.Sci.(Eng.), Prof. Yarygin V.I.

#### **CONTENTS**

#### STRATEGY AND PROSPECT FOR SPACE ENGINEERING AND TECHNOLOGY DEVELOPMENT

Kovtun V.S., Korolev B.V., Sinyavskiy V.V., Smirnov I.V. Space communication systems developed by S.P. Korolev 

Solntsev V.L., Radugin I.S., Zadeba V.A. Basic requirements for main engines of advanced liquid-propelled 

#### BALLISTICS, AERODYNAMICS, FLIGHT DYNAMICS, STRENGTH, SPACE EXPLORATION

Aksenov A.A., Dyadkin A.A., Moskalev I.V., Petrov N.K., Simakova T.V. Computer simulation of the flow and the relative motion of the reentry vehicle and the parachute compartment hatch cover in the course of their separation 

DEVELOPMENT, UTILIZATION AND OPERATION OF MANNED SPACECRAFT AND COMPLEXES

Bideev A.G., Semin A.Yu., Kuznetsov A.V., Akhmedov M.R. Designing a power supply system of the science and 

DEVELOPMENT AND OPERATION OF UNMANNED SPACECRAFT, COMPLEXES AND SYSTEMS

Mezhin V.S., Pritykovsky B.P., Aversh'eva A.V. An estimate of the effects of air environment on resonant frequencies 

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

Vachnadze V.D., Ovechko-Filippov E.V., Smolentsev A.A., Sokolov B.A. Development, upgrade phases and 

#### **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 III № ФС 77-53991 dated May 8, 2013. © S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia

The electronic version of our journal Space Engineering and Technology can be found at http://www.energia.ru/ktt/index.html.

The Space Engineering and Technologies journal is included in the Russian Science Citation Index in accordance with the contract with NEB (Scientific Electronic Library) No. 315-05/2014 dated May 20, 2014.

#### 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 TECHNOLOGY journal

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

УДК 629.783:621.396

## КОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ СВЯЗИ РАЗРАБОТКИ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ КОРПОРАЦИИ «ЭНЕРГИЯ» ИМЕНИ С.П. КОРОЛЁВА

#### © 2015 г. Ковтун В.С., Королёв Б.В., Синявский В.В., Смирнов И.В.

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

Систематизированы результаты создания и эксплуатации спутников связи первого поколения «Молния» и последнего поколения «Ямал», а также проектно-концептуальных исследований возможности создания глобальной системы связи.

Спутник связи «Молния» в РКК «Энергия» сразу проектировали для штатной системы связи по территории Советского Союза. После первых четырех успешных пусков изготовление и эксплуатацию спутников передали в АО «Информационные спутниковые системы имени академика М.Ф. Решетнёва». Всего было 164 успешных пуска спутников серии «Молния».

Описаны проводившиеся, в т. ч. на пилотируемых объектах, эксперименты по созданию новых высокоэффективных средств связи.

Рассмотрена возможность создания глобальной системы связи на основе трех спутников массой 17...20 т на геостационарной орбите с лучшими эксплуатационными характеристиками относительно многоспутниковых систем. Спутник создается путем стыковки на геостационарной орбите космической платформы и двух модулей полезной нагрузки, причем эти модули могут заменяться в процессе эксплуатации. Платформа может быть создана на основе тонкопленочных солнечных батарей мощностью 60...80 кВт и на основе двухрежимной термоэмиссионно-термоэлектрической ядерно-энергетической установки мощностью 400 кВт в режиме электроракетной доставки и 160 кВт в режиме электропитания функциональной аппаратуры с ресурсом 15...20 лет.

Приведены результаты создания и более чем 10-летней эксплуатации геостационарных спутников связи — сначала «Ямал-100», а затем «Ямал-200». Спутник создавался по новым для российской космической промышленности технологиям. Показана высокая эффективность созданных на основе отечественных технологий спутников связи. Доля «Ямал-100» в общем балансе функционирующих российских транспондеров составляла 10%, однако он обеспечивал 60% объема трансляции региональных и 50% трансляции центральных ТВ-программ и 25% пользовательского доступа в Интернет. Показано, что на базе созданной платформы «Ямал» открываются широкие возможности для создания автоматических космических аппаратов различного назначения.

**Ключевые слова:** спутник связи «Молния», спутник связи «Ямал», глобальная система космической связи, солнечные батареи, ядерно-энергетическая установка, электроракетная доставка, транспондер, методология управления системой связи.

### SPACE COMMUNICATION SYSTEMS DEVELOPED BY S.P. KOROLEV ROCKET AND SPACE CORPORATION ENERGIA

Kovtun V.S., Korolev B.V., Sinyavskiy V.V., Smirnov I.V.

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

Results of the first generation (MOLNIA) and last generation (YAMAL) communication satellite creation and operation as well as project-conceptual investigation of global communication system creation possibility were systematized.

Communication satellite MOLNIA was designed by RSC-Energia directly for nominal communication system operation within the territory of the Soviet Union. After the first four successful launches the satellites were signed over to M.F. Reshetnev ISS for manufacturing and operation. The total satellite MOLNIA successful launches were 164. New high-efficiency communications equipment creation experiments performed particularly on the manned objects were described.

There was considered the possibility of creation of global communication system based on three satellites with mass of 17...20 ton in the Geostationary Orbit (GSO), which has better performance characteristics comparative to the multi-satellite systems. The satellite is created by docking of two payload modules to the space platform in the GSO, at that, these modules may be replaced while in service. Platform may be created on the basis of thin-filmed solar arrays with power of 60...80 KW and dual-mode thermionic and thermoelectric nuclear power source with power of 400 KW in the mode of electrojet delivery or 160 KW in the mode of electric power supply to functional equipment with the operational life 15...20 years.

There were showed the results of creation and more than 10-year-operation of geostationary communication satellites YAMAL-100 and than YAMAL-200. The satellite was created according to technology, which is new for the Russian space industry. High efficiency of communication satellites created on the basis of native technology was demonstrated. A share of YAMAL-100 in the operating Russian transponder overall balance was 10%, however it provided a volume of 60% regional and 50% central TV program broadcasting and 25% user Internet access. It was shown that the multifold possibilities for manufacturing of automated SC of different purpose are opened on the basis of the created platform YAMAL.

**Key words:** communication satellite MOLNIA, communication satellite YAMAL, global space communication system, solar arrays, nuclear power source, electrojet delivery, transponder, communication system control philosophy.



КОВТУН В.С.



КОРОЛЁВ Б.В.



СИНЯВСКИЙ В.В.



СМИРНОВ И.В.

КОВТУН Владимир Семенович — кандидат технических наук, главный специалист РКК «Энергия», e-mail: vladimir.s.kovtun@rsce.ru

KOVTUN Vladimir Semenovich — Candidate of Science (Engineering), Chief Specialist at RSC Energia, e-mail: vladimir.s.kovtun@rsce.ru

КОРОЛЁВ Борис Васильевич — кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник РКК «Энергия», e-mail: boris.korolev1@rsce.ru KOROLEV Boris Vasil'evich — Candidate of Science (Engineering), Lead Research Scientist at RSC

Energia, e-mail: boris.korolev1@rsce.ru

СИНЯВСКИЙ Виктор Васильевич — доктор технических наук, профессор, научный консультант РКК «Энергия», e-mail: viktor.sinyavsky@rsce.ru SINYAVSKIY Victor Vasil'evich — Doctor of Science (Engineering), Professor, Scientific consultant at

SINYAVSKIY Victor Vasil'evich – Doctor of Science (Engineering), Professor, Scientific consultant at RSC Energia, e-mail: viktor.sinyavsky@rsce.ru

СМИРНОВ Игорь Вениаминович — заместитель руководителя НТЦ РКК «Энергия», e-mail: igor.v.smirnov@rsce.ru SMIRNOV Igor Veniaminovich — Deputy Director of STC at RSC Energia, e-mail: igor.v.smirnov@rsce.ru

#### Введение

Подводя итоги столь богатому космическими свершениями 1961 г., С.П. Королёв (под псевдонимом «проф. К. Сергеев»), отдав должное полетам Гагарина и Титова, писал: «Еше мало изученные пространства космоса. несомненно, представляют большой практический интерес для решения целого ряда прикладных задач народного, хозяйственного и научного значений. Можно ожидать в ближайший период времени создания системы спутников-станций для целей связи и ретрансляции радио- и телевизионных передач, для навигации судов и самолетов, для систематического наблюдения за погодой, а в будущем, быть может, и для некоторого активного воздействия на формирование погоды...».

Именно по его решению начались работы не по опытному искусственному спутнику Земли для связи, а по спутнику, на базе которого можно было бы построить систему связи по всей территории СССР.

# Первый отечественный спутник связи «Молния» и его модификации

Спутник связи «Молния-1» был создан РКК «Энергия» (в то время ОКБ-1) в период с 1961 по 1964 гг. По инициативе С.П. Королёва этот космический аппарат (КА), минуя экспериментальную стадию, как задумывалось первоначально, сразу стали проектировать для штатной системы связи по территории Советского Союза.

Такая постановка задачи заставляла проектантов подойти к ее решению с системных позиций. Необходимо было обеспечить как можно меньшую массу спутника, чтобы вывести его на более высокую орбиту, что, в свою очередь, обеспечивало бо́льшую продолжительность обзора территории СССР одним спутником и меньшее количество спутников в системе. Для территории СССР характерным было множество удаленных друг от друга промышленно развитых территориальных районов. Обеспечение связи с ними требовало создания большого количества наземных станций. Снижение их стоимости могло быть достигнуто за счет увеличения мощности бортовых ретрансляторов, что требовало мощных систем энергопитания, терморегулирования, применения антенны, постоянно в сеансе связи отслеживающей ориентацию на Землю, обеспечивающей необходимую диаграмму излучения энергии. В то же время, для оптимизации площади солнечных батарей необходимо

было обеспечить постоянную их ориентацию на Солнце, а для работы в процессе полета спутника в тени Земли иметь аккумуляторные батареи. Требовалось также обеспечить длительный ресурс спутника. Для формирования и поддержания орбитальной группировки спутников в состав бортовых систем требовалось включение корректирующей двигательной установки.

Таким образом, в процессе проектирования спутника связи «Молния-1» необходимо было найти компромиссные технические решения, удовлетворяющие системным требованиям, и такие решения были найдены [1].

В процессе проектирования спутника был проведен анализ достигнутого к тому времени уровня развития космической техники, и определены относительные конструктивные коэффициенты. Борьба шла за каждый килограмм массы, за каждую команду управления, за каждый телеметрический параметр, за каждый ватт энергопотребления. Это позволило постепенно сократить общую массу спутника, довеля ее до 1 500 кг. что оказалось на 150 кг меньше показателя этапа эскизного проектирования. В результате этой работы удалось добиться возможности выведения спутника с первоначально рассматриваемой четырехчасовой эллиптической орбиты на 12-часовую эллиптическую орбиту, называемую теперь орбитой «Молнии».

С целью увеличения ресурса на спутнике было установлено три мощных 40-ваттных и два маломощных 20-ваттных ретранслятора, продублированы бортовые антенны со всем комплектом оптических приборов, обеспечивающих ориентацию антенн на Землю. Причем для ретрансляторов были вновь разработаны мощные лампы бегущей волны.

Обычно для спутников Земли стремятся использовать орбиты, близкие к круговым. Это упрощает построение системы ориентации спутника и его конструктивного устройства. Для работы спутника системы связи по территории СССР на эллиптической орбите потребовалась разработка специальной системы ориентации, основанной на применении маховика-гироскопа в упруго-вязком подвесе, обеспечивающей одновременную ориентацию солнечных батарей на Солнце, антенн — на Землю, а также ориентацию спутника при проведении коррекции орбиты.

В период 1965–1966 гг. РКК «Энергия» совместно с кооперацией осуществила четыре успешных запуска спутников «Молния-1» на орбиту (рис. 1).



**Рис. 1. Спутник связи «Молния-1» разработки РКК «Энергия» (тогда ОКБ-1):** 1 — датчик ориентации антенны на Землю; 2 — антенный привод; 3 — радиатор-холодильник; 4 — запас рабочего тела для проведения микрокоррекции; 5 — корректирующая двигательная установка; 6 — панель-нагреватель; 7 — датчик ориентации для проведения коррекции; 8 — датчик солнечной ориентации; 9 — герметический корпус; 10 — солнечная батарея; 11 — остронаправленная антенна

С.П. Королёв стремился сосредоточить усилия конструкторского бюро и завода на пилотируемой тематике, трудоемкость работ по которой быстро росла. Он обратился в руководящие органы страны с просьбой передать работы по автоматическим КА, предназначенным для полетов к Марсу, Венере, Луне, а также по спутнику связи «Молния-1», в другие организации [2].

В 1965 г. техническая документация и специальное оборудование по этому спутнику были переданы для дальнейшего производства в г. Красноярск, на предприятие, где руководителем был М.Ф. Решетнёв, один из соратников С.П. Королёва. С 1967 г. осуществлялись запуски спутников «Молния-1» и его модификаций, изготавливаемых на этом предприятии (ныне АО «Информационные спутниковые системы имени академика М.Ф. Решетнёва» — ИСС им. М.Ф. Решетнёва). Всего состоялось 175 пусков спутников «Молния-1» и его модификаций, из них 164 — успешных (табл. 1).

В 2006 г. вместо спутников типа «Молния-1» были начаты запуски спутников «Меридиан».

Таблица 1

Herrienenenenenenenenen	Модификации спутника «Молния-1»					
паименование параметра	«Молния-1»	«Молния-1+»	«Молния-2»	«Молния-3»	«Молния-1Т»	«Молния-ЗК»
Ресурс, лет	0,50,75	2	1	3	_	5
Масса, кг	1 500	1 600	1 700	1 740	—	1 740
Мощность системы энергопитания, Вт	450	460	960	1 000	—	1 470
Начало эксплуатации, г.	1965	1967	1971	1974	1983	2001
Количество пусков	7	63	19	54	37	2
Ракета-носитель	«Молния»	«Молния»	«Молния»	«Молния»	«Молния»	«Молния»

#### Характеристики спутника связи «Молния-1» и его модификаций

#### Исследование проблем космической связи с использованием пилотируемых кораблей и станций

Когда вопрос о передаче работ по спутнику связи «Молния-1» был уже решен, С.П. Королёв предложил идеологические вопросы космической связи продолжать вести дальше. В качестве фундамента для развития работ в этих направлениях Сергей Павлович видел создание ракеты-носителя (РН) сверхтяжелого класса Н1. Среди задач, которые можно было бы решать с помощью РН Н1, рассматривались задачи космической связи. Их формирование, состав и характеристики связной аппаратуры предполагали создание многотонного спутника на геостационарной орбите (ГСО). В частности, предусматривалось решение задач связи, ретрансляции информации со спутников наблюдения в различных областях частотного спектра и управления ими, создание аппаратуры межспутниковой связи.

После закрытия работ по H1 сформированные тогда РКК «Энергия» задачи космической связи в дальнейшем решались на базе разрабатываемого ИСС им. М.Ф. Решетнёва ряда геостационарных спутников массой до 2 т, выводимых на орбиту с помощью РН «Протон» с разгонным блоком. При этом каждый спутник из этого ряда решал свою часть задач.

Создание орбитальных станций, сначала «Салют», затем «Мир», пилотируемых транспортных кораблей типа «Союз» и транспортных грузовых кораблей «Прогресс» позволило одновременно разработать инфраструктуру космических средств, которая стала космическим полигоном для проведения целого спектра научных и технических экспериментальных исследований в области связи, в т. ч. по инициативе РКК «Энергия».

В космическом эксперименте (КЭ) «Модель-2», осуществленном в 1984–1987 гг., проводилось исследование влияния ионосферы на прохождение волн низкочастотного диапазона. При этом радиопередатчик и антенны располагались на космическом корабле «Прогресс», а приемники — на Земле. Эксперимент подтвердил результаты теоретических расчетов, сделанных сотрудниками РКК «Энергия». На рис. 2 приведена фотография, сделанная космонавтами с борта станции «Мир», запечатлевшая полет в процессе КЭ «Модель-2» транспортного грузового корабля «Прогресс» с развернутыми кольцевыми антеннами.



Рис. 2. Эксперимент в области космической связи: полет транспортного грузового корабля «Прогресс» с развернутыми кольцевыми антеннами

В 1987 г. в КЭ «Свет» исследовалась возможность приема лазерного излучения в оптическом диапазоне спектра фотоприемниками, погруженными под воду. Лазерный передатчик располагался на транспортном грузовом корабле «Прогресс». Сообщения по лазерному лучу принимались на глубине до 60 м. Схема проведения КЭ «Свет» представлена на рис. 3.

Основной целью этих экспериментов являлось создание предпосылок для разработки специализированных космических систем связи.



Рис. 3. Схема проведения космического эксперимента «Свет»: 1 — излучение лазера; 2 — транспортный грузовой корабль «Прогресс» с лазерным передатчиком; 3 — поверхность океана; 4 — погруженный фотоприемник

Работы над проведением КЭ по исследованию вопросов использования оптического диапазона спектра в космических линиях связи продолжаются и на средствах ныне действующей Международной космической станции (МКС) [3].

В период 2011–2013 гг. был проведен КЭ по отработке системы лазерной связи (КЭ «СЛС») между бортовым терминалом лазерной связи (БТЛС), установленным на МКС, и наземным лазерным терминалом, установленным на Станции оптических наблюдений «Архыз» на Северном Кавказе. Разработчиком аппаратуры являлось ОАО «Научно-производственная корпорация «Системы прецизионного приборостроения» (НПК «СПП»). КЭ «СЛС» проводился НПК «СПП» совместно с РКК «Энергия». В РКК «Энергия» ведутся работы по подготовке КЭ «ЭКОЛИНС» с целью отработки космической оптической линии связи (КОЛС) между КА. Для этого предполагается один терминал лазерной связи установить на модуле Российского сегмента МКС, другой — на транспортном грузовом корабле «Прогресс МС». Схема проведения КЭ представлена на рис. 4.



Рис. 4. Схема проведения космического эксперимента «ЭКО-ЛИНС»: 1 — Международная космическая станция; 2 — космическая оптическая линия связи; 3 — грузовой корабль «Прогресс-М»; 4 — радиолиния; — центр управления полетом; — наземный измерительный пункт

Системными исследованиями РКК «Энергия» показано, что преимущества оптического диапазона в полной мере могут быть реализованы лишь при определенной технологии работы КОЛС между КА [4]. Необходимо, чтобы аппаратура КОЛС была способна работать автоматически, автономно и непрерывно.

Автоматически — это значит, что аппаратура КОЛС способна сама рассчитывать и отрабатывать:

• время начала и окончания работы с корреспондентом;

• время перехода от работы с одним корреспондентом к работе с другим корреспондентом;

 данные, необходимые для соответствующей предварительной выставки оптической антенны и осуществления взаимного поиска и вхождения в связь с корреспондентом;

• данные, необходимые для постоянной корректировки угла упреждения.

Автономно — это значит, что аппаратура КОЛС способна сама проводить траекторные измерения, обрабатывать их результаты и рассчитывать текущие значения параметров орбиты собственного КА, получая данные о параметрах орбиты КА-корреспондента. Например, параметры орбиты геостационарного спутника-ретранслятора (СР) постоянно контролируются и корректируются, поэтому всегда известны с достаточно высокой точностью. По действующей оптической линии связи геостационарного СР с низкоорбитального КА (НОКА) эти параметры орбиты можно по нескольку раз в сутки передавать на НОКА, аппаратура КОЛС которого, ведя относительно геостационарного СР траекторные измерения, может определять с достаточно высокой точностью параметры орбиты собственного КА.

Аппаратура КОЛС на СР, в свою очередь, ведет траекторные измерения НОКА и определяет параметры его орбиты. При этом в процессе траекторных измерений определяются расстояние между КА-корреспондентами и угловые координаты направления на корреспондента на каждом из них. Это совершается автономно, без дополнительного вмешательства других средств.

Непрерывно — это значит, что аппаратура КОЛС способна работать автоматически и автономно не только при непрерывном функционировании, а и при небольших по времени перерывах. Например, при полностью сформированной ретрансляционной системе работа КОЛС между НОКА и СР может протекать непрерывно, аппаратура автоматически, без перерывов в работе линии оптической связи, переключается с одного СР на другой. Пока же формирование ретрансляционной системы еще не завершено, работа КОЛС между НОКА и СР может проходить с перерывами, вызываемыми затенением Земли. Но после этого сравнительно короткого времени точность прогноза изменения параметров орбит связывающихся между собой КА остается достаточной для автоматического восстановления работы оптической линии связи.

В результате реализации указанных принципов функционирования аппаратуры КОЛС становится постоянно, в течение всего времени ее работы, известным положение КА в пространстве с высокой точностью, превышающей точность определения положения с помощью космической навигационной системы. Кроме того, постоянное знание угловых координат направления на корреспондента позволяет в каждый момент времени с высокой точностью знать ориентацию КА в пространстве благодаря наличию информации о привязке строительных осей аппаратуры КОЛС к строительным осям КА.

Таким образом, аппаратура КОЛС, самостоятельно добывая навигационные данные для обеспечения собственной работы, способна решать одновременно задачу автономной высокоточной навигации и ориентации для КА в целом. Кроме того, появляется возможность вести управление работой КА и получения от него целевой информации действительно в реальном времени.

Результаты этого КЭ могут быть положены в основу создания на базе КОЛС космической информационной инфраструктуры для обслуживания низкоорбитальных околоземных группировок КА и экспедиций в дальнем космосе.

#### Проект глобальной космической связи

В 1991-1993 гг. НПО «Энергия» им. академика С.П. Королёва разрабатывало ряд универсальной космической модификаций платформы (УКП) для размещения на ГСО, ориентированной на использование в сочетании с тяжелыми РН класса «Энергия» и предназначенной для базирования комплекса информационного оборудования. Были разработаны схемно-конструктивные и компоновочные решения и принципы эксплуатации варианта УКП, в т. ч. на базе электроракетного транспортного аппарата с системой энергопитания на основе двухрежимной термоэмиссионной ядерно-энергетической установки (ЯЭУ) электрической мощностью до 150 кВт [5]. Проект опережал свое время и не был реализован.

В 2001 г. на основе анализа мировых тенденций развития спутниковых систем связи РКК «Энергия» вновь вернулась к идее создания тяжелых платформ, подобных УКП, но формируемых новым способом — стыковкой отдельных модулей на орбите, в т. ч. на ГСО [6]. Энергетический модуль предполагалось выводить существующей тяжелой РН класса «Протон» с космодрома Байконур, а целевой модуль — РН меньшей грузоподъемности, например, ракетно-космическим комплексом «Морской старт». Помимо радикального решения технических проблем, это позволило бы решить и политические, связанные с ограничениями на вывоз за пределы России высоких технологий, так как допускалось, что целевые модули могут изготавливаться и запускаться зарубежными партнерами.

Новую размерность геостационарного КА предполагалось создать с помощью существующих отработанных систем выведения и хорошо освоенных при создании и эксплуатации орбитальных станций («Салют», «Мир», МКС), средств сближения, стыковки и интеграции.

Раздельное выведение модулей на ГСО позволяет оптимально разместить крупногабаритное оборудование полезной нагрузки и служебной платформы в зонах головных обтекателей РН. Новые технические решения позволяют создать и систему связи с недоступными прежде возможностями, а именно – обеспечивающую глобальную полнодоступную связь во всех диапазонах частот. Исходя из этого анализа и с целью занять лидирующее положение в области создания многофункциональных информационных КА, РКК «Энергия» в предварительном плане была рассмотрена возможность создания тяжелого информационного КА на ГСО с уровнем электрической мощности от десятков

киловатт (на основе солнечной энергетики) до более чем 100 кВт (на основе ядерной энергетики) для обеспечения работы информационных каналов и для питания электроракетной двигательной установки (ЭРДУ) с целью стабилизации орбиты КА. Наличие мошного источника электроэнергии и ЭРДУ позволяло использовать электроракетный принцип довыведения с соответствующим увеличением массы полезной нагрузки относительно традиционных средств (разгонных блоков). С учетом возможности протонного облучения оборудования КА во время прохода радиационных поясов Земли время самодоставки было принято ограниченным, по предварительным проработкам оно не должно быть больше шести месяцев. Для самодоставки такого КА с помощью ЭРДУ, питаемых от ЯЭУ, за допустимое время (до полугода) необходима электрическая мощность ЯЭУ в форсированном режиме до 400 кВт.

Назначение глобальной универсальной персональной подвижной космической связи. Система глобальной универсальной персональной подвижной космической связи состоит из больших высокоэнергетических (более 18 кВт) космических платформ модульного типа Супер-ГЕО, создаваемых из отдельных модулей, стыкуемых на ГСО и обеспечивающих:

• персональный доступ к мировым информационным системам;

• глобальный роуминг совместно с наземными сетями сотовой связи, при континентальной зоне обслуживания;

• низкую стоимость и малые габариты компонентов наземного пользовательского сегмента благодаря высокой бортовой энергетике;

• максимально допустимую энергетику сигнала;

• обработку и коммутацию сигналов на борту;

• многодиапазонную систему связи с междиапазонной коммутацией;

• многократное использование частотного ресурса.

Реализация данного проекта с использованием технологий, достигнутых к девяностым годам двадцатого века, позволила бы создать спутники, каждый из которых по пропускной способности превышал бы традиционные:

*на первом этапе* с солнечной энергоустановкой:

- в *L*-диапазоне в 25 раз;
- в *С*-диапазоне в 7,5 раз;
- в *Ки*-диапазоне в 7,5 раз;

*на втором этапе* с ядерной энергоустановкой — более чем двукратное увеличение пропускной способности относительно первого этапа. Стоимость создания такой системы (0,5...1 млрд долл.), по сравнению со стоимостью аналогичных по характеристикам низкоорбитальных систем (4...12 млрд долл.), относительно невысока.

**Основные технические характеристи**ки. Архитектура системы глобальной связи, состоящей из трех спутников, представлена на рис. 5.



*Рис. 5. Архитектура системы глобальной связи из трех спутников на геостационарной орбите Примечание.* НКУ — наземный комплекс управления; НКУ-С — наземный комплекс управления сетью; НКУ-П — наземный комплекс управления полетом; ЕАСС — Единая автоматизированная система связи.

Каждый из трех спутников состоит из базового модуля — унифицированной высокоэнергетической космической платформы и модулей полезной нагрузки (МПН), которые могут заменяться в процессе эксплуатации.

*Базовый модуль на основе солнечных батарей.* Базовый модуль представляет собой космическую платформу, в задачи которой входят:

• обеспечение энергоресурсами модулей полезных нагрузок;

• обеспечение ориентации и удержание в рабочей точке;

• размещение и наведение крупногабаритных антенн *L*-диапазона.

После выведения на ГСО базовый модуль раскрывает солнечные батареи и рефлекторы приемной и передающей антенн *L*-диапазона, радиаторы системы терморегулирования, приобретая приведенную на рис. 6 конфигурацию.



Рис. 6. Базовый модуль в рабочем состоянии: 1 — солнечная батарея; 2 — приемная антенна ретранслятора L-диапазона; 3 — радиатор системы обеспечения теплового режима; 4 — передающая антенна ретранслятора L-диапазона

Основа энергоустановки базового модуля первого этапа — пленочная солнечная батарея, разворачиваемая под действием центробежных сил.

После гашения остаточных возмущений базовый модуль переходит в режим накопления энергии и ожидания модулей полезных нагрузок. Основные характеристики базового модуля приведены в табл. 2.

Takana	0	
аолица	2	

Характеристика	Значение
Масса базового модуля	до 13 550 кг
Масса модулей полезной нагрузки	до 4 000 кг
Мощность электропитания для полезной нагрузки	до 60 кВт
Точность наведения и поддержания ориентации лучей механизмами антенн	±0,05°
Погрешность поддержания КА в орбитальной позиции по широте и долготе	±0,05°
Стабилизация КА	трехосная
Расчетная продолжительность сборки КА из трех модулей	3 мес.
Количество модулей	3
Расчетный полетный ресурс спутника	20 лет
Количество транспондеров:	
– С-диапазон (полоса 72 МГц)	100
– Ки-диапазон (полоса 72 МГц)	100
– Ка-диапазон (112 лучей)	56
<ul> <li>– <i>L</i>-диапазон (160 лучей)</li> </ul>	160

#### Основные характеристики базового модуля

Примечание. КА – космический аппарат.

Модуль полезной нагрузки № 1 (L, C, Kадиапазонов). Модуль полезной нагрузки L, C, Ка-диапазонов (МПН 1) несет решетку облучателей и транспондеры L-диапазона, а также антенны и транспондеры диапазонов C и Ka.

МПН 1 выводится на ГСО (рис. 7) и стыкуется к базовому модулю, после чего производится раскрытие элементов его конструкции (рис. 8). Основные характеристики МПН 1 приведены в табл. 3.



Рис. 7. Модуль полезной нагрузки № 1 в транспортировочном положении



Рис. 8. Модуль полезной нагрузки № 1 с раскрытыми антеннами и радиатором: 1 — радиатор системы обеспечения теплового режима; 2 — приемная антенна ретранслятора (РТР) С-диапазона; 3 — передающая антенна РТР С-диапазона; 4 — облучающее устройство антенны L-диапазона; 5 — антенны РТР Ка-диапазона

#### Таблица 3

# Основные характеристики модуля полезной нагрузки № 1

Масса, кг	3 700		
Масса полезной нагрузки, кг	1 737		
Расчетный полетный ресурс, лет	20		
Диапазон / количество стволов	ЭИИМ, дБВт	G/T, дБ/К	
<ul> <li>– С-диапазон / 100</li> </ul>	51	11,2	
- <i>Ка</i> -диапазон / 56 (ПРМ)	54	_	
/ 28 (ПРД)	—	17,9	
<i>– L-</i> диапазон / 80	61	16,2	

*Примечание*. ПРМ — приемник; ПРД — передатчик; ЭИИМ — эквивалентная изотропно излучаемая мощность; G/T — добротность на прием.

Модуль полезной нагрузки № 2 (L, Ки, Ка-диапазонов). Модуль полезной нагрузки L, Ки, Ка-диапазонов (МПН 2) несет решетку облучателей и транспондеры L-диапазона, а также антенны и транспондеры диапазонов Ки и Ка. МПН 2 аналогично МПН 1 выводится на ГСО и стыкуется к базовому модулю, после чего производится раскрытие элементов его конструкции. Основные характеристики МПН 2 приведены в табл. 4. Таблица 4

Основные характеристики модуля полезной нагрузки № 2

Масса, кг	3 700		
Масса полезной нагрузки, кг	1 737		
Расчетный полетный ресурс, лет	лет 1020		
Диапазон / Количество стволов	ЭИИМ, дБВт	G/T, дБ/К	
<i>– Ки-</i> диапазон / 100	57	11,4	
<i>– Ка-</i> диапазон / 56 (ПРМ)	54	_	
/ 28 (ПРД)	—	17,9	
<i>– L-</i> диапазон / 80	61	16,2	

*Примечание*. ПРМ — приемник; ПРД — передатчик; ЭИИМ — эквивалентная изотропно излучаемая мощность; G/T — добротность на прием.

*Сборка спутника на ГСО*. Сборка спутника на ГСО проходит в три основных этапа.

*Первый этап* — запуск и развертывание базового модуля.

*Второй этап* — запуск МПН 1, стыковка к осевому стыковочному узлу, автоматическая перестыковка на боковой стыковочный узел.

*Третий этап* — запуск МПН 2, стыковка к осевому стыковочному узлу, автоматическая перестыковка на боковой стыковочный узел.

Базовый модуль и МПН выводятся на ГСО отдельными ракетами-носителями и образуют спутник связи, осуществляя маневры стыковки на ГСО (рис. 9).



Рис. 9. Спутник связи в рабочем состоянии на геостационарной орбите: 1 — модуль полезной нагрузки МПН 1; 2 — стыковочный узел; 3 — модуль полезной нагрузки МПН 2; 4 — базовый модуль; 5 — солнечные батареи Ø25 м; 6 — крупногабаритные антенны Ø12...25 м

**Зоны покрытия.** Зоны покрытия антенн МПН1 показаны на рис. 10, а, а МПН 2 — на рис. 10, б.

Космические технологии, лежащие в основе проекта. В основу реализации проекта было положено сочетание уникальных технологий, разработанных РКК «Энергия» [5, 6]:

• Технология и средства стыковки, отработанные в течение многолетнего опыта эксплуатации орбитальных кораблей и станций. С 1968 г. проведено более 200 успешных стыковок КА различного назначения массой 7...100 т.



**Рис. 10. Зоны покрытия антенн:** а — зона покрытия L-диапазона МПН 1, МПН 2; б — зона покрытия C-диапазона МПН 1 и Ки-диапазона МПН 2

Примечание. МПН 1 — модуль полезной нагрузки № 1; МПН 2 — модуль полезной нагрузки № 2.

В отличие от низких орбит, стыковки КА на ГСО имеют следующие преимущества:

 постоянная радиовидимость наземными средствами управления;

— малые относительные скорости проведения операций сближения и стыковки.

• Технологии создания и развертывания пленочных солнечных батарей первого этапа создания и эксплуатации системы. Пленочная поверхность Ø20 м, формируемая центробежными силами, была отработана в ходе эксперимента «Знамя-2» (рис. 11).



Рис. 11. Пленочная поверхность Ø20 м (эксперимент «Знамя-2»)

• Технологии создания и развертывания зеркальных антенн большого диаметра. Параболический рефлектор Ø6 м был раскрыт с помощью электроприводов в ходе эксперимента «Рефлектор» на космической станции «Мир» в 1996 г. (рис. 12).



Рис. 12. Параболический рефлектор (антенна) в свободном полете. 1996 г.

• *Технологии создания и развертывания* крупногабаритных трансформируемых конструкций отработаны на станции «Мир» в рамках эксперимента «Софора» (рис. 13).



Рис. 13. Многоразовая автоматически разворачиваемая в космосе ферменная конструкция с солнечной батареей (длина 15 м)

Базовый модуль с ядерной энергетической установкой — следующий шаг развития системы. На втором этапе развития системы связи возможно значительное увеличение числа транспондеров Ка-диапазона. При этом пропускная способность системы связи возрастет в десятки раз. Для обеспечения максимально разрешенного уровня сигнала во всех диапазонах необходимо увеличить мощность энергосистемы спутника до 160 кВт, что позволит максимально упростить и удешевить мобильные персональные терминалы. Такие мощности возможно получить, применяя современные технологии, с помощью компактных термоэмиссионных ядерных установок, длительное время разрабатываемых РКК «Энергия» применительно к созданию межорбитального буксира «Геркулес» [7].

Необходимость обеспечения ресурса платформы в 20 лет потребовала пересмотреть концепцию построения двухрежимных ЯЭУ с длительным ресурсом. Применительно к транспортно-энергетическому модулю РКК «Энергия» была предложена двухрежимная термоэмиссионнотермоэлектрическая ЯЭУ, а именно: на базе термоэмиссионного реактора-преобразователя (ТРП) и размещенного вне реактора термоэлектрического генератора (ТЭГ) [8–10].

Комбинация термоэмиссионного и термоэлектрического способов преобразования тепловой энергии в электрическую в одной ЯЭУ (рис. 14) обеспечивает ее компактность и малую удельную массу, свойственные термоэмиссионной ЯЭУ, и одновременно возможность обеспечения длительного (15...20 лет) режима работы, свойственного термоэлектрическим генераторам [11].

Генерируемая ТРП электроэнергия используется для питания ЭРДУ, а генерируемая ТЭГ — для питания энергоемкой функциональной аппаратуры КА [12, 13]. Источником тепловой энергии, подводимой к «горячим» спаям ТЭГ, является жидкометаллический (литиевый) контур термоэмиссионной ЯЭУ по высокотемпературной литийниобиевой технологии [14]. ТЭГ расположен за теневой защитой ТРП и работает в режиме длительного функционирования.

Система охлаждения ТРП (первый контур) разветвляется на две петли, в составе каждой имеется электромагнитный насос. В термоэмиссионном режиме литиевый теплоноситель направляется в тракт холодильника-излучателя, в термоэлектрическом к горячим спаям ТЭГ. Для переключения потоков теплоносителя служит гидравлический триггер. Для охлаждения холодных спаев ТЭГ служит второй контур охлаждения, доставляющий непреобразованную теплоту термодинамического цикла в холодильникизлучатель; насос этого контура включается при переключении системы в термоэлектрический режим.

В холодильнике-излучателе предложено использовать тепловые трубы специальной конструкции с двумя независимыми теплообменниками в зоне испарения. К одному теплообменнику присоединен контур охлаждения ТРП, к другому — контур охлаждения холодных спаев ТЭГ. Температурный режим работы тепловых труб автоматически адаптируется к передаваемой тепловой мощности в диапазоне от максимального значения 1 200...1 300 К для охлаждения ТРП до ~750 К для охлаждения модуля ТЭГ. Одноконтурная система охлаждения обеспечивает доставку тепла к зонам испарения тепловых труб холодильника-излучателя. При переключении в режим ТЭГ термоэмиссионные элементы ТРП

переключаются в пассивный режим, поток теплоносителя первого контура переключается на обогрев горячих спаев ТЭГ, включается электромагнитный насос второго контура охлаждения холодных спаев ТЭГ.

Схема двухрежимной термоэмиссионнотермоэлектрической ЯЭУ приведена на рис. 14.



Рис. 14. Двухрежимная термоэмиссионно-термоэлектрическая ядерно-энергетическая установка (ЯЭУ): 1 — термоэмиссионный реактор-генератор; 2 — радиационная защита; 3 — холодильник-излучатель; 4 — трансформируемая ферма системы механического и электрического соединения с аппаратом связи; 5 — отсеки электронного и электротехнического оборудования ЯЭУ; 6 — блок термоэлектрических генераторов тока; 7 — органы регулирования и защиты реактора

В результате проектных проработок ЯЭУ были сформулированы следующие основные требования к элементам, фрагментам, модулям и полномасштабному блоку высокотемпературного ТЭГ двухрежимной космической ЯЭУ:

• использование высокотемпературных термоэлектрических материалов на основе легированных кремния и германия;

• кольцевая форма термобатареи с низкими потерями тепловой энергии;

• температура «горячих» спаев 1 200...1 300 К и даже до 1 400 К;

• температура «холодных» спаев 800...900 К;

• подвод тепла литиевым теплоносителем;

• отвод тепла от «холодных» спаев жидкометаллическим теплоносителем (литием или эвтектическим сплавом натрий-калий) или тепловыми трубами с натрием или калием в качестве рабочего тела;

• повышение за счет уменьшения поверхностных токов утечки выходного напряжения модулей ТЭГ с достигнутых 45 до 120...380 В;

• существенное повышение удельной мощности с существующих 10 до 100 Вт/кг;

• обеспечение ресурса работы до 15...20 лет с деградацией энергетических характеристик не более 1–2% в год. На начальном этапе функционирования большая мощность (400 кВт) энергоустановки позволит осуществлять перелет базового блока с орбиты порядка 1 000 км на ГСО с помощью высокоэффективных электроракетных двигателей типа ДАС [15].

В основу реализации проекта было положено сочетание уникальных технологий, разработанных РКК «Энергия», а именно: технологии создания компактной ядерной энергетической установки по разработанной в РКК «Энергия» высокотемпературной литий-ниобиевой технологии [7]. Подтверждена возможность создания термоэмиссионных реакторов на быстрых нейтронах с высоким уровнем управляемости и гарантированной подкритичностью в заглушенном состоянии [16, 17].

Эти и многие другие космические технологии, впервые созданные РКК «Энергия», могли стать основой новой системы спутниковой связи. Проектный облик спутника связи на основе ЯЭУ приведен на рис. 15 [18].



Рис. 15. Геостационарный спутник связи на основе ядерноэнергетической установки (ЯЭУ) мощностью 160 кВт: 1 — ЯЭУ; 2 — антенны L-диапазона Ø15,6 м; 3 — МПН 1 С, Ка, L-диапазона; 4 — базовый модуль; 5 — МПН 2 Ки, Ка, L-диапазона

#### Спутник связи нового поколения «Ямал-100»

Разработка спутника связи нового поколения «Ямал-100» была инициирована ОАО «Газком», созданным предприятиями ОАО «Газпром» и РКК «Энергия», и осуществлена с 1995 по 1999 гг. При создании спутника была поставлена цель — ликвидировать отставание России от Запада в самой высокотехнологичной и наиболее коммерциализированной области космической деятельности.

Спутник создавался по новым для российской космической промышленности технологиям, а именно:

- легкие композитные конструкции;
- отсутствие герметичного корпуса;
- пассивная система терморегулирования;

• никель-водородные аккумуляторы в едином корпусе;

• высокоэффективные приемопередатчики ретранслятора;

• высокая точность ориентации и высокая точность удержания спутника в заданной точке стояния на ГСО;

• длительный ресурс функционирования спутника и его ретрансляторов, обеспечивающий 10-летний срок активного существования.

Все эти решения были, по сути дела, продиктованы ходом развития и эксплуатации зарубежных спутников связи и достигнутых при этом новейших технологий.

Система управления спутника создавалась как единая интегрированная система, решающая задачи ориентации спутника, его маневров, управления всеми бортовыми системами на основе цифровой управляющей вычислительной системы. Более того, разработанный для этого спутника Центр управления полетами создавался как часть единой автоматизированной системы, решающей задачу автономного управления полетами в интересах целевой аппаратуры. Такой единый подход был впервые реализован не только в схеме построения управления полетом КА, но и последовательно на всех стадиях создания и отработки программного обеспечения (как бортового, так и наземного).

Создание этого спутника потребовало новых разработок практически всего комплекса бортовых систем, в т. ч.:

• бортовой вычислительной системы;

• оптических датчиков гироскопической инерциальной системы;

• системы управляющих маховиков;

• реактивной двигательной установки с электроракетными тяговыми модулями, коммутационными элементами управления.

При создании КА разработка основных приборных компонентов бортовых систем осуществлялась на предприятиях России.

Для систем управления движением и навигации был использован ряд оригинальных решений, таких как:

• применение бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) как основы для построения режимов ориентации;

• использование звездных широкоугольных датчиков в блоке определения координат звезд для коррекции БИНС;

• применение датчиков определения координат центра Солнца в блоке определения координат Солнца для ориентации и навигации;

• использование блока определения координат центра Земли для дублирования работы известных датчиков 256К «инфракрасной вертикали»; • применение системы маховиков для поддержания высокоточной ориентации КА на геостационарной орбите;

• совмещение разгрузки кинетического момента маховиков с маневром удержания КА в точке стояния.

В проектном плане спутник заклалывался как КА с длительным (не менее 10 лет) ресурсом работы на ГСО. По энергетике стволов ретранслятора, количеству стволов ретранслятора и соотношению мощность/масса он имел показатели на уровне западных спутников связи. При проектировании новых КА в мировой практике для снижения риска обычно объем нововведений ограничивают 20...40%, учитывая, что реальный полет в космосе для любых новых технических решений, несмотря на наземную отработку и испытания, может иметь непредвиденные последствия. При создании спутника «Ямал-100» осознанно, для преодоления отставания от западных спутников связи, введено почти 100% новых технических решений. Это позволило РКК «Энергия» в дальнейшем обоснованно претендовать на получение заказов на изготовление автоматических КА различного назначения.

Спутник «Ямал-100» был запущен 6 сентября 1999 г. После приведения его в орбитальную позицию 90° в. д. и проведения летных испытаний 16 декабря этого же года спутник был принят в штатную эксплуатацию для использования на рынке спутниковых телекоммуникаций России и СНГ. Сборка космической головной части с КА «Ямал-100» приведена на рис. 16, а общий вид спутника «Ямал-100» — на рис. 17.



Рис. 16. Сборка на космодроме «Байконур» космической головной части со спутником «Ямал-100»

Об эффективности использования спутника говорит тот факт, что уже к концу 2001 г., несмотря на то, что в общем балансе функционирующих российских транспондеров его доля составляла лишь 10%, спутник обеспечивал 60% объема трансляции региональных ТВ-программ, 50% трансляции центральных ТВ-программ и 25% пользовательского доступа в Интернет. Основные технические характеристики спутника «Ямал-100» приведены в табл. 5.



Рис. 17. Общий вид спутника связи «Ямал-100»: 1 — устройство поворота солнечных батарей; 2 — отсек служебных систем; 3 — модуль никель-водородных аккумуляторов; 4 — приемная антенна ретрансляторов PTP-2 (С-диапазон); 5 — БОКС (СУДН); 6 — БОКЦЗ (СУДН); 7 — приемная антенна (служебный канал управления — СКУ); 8 — БОКЗ (СУДН); 9 — 256К (СУДН); 10 передающие антенны (СКУ); 11 — передающая антенна ретранслятора PTP-1 (С-диапазон); 12 — отсек полезной нагрузки; 13 газовый двигатель; 14 — тяговые модули; 15 — солнечная батарея Примечание. БОКС — блок определения координат Солнца; СУДН — система управления движением и навигацией; БОКЦЗ — блок определения координат центра Земли; БОКЗ — блок определения координат звезд.

#### Таблица 5

Основные технические характеристики «Ямал-100»

Масса, кг	1 254
Мощность, выделяемая для электропитания бортового ретрансляционного комплекса, Вт	1 300
Рабочий диапазон частот	С
Количество и полоса транспондеров, МГц	10×36
Выходная мощность передатчиков, Вт	25
Точность удержания спутника в орбитальной позиции по широте и долготе, °	±0,1
Точность ориентации осей спутника, $^{\circ}$	±0,1
Срок активного существования, лет	10

Уже в первые годы эксплуатации спутника РКК «Энергия» была разработана новая методология управления его полетом [19]. Согласно общей концепции новой методологии, а также заложенным в нее принципам, разработаны методы и модели, обеспечивающие продление полетного ресурса спутника за счет повышения положительных интегральных свойств его систем, таких как живучесть, надежность, безотказность, долговечность, адаптивность, сохраняемость, помехоустойчивость. В результате применения вновь разработанной методологии при управлении полетом спутника связи «Ямал-100» был обеспечен почти одиннадцатилетний период его эксплуатации на ГСО (запущен 06.09.1999 г., выведен из состава группировки КА 09.08.2010 г.). По результатам исследований, проводимых в рамках новой методологии, разработаны и внедрены десятки новых запатентованных методов управления полетом КА «Ямал».

Впервые в мировой практике использования металл-водородных энергетических систем, благодаря вновь разработанным методам управления, был получен положительный, уникальный опыт эксплуатации никельводородных аккумуляторных батарей (НВАБ) с общим корпусом в составе системы энергоснабжения КА «Ямал-100», открыты новые процессы, происходящие в НВАБ в условиях невесомости [20].

В течение примерно одиннадцатилетнего эксперимента на ГСО получены уникальные результаты исследования характеристик терморегулирующих покрытий — силикатного, зеркального и пленочного. Показано, что значения коэффициента поглощения солнечного излучения (As) и его изменений ( $\Delta As$ ) для зеркального покрытия намного ниже значений *As* и *AAs* силикатного и пленочного покрытий. Получены данные по изменению абсолютных значений степени черноты є зеркального покрытия в зависимости от температуры. При снижении температуры от 20 °С до криогенных значений (-110 °C) значение є уменьшилось до 0,72 ( $\Delta \varepsilon = -0,14$ ) [21]. Полученные данные использовались при разработке тепловой модели модуля НВАБ.

Разработана методика определения массового расхода в электроракетных стационарных плазменных двигателях (СПД) по электродинамическим параметрам двигателей и величине их тяг [22]. Проведена верификация методики по изменению бародинамических параметров топлива (ксенона) в расходной емкости до маневра и в конце маневра.

Разработаны модели:

• функционирования модуля НВАБ, расположенных в едином корпусе, для прогноза изменения энергоемкости батарей и происходящих тепловых процессов [23];

• восстановления энергоемкости НВАБ [24];

• управления резервным временем энергообеспечения КА [25];

• контроля герметичности заряженной НВАБ, находящейся под нагрузкой [26];

• прогноза изменения суммарного вектора кинетического момента автоматического геостационарного КА для последующего управления его угловым движением по спрогнозированным значениям [27];

• управления кинетическим моментом КА в процессе коррекции орбиты [28];

• управления запасами топлива реактивных (газовых и электроракетных) двигателей с целью совершенствования методов контроля, хранения и расхода топлива [29];

• использования радиопеленгатора бортового ретрансляционного комплекса (БРК) для управления геостационарного КА по каналу рыскания [30];

• использования солнечных батарей для управления движением КА (центра масс и относительно центра масс) на геостационарной орбите [31];

• равномерной выработки ресурса путем замещения ресурсов одних регуляторов процессов ресурсами других регуляторов процессов [32];

• направленного смещения центра масс КА путем неравномерной выработки топлива из баков для выравнивания значений управляющих моментов, создаваемых реактивными двигателями с расположенными под углом к осям связанного базиса КА векторами тяг [33];

• замены (уменьшения) расхода топлива путем дополнительной ресурсной нагрузки на регуляторы процессов (системы управления КА и их элементы) [34];

• ресурсосбережения НВАБ (по энергоемкости) путем дополнительной ресурсной нагрузки на регуляторы процессов [35];

 использования объединенного энергоресурса источников электроэнергии орбитальной группировки автоматических КА для увеличения мощности, выделяемой на работу полезной нагрузки [36];

• защиты солнечных батарей в период высокой активности Солнца [37] и многие другие.

#### Спутники связи «Ямал-200»

Контракт на создание двух спутников «Ямал-200» (более мощной версии спутников «Ямал-100») был подписан 24 июля 2000 г. Спутники «Ямал-200» предназначены для передачи больших объемов данных между регионами России и ближнего зарубежья в интересах ОАО «Газпром» и других потребителей, включая телерадиокомпании.

В спутниках «Ямал-200» проведен поэтапный переход к новой модификации универсальной космической платформы, предназначенной для использования на ГСО. При незначительных изменениях в составе узлов и агрегатов (до 10%), за счет увеличения надежности и живучести спутников, удалось увеличить срок их активного существования до 15 лет. Увеличена также на ~20% мощность, выделяемая для электропитания БРК, что позволило довести в нем количество активных стволов ретрансляторов до 18. При этом дополнительно к *С*-диапазону ретранслятора введен более производительный, широко востребованный на рынке услуг *Ки*-диапазон. Основные технические характеристики «Ямал-200» приведены в табл. 6.

Таблица 6	;
-----------	---

	00° p. #	40° p. T
Оронтальная позиция	90 в.д.	49 В.Д.
Масса, кг	1 330	1 330
Мощность, выделяемая для электропитания бортового ретрансляционного комплекса, Вт	2 000	2 000
Рабочий диапазон частот	C, Ku	С
Количество и полоса транспондеров, МГц	6×72 ( <i>C</i> ) 6×72 ( <i>Ku</i> )	18×72
Выходная мощность передатчиков, Вт	55 (C) 120 (Ku)	55
Точность удержания спутника в орбитальной позиции по широте и долготе, °	±0,1	±0,1
Точность ориентации осей спутника, °	±0,1	±0,1
Срок активного существования, лет	12	12

Основные технические характеристики «Ямал-200»

При управлении полетом спутников применяется новая методология адаптивного управления полетом КА в условиях длительного полета, начало которой было положено при управлении «Ямал-100». Адаптивность систем управления спутников достигается за счет многофункционального использования бортовых материальных объектов — элементов конструкции и аппаратуры, приборов, различных устройств и систем в целом, рассматриваемых в качестве регуляторов происходящих в них процессов. Исследуются информационные и управляющие взаимодействия во множестве процессов, происходящих в различных регуляторах, в т.ч. не связанных конструктивно и функционально и не соединенных в определенную конфигурацию.

По результатам исследования производится виртуальное построение алгоритмов для обоснованных управляющих ситуаций из множества происходящих на борту КА процессов. Реализация алгоритмов осуществляется целесообразным перестроением существующих и созданием новых регуляторов из конечного числа материальных объектов с формированием новых управляющих воздействий на базе сетевых бортовых вычислительных систем (СБВС). При этом используется технология СБВС, разработанная для управления МКС [38]. Таким образом, производится адаптация регуляторов к управлению полетом КА. Адаптация является одним из основных определяющих факторов свойства живучести регуляторов — противостоять и сохранять возможность выполнять необходимый набор важных функций в условиях воздействия внешних и внутренних дестабилизирующих факторов. При этом живучесть регуляторов при управлении полетом КА традиционно обеспечивалась за счет материальной и программной избыточности.

Предлагаемое повышение адаптивности регуляторов КА увеличило их живучесть за счет использования многофункциональных возможностей находящихся на борту материальных объектов. Для парирования дестабилизирующих факторов увеличена область принятия решений. Кроме этого, были созданы наиболее целесообразные условия эксплуатации регуляторов, повышающие надежность и живучесть как отдельных регуляторов, так и КА в целом.

Повышение адаптивности регуляторов позволило также производить в условиях полета КА построение новых регуляторов процессов, используя для этого множество процессов, происходящих в существующих бортовых элементах и элементах наземных систем управления полетом КА. Таким образом, свойство живучести бортовых регуляторов обеспечивается не только материальной и программной избыточностью, но и избыточностью процессов, происходящих в материальных объектах (в конструкции КА, его системах и элементах систем).

Заложенные в проекте спутников надежные проектно-конструкторские решения, новая методология управления полетом спутников позволяют успешно их эксплуатировать. 24 ноября 2014 г. достигнут одиннадцатилетний срок активного существования спутника связи «Ямал-200» № 2, который продолжает успешно решать задачи космического ретранслятора. Проработав более 10,5 лет (до 05.06.2014 г.), спутник связи «Ямал-200» № 1 был выведен из эксплуатации. При этом использовались и продолжают использоваться при управлении «Ямал-200» № 2 методы, прошедшие отработку на КА «Ямал-100», а также новые, запатентованные методы, разработанные для управления полетом непосредственно данным КА.

За более чем десятилетний срок эксплуатации на ГСО полностью подтвержден рабочий ресурс по числу включений и продолжительности работы электроракетных двигателей СПД-70 и разработанной для них аппаратуры питания и управления (АПУ) [39]. Принципиально важным являлось создание приборов АПУ, работающих в условиях космического вакуума, при негерметичном исполнении. Решение было новым в отечественном приборостроении, так как потребовало специального подхода к конструированию и экспериментальной отработке приборов, учитывая при этом достаточно высокий уровень разрядного напряжения в СПД (~300 В).

#### О возможности использования технологий КА «Ямал» в перспективных проектах КА различного назначения

На базе технологий, полученных при создании КА «Ямал», разработана универсальная космическая платформа (КП) «Ямал», относящаяся по своей массе к «малому» классу (до 1000 кг). КП явилась обеспечивающим модулем для КА космического ретранслятора Angosat и КА оптико-электронного наблюдения Земли *Egyptsat*. Как показал сравнительный анализ с лучшими мировыми аналогами, разработанная платформа ни в чем им не уступает, а по некоторым основным показателям — превосходит. Так, например, КП AstroSat-1000 of EADS Astrium SAS, являющаяся обеспечивающим модулем двух спутников нового поколения Pleiades-1A и Pleiades-1В сверхвысокого пространственного разрешения оптико-электронного наблюдения Земли, бо́льшая по массе, имеет более низкую тяговооруженность и уступает по показателям контролепригодности на всех этапах испытаний. При этом по остальным основным показателям обе платформы соизмеримы.

Созданная КП «Ямал» открывает широкие возможности для проектирования автоматических КА различного назначения.

#### Выводы

1. Систематизированы результаты создания и эксплуатации спутников связи первого поколения «Молния» и последнего поколения «Ямал», а также проектно-концептуальных исследований возможности создания глобальной системы связи.

2. Приведены характеристики спутника связи «Молния-1», разработанного РКК «Энергия» (тогда ОКБ-1) и его модификаций разработки ИСС им. М.Ф. Решетнёва. Всего эксплуатировалось 164 спутника связи типа «Молния». Описаны проводившиеся, в т. ч. на пилотируемых объектах, эксперименты по созданию новых высокоэффективных средств связи.

3. Показана возможность создания глобальной системы связи на основе трех-четырех тяжелых спутников массой до 20 т на ГСО с

лучшими, на порядок, эксплуатационными характеристиками относительно многоспутниковых систем. Спутник связи создается путем стыковки на ГСО УКП с двумя модулями полезной нагрузки. УКП выводится на радиационно безопасную орбиту РН «Протон», после чего доставляется на ГСО с помошью ЭРДУ. Модули последовательно доставляются на ГСО ракетами типа «Зенит» и могут заменяться в процессе эксплуатации. Предлагается два этапа создания: на основе тонкопленочных солнечных батарей мощностью 80 кВт и затем на основе двухрежимной термоэмиссионнотермоэлектрической ЯЭУ мощностью 400 кВт в режиме электроракетной доставки и 160 кВт в режиме электропитания функциональной аппаратуры с ресурсом 15...20 лет. На втором этапе развития системы связи возможно значительное увеличение числа транспондеров Ка-диапазона, при этом пропускная способность системы связи возрастет в десятки раз.

4. Приведены результаты создания и более чем десятилетней эксплуатации геостационарных спутников связи — сначала «Ямал-100», затем «Ямал-200». Спутник создавался по новым для российской космической промышленности технологиям. Показана высокая эффективность этих созданных на основе отечественных технологий спутников связи, так, «Ямал-100», несмотря на то, что в общем балансе функционирующих российских транспондеров его доля составляла лишь 10%, обеспечивал 60% объема трансляции региональных ТВ-программ, 50% трансляции центральных ТВ-программ и 25% пользовательского доступа в Интернет.

5. На базе технологий, полученных при создании КА «Ямал», разработана УКП «Ямал». Как показал сравнительный анализ с лучшими мировыми аналогами, разработанная платформа ни в чем им не уступает, а по некоторым основным показателям превосходит. Созданная УКП «Ямал» открывает широкие возможности для проектирования автоматических КА различного назначения.

#### Список литературы

1. Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П.Королёва. 1946–1996. Калининград: РКК «Энергия», 1996. 670 с.

2. С.П. Королёв. Энциклопедия жизни и творчества. М.: РКК «Энергия», 2014. 704 с.

3. 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 // Космическая техника и технологии. 2013. № 3. С. 66–74.

4. Королёв Б.В. Технология работы космической оптической линии связи для повышения оперативности управления и получения информации потребителем в процессе функционирования космических средств // Космическая техника и технологии. 2014. № 1(4). С. 39–48.

5. РКК «Энергия» имени С.П. Королёва в первом десятилетии XXI века. М.: РКК «Энергия», 2011. 832 с.

6. Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва на рубеже двух веков. 1996–2001. М.: РКК «Энергия», 2001. 1327 с.

7. Синявский В.В. Научно-технический задел по ядерному электроракетному межорбитальному буксиру «Геркулес» // Космическая техника и технологии. 2013. № 3. С. 25–45.

8. Патент RU 2238598. Российская Федерация. Космическая двухрежимная ядерно-энергетическая установка транспортно-энергетического модуля. Синявский В.В., Юдицкий В.Д.; заявитель и патентообладатель — ОАО РКК «Энергия»; заявка 2002135334/06; приоритет от 27.12.2002 // Изобретения. 2004. № 29.

9. Синявский В.В., Юдицкий В.Д., Гафаров А.А. Структура геостационарного информационного космического аппарата с системой электропитания на базе двухрежимной ядерноэнергетической установки // Ядерная энергетика в космосе. Сборник докладов в 3-х т. М.: НИКИЭТ, 2005. Т. 1. С.121–130.

10. Гафаров А.А., Синявский В.В., Юдицкий В.Д. Характеристики геостационарного информационного космического аппарата с системой электропитания на базе двухрежимной ядерно-энергетической установки // Ракетнокосмическая техника. Труды. Сер. XII. Королёв: РКК «Энергия». 2007. Вып. 1–2. С. 58–74.

11. Иванов А.С., Варламов С.А., Лебедев Ю.П., Прилепо Ю.П., Синявский В.В. О возможности повышения эффективности термоэлектрического генератора двухрежимной ЯЭУ // Известия РАН. Энергетика. 2009. № 1. С. 50-60.

12. Синявский В.В., Юдицкий В.Д. О рациональных уровнях электрической мощности ядерно-энергетической установки в режиме электроракетной доставки спутника на орбиту и в режиме питания его аппаратуры // Известия РАН. Энергетика. 2003. № 3. С. 70–75.

13. Синявский В.В., Юдицкий В.Д. Проблемы обеспечения электротехнической и тепловой совместимости ядерно-энергетической установки, электроракетной двигательной установки и функционального оборудования телекоммуникационного космического аппарата // Ракетно-космическая техника. Труды. Сер. XII. Королёв: РКК «Энергия». 2007. Вып. 1–2. С. 120–136.

14. Аракелов А.Г., Юдицкий В.Д. Литийниобиевая технология для космических энергоустановок на основе термоэмиссионного реактора-преобразователя // V Международная конференция «Ядерная энергетика в космосе». Подольск, 1999. С. 38–39.

15. 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. Королёв: РКК «Энергия». 2011. Вып. 3–4. 186 с.

16. 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.

17. 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.

18. 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.

19. Ковтун В.С. Стратификация сложного процесса управления полетом космического аппарата // Космонавтика и ракетостроение. 2012. № 4. С. 60–68.

20. Ковтун В.С., Железняков А.Г., Сагина Ж.В. Характеристики никель-водородных аккумуляторных батарей после десяти лет эксплуатации в космосе // Известия РАН. Энергетика. 2011. № 3. С. 12–22.

21. Городецкий А.А., Соколова С.П., Ковтун В.С., Лобанов В.Б., Калинкин Д.А. Термооптические характеристики терморегулирующих покрытий космических аппаратов «Ямал-200» // Известия РАН. Энергетика. 2011. № 3. С. 23–36.

22. Ковтун В.С., Севастьянов Д.Н., Пищулин В.А., Фомин Л.В., Бедин Б.И. Определение расхода ксенона в электроракетных плазменных двигателях при эксплуатации космического аппарата «Ямал» // Известия РАН. Энергетика. 2009. № 1. С. 59–66.

23. Ковтун В.С., Лобанов В.Б., Городецкий А.А. Моделирование тепловых процессов, протекающих в никель-водородных аккумуляторных батареях с общим корпусом при эксплуатации космического аппарата на геостационарной орбите. // Известия РАН. Энергетика. 2007. № 4. С. 22–40.

24. Патент RU 2324262 C2. Российская Федерация. Способ управления энергоемкостью металл-водородной аккумуляторной батареи с общим газовым коллектором. Ковтун В.С., Железняков А.Г., Сагина Ж.В., Матренин В.И., Кондратьев Д.Г.; заявитель и патентообладатель — ОАО РКК «Энергия»; заявка 2006107415/09; приоритет от 10.03.2006 // Изобретения. 2008. № 13.

25. Ковтун В.С. Управление резервным временем энергообеспечения космического аппарата // Известия РАН. Энергетика. 2013. № 1. С. 24–33.

26. Патент RU 2262162 C1. Российская Федерация. Способ контроля герметичности металл-водородного аккумулятора. Ковтун В.С., Сагина Ж.В., Баранчиков В.А., Тугаенко В.Ю.; заявитель и патентообладатель — ОАО РКК «Энергия»; заявка 2004107540/09; приоритет от 16.03.2004 // Изобретения. 2005. № 28.

27. Патент RU 2341419 C2. Российская Федерация. Способ поддержания трехосной ориентации космического аппарата с силовыми гироскопами и целевой нагрузкой. Банит Ю.Р., Ковтун В.С., Беляев М.Ю., Платонов В.Н.; заявитель и патентообладатель — ОАО РКК «Энергия»; заявка 2006122563/11; приоритет от 23.06.2006 // Изобретения. 2008. № 35.

28. Патент RU 2178760 С1. Российская Федерация. Способ управления кинетическим моментом космического аппарата в процессе коррекции орбиты и система для его реализации. Ковтун В.С., Платонов В.Н., Банит Ю.Р.; заявитель и патентообладатель — ОАО РКК «Энергия»; заявка 2001105407/28; приоритет от 28.02.2001 // Изобретения. 2002. № 3.

29. Ковтун В.С. Методология вариабельного управления расходом топлива реактивных двигателей космических аппаратов // Известия РАН. Энергетика. 2012. № 2. С. 59–66.

30. Патент RU 2354590 C2. Российская Федерация. Способ управления геостационарного космического аппарата, оснащенного радиомаяком. Севастьянов Н.Н., Верхотуров В.И., Орлов А.Г., Блинов В.А., Ковтун В.С., Платонов В.Н., Орловский И.В.; заявитель и патентообладатель — ОАО РКК «Энергия»; заявка 2006132148/11; приоритет от 06.09.2006 // Изобретения. 2009. № 13.

*31*. Патент RU 2207969 C2. Российская Федерация. Способ формирования управляющих воздействий на космический аппарат с силовыми гироскопами и поворотными солнеч-

ными батареями. Богачев А.В., Земсков Е.Ф., Ковтун В.С., Орловский И.В. Платонов В.Н., Соколов А.В., Улыбышев Ю.П.; заявитель и патентообладатель — ОАО РКК «Энергия»; заявка 2001112734/28; приоритет от 08.05.2001 // Изобретения. 2003. № 19.

32. Ковтун В.С. Методы управления геостационарным спутником с помощью маховиков и электроракетных плазменных двигателей // Космонавтика и ракетостроение. 2009. № 55. С. 60–68.

33. Банит Ю.Р., Ковтун В.С. Оптимизация выработки ресурса электроракетными двигателями геостационарного спутника связи // Космонавтика и ракетостроение. 2009. № 56. С. 94–106.

34. Ковтун В.С. Анализ сложного процесса управления расходом топлива геостационарного космического аппарата «Ямал» // Космическая техника и технологии. 2013. № 2. С. 33–41.

35. Ковтун В.С. Обеспечение температурных условий эксплуатации никель-водородных аккумуляторных батарей на борту космического аппарата «Ямал-100» // Известия РАН. Энергетика. 2008. № 3. С. 59–66.

36. Патент RU 2310275 C2. Российская Федерация. Способ управления электропотреблением орбитальной космической группировки спутников связи и вещания. Севастьянов Н.Н., Верхотуров В.И., Ковтун В.С., Севастьянов Д.Н., Таюрский Г.И.; заявитель и патентообладатель — ОАО РКК «Энергия»; заявка 2005129785/09; приоритет от 28.09.2005 // Изобретения. 2007. № 31.

37. Патент RU 2242408 С1. Способ управления положением солнечных батарей космического аппарата и система для его осуществления. Ковтун В.С., Соловьев С.В., Заикин С.В., Городецкий А.А.; заявитель и патентообладатель — ОАО РКК «Энергия»; заявка 2003108114/11; приоритет от 24.03.2003 // Изобретения. 2004. № 5.

*38. Микрин Е.А.* Бортовые комплексы управления космическими аппаратами и проектирование их программного обеспечения. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2003. С. 333.

39. Таюрский Г.И., Мурашко В.М., Борисенко А.А., Кропотин С.А., Островский В.Г., Попов А.Н., Сухов Ю.И., Уланова Е.Н. Анализ работы электроракетных двигателей в составе телекоммуникационного космического аппарата «Ямал-200» // Известия РАН. Энергетика. 2009. № 3. С. 124–130.

Статья поступила в редакцию 07.04.2015 г.

#### References

1. Raketno-kosmicheskaya korporatsiya «Energiya» imeni S.P. Koroleva. 1946–1996 [S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia. 1946–1996]. Kaliningrad, RKK «Energiya» publ., 1996. 670 p.

2. S.P. Korolev. Entsiklopediya zhizni i tvorchestva [S.P. Korolev. Encyclopedia of life and creative work]. Moscow, RKK «Energiya» publ., 2014. 704 p.

3. Vishnekov V.E., Kravets V.G. Perspektivy ispol'zovaniya opyta razrabotki i ekspluatatsii sistemy svyazi so stantsiei «Mir» i korablem «Buran» dlya Rossiiskogo segmenta Mezhdunarodnoi kosmicheskoi stantsii [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]. Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii, 2013, no. 3, pp. 66–74.

4. Korolev B.V. Tekhnologiya raboty kosmicheskoi opticheskoi linii svyazi dlya povysheniya operativnosti upravleniya i polucheniya informatsii potrebitelem v protsesse funktsionirovaniya kosmicheskikh sredstv [Space optical communications line technology aimed at a more responsive control and prompter delivery of data to the end user during space operations]. Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii, 2014, no. 1(4), pp. 39–48.

5. *RKK «Energiya» imeni S.P. Koroleva v pervom desyatiletii XXI veka* [S.P. Korolev RSC Energia in the first decade of the XXI century]. *Moscow, RKK «Energiya» publ., 2011. 832 p.* 

6. Raketno-kosmicheskaya korporatsiya «Energiya» imeni S.P. Koroleva na rubezhe dvukh vekov. 1996–2001 [S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia on the turn of the two centuries. 1996–2001]. Moscow, RKK «Energiya» publ., 2001. 1327 p.

7. Sinyavskii V.V. Nauchno-tekhnicheskii zadel po yadernomu elektroraketnomu mezhorbital'nomu buksiru «Gerkules» [Advanced technology for nuclear electric propulsion orbital transfer vehicle Hercules]. Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii, 2013, no. 3, pp. 25–45.

8. Patent RU 2238598. Rossiiskaya Federatsiya. Kosmicheskaya dvukhrezhimnaya yadernoenergeticheskaya ustanovka transportno-energeticheskogo modulya [A space dual-mode nuclear power plant of the transport power module]. Sinyavskii V.V., Yuditskii V.D.; the applicant and the patent owner — OAO RKK «Energiya»; application 2002135334/06; priority of 27.12.2002. Izobreteniya, 2004, no. 29.

9. Sinyavskii V.V., Yuditskii V.D., Gafarov A.A. Struktura geostatsionarnogo informatsionnogo kosmicheskogo apparata s sistemoi elektropitaniya na baze dvukhrezhimnoi yaderno-energeticheskoi ustanovki [The structure of geostationary information spacecraft with power supply system based on a dual-mode nuclear power plant]. Yadernaya energetika v kosmose. Sbornik dokladov v 3-kh t. Moscow, NIKIET publ., 2005. Vol. 1, pp. 121–130.

10. Gafarov A.A., Sinyavskii V.V., Yuditskii V.D. Kharakteristiki geostatsionarnogo informatsionnogo kosmicheskogo apparata s sistemoi elektropitaniya na baze dvukhrezhimnoi yaderno-energeticheskoi ustanovki [Characteristics of geostationary information spacecraft with power supply system based on a dual-mode nuclear power plant]. Raketno-kosmicheskaya tekhnika. Trudy. Ser. XII. Korolev: RKK «Energiya» publ., 2007, issue 1–2, pp. 58–74.

11. Ivanov A.S., Varlamov S.A., Lebedev Yu.P., Prilepo Yu.P., Sinyavskii V.V. O vozmozhnosti povysheniya effektivnosti termoelektricheskogo generatora dvukhrezhimnoi YaEU [On the capability of increasing the efficiency of a dual-mode NPP thermoelectric generator]. Izvestiya RAN. Energetika, 2009, no. 1, pp. 50–60.

12. Sinyavskii V.V., Yuditskii V.D. O ratsional'nykh urovnyakh elektricheskoi moshchnosti yadernoenergeticheskoi ustanovki v rezhime elektroraketnoi dostavki sputnika na orbitu i v rezhime pitaniya ego apparatury [About rational levels of the nuclear power plant electric power in the mode of the satellite delivery by electric into orbit and in the mode of its equipment power supply]. Izvestiya RAN. Energetika, 2003, no. 3, pp. 70–75.

13. Sinyavskii V.V., Yuditskii V.D. Problemy obespecheniya elektrotekhnicheskoi i teplovoi sovmestimosti yaderno-energeticheskoi ustanovki, elektroraketnoi dvigatel'noi ustanovki i funktsional'nogo oborudovaniya telekommunikatsionnogo kosmicheskogo apparata [Problems of providing electric and thermal compatibility of the nuclear power plant, electric propulsion system and functional equipment for telecommunication spacecraft]. Raketno-kosmicheskaya tekhnika. Trudy. Ser. XII. Korolev: RKK «Energiya» publ., 2007, issue 1–2, pp. 120–136.

14. Arakelov A.G., Yuditskii V.D. Litii-niobievaya tekhnologiya dlya kosmicheskikh energoustanovok na osnove termoemissionnogo reaktora-preobrazovatelya [Lithium-Niobium technology for space power plants based on the thermionic converter reactor]. V Mezhdunarodnaya konferentsiya «Yadernaya energetika v kosmose». Podol'sk, 1999. P. 38–39. 15. Ostrovskii V.G., Sukhov Yu.I. Razrabotka, sozdanie i ekspluatatsiya ERD i ERDU v OKB-1 – TsKBEM – NPO «Energiya» – RKK «Energiya» (1958–2010) [Design, development and operation of electric propulsion and electric propulsion system at OKB-1 – TsKBEM – NPO Energia – RSC Energia (1958–2010)]. Raketno-kosmicheskaya tekhnika. Trudy. Ser. XII. Korolev: RKK «Energiya» publ., 2011, issue 3–4, 186 p.

16. Ovcharenko M.K., Sinyavskii V.V., Shesterkin A.G., Yuditskii V.D. Obespechenie yadernoi i radiatsionnoi bezopasnosti pri ispol'zovanii YaEU s termoemissionnym reaktorom-preobrazovatelem v sostave kosmicheskogo apparata [Nuclear and radiation safety in the use of a nuclear power plant with a thermionic converter reactor within the spacecraft]. Izvestiya RAN. Energetika, 2003, no. 4, pp. 3–18.

17. Shesterkin A.G., Ovcharenko M.K., Sinyavskii V.V., Tarasov V.A. Eksperimental'noe obosnovanie yadernoi bezopasnosti modul'noi sborki kosmicheskoi yaderno-energeticheskoi ustanovki [Experimental study of nuclear safety of the space nuclear power plant modular assembly]. Izvestiya RAN. Energetika, 2007, no. 4, pp. 48–60.

18. Legostaev V.P., Lopota V.A., Sinyavskii V.V. Perspektivy i effektivnost' primeneniya kosmicheskikh yaderno-energeticheskikh ustanovok i yadernykh elektroraketnykh dvigatel'nykh ustanovok [Prospects and efficiency in application of space nuclear power plants and nuclear electrorocket propulsion systems]. Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii, 2013, no. 1, pp. 4–15.

19. Kovtun V.S. Stratifikatsiya slozhnogo protsessa upravleniya poletom kosmicheskogo apparata [Stratification of a complex process of the spacecraft flight control]. Kosmonavtika i raketostroenie, 2012, no. 4, pp. 60–68.

20. Kovtun V.S., Zheleznyakov A.G., Sagina Zh.V. Kharakteristiki nikel'-vodorodnykh akkumulyatornykh batarei posle desyati let ekspluatatsii v kosmose [Characteristics of nickel-hydrogen storage batteries after ten years of operation in space]. Izvestiya RAN. Energetika, 2011, no. 3, pp. 12–22.

21. Gorodetskii A.A., Sokolova S.P., Kovtun V.S., Lobanov V.B., Kalinkin D.A. Termoopticheskie kharakteristiki termoreguliruyushchikh pokrytii kosmicheskikh apparatov «Yamal-200» [Thermooptical characteristics of thermal control coatings of the Yamal-200 spacecraft ]. Izvestiya RAN. Energetika, 2011, no. 3, pp. 23–36.

22. Kovtun V.S., Sevast'yanov D.N., Pishchulin V.A., Fomin L.V., Bedin B.I. Opredelenie raskhoda ksenona v elektroraketnykh plazmennykh dvigatelyakh pri ekspluatatsii kosmicheskogo apparata «Yamal» [Determining the xenon flow in plasma electrical rocket engines during operation of the Yamal spacecraft]. Izvestiya RAN. Energetika, 2009, no. 1, pp. 59–66.

23. Kovtun V.S., Lobanov V.B., Gorodetskii A.A. Modelirovanie teplovykh protsessov, protekayushchikh v nikel'-vodorodnykh akkumulyatornykh batareyakh s obshchim korpusom pri ekspluatatsii kosmicheskogo apparata na geostatsionarnoi orbite [Simulation of thermal processes in nickel-hydrogen storage batteries with common casing when operating the spacecraft in geostationary orbit]. Izvestiya RAN. Energetika, 2007, no. 4, pp. 22–40.

24. Patent RU 2324262 C2. Rossiiskaya Federatsiya. Sposob upravleniya energoemkost'yu metallvodorodnoi akkumulyatornoi batarei s obshchim gazovym kollektorom [The method of controlling power capacity of metal-hydrogen storage battery with common gas manifold]. Kovtun V.S., Zheleznyakov A.G., Sagina Zh.V., Matrenin V.I., Kondrat'ev D.G.; the applicant and the patent owner – OAO RKK «Energiya»; application 2006107415/09; priority of 10.03.2006. Izobreteniya, 2008, no. 13.

25. Kovtun V.S. Upravlenie rezervnym vremenem energoobespecheniya kosmicheskogo apparata [Slack time control of the spacecraft power supply]. Izvestiya RAN. Energetika, 2013, no. 1, pp. 24–33.

26. Patent RU 2262162 S1. Rossiiskaya Federatsiya. Sposob kontrolya germetichnosti metall-vodorodnogo akkumulyatora [The leak test method for metal-hydrogen storage battery]. Kovtun V.S., Sagina Zh.V., Baranchikov V.A., Tugaenko V.Yu.; the applicant and the patent owner — OAO RKK «Energiya»; application 2004107540/09; priority of 16.03.2004. Izobreteniya, 2005, no. 28.

27. Patent RU 2341419 S2. Rossiiskaya Federatsiya. Sposob podderzhaniya trekhosnoi orientatsii kosmicheskogo apparata s silovymi giroskopami i tselevoi nagruzkoi [Method of maintaining a three-axis attitude control of the spacecraft with power gyroscopes and the target load]. Banit Yu.R., Kovtun V.S., Belyaev M.Yu., Platonov V.N.; the applicant and the patent owner – OAO RKK «Energiya»; application 2006122563/11; priority of 23.06.2006. Izobreteniya, 2008, no. 35.

28. Patent RU 2178760 S1. Rossiiskaya Federatsiya. Sposob upravleniya kineticheskim momentom kosmicheskogo apparata v protsesse korrektsii orbity i sistema dlya ego realizatsii [A method for controlling the angular momentum of the spacecraft during the orbit correction and a system for its implementation]. Kovtun V.S., Platonov V.N., Banit Yu.R.; the applicant and the patent owner — OAO RKK «Energiya»; application 2001105407/28; priority of 28.02.2001. Izobreteniya, 2002, no. 3.

29. Kovtun V.S. Metodologiya variabel'nogo upravleniya raskhodom topliva reaktivnykh dvigatelei kosmicheskikh apparatov [Methodology of variable control of the fuel consumption of the spacecraft jet engines]. Izvestiya RAN. Energetika, 2012, no. 2, pp. 59–66.

30. Patent RU2354590 C2. Rossiiskaya Federatsiya. Sposob upravleniya geostatsionarnogo kosmicheskogo apparata, osnashchennogo radiomayakom [The method of controlling geostationary spacecraft equipped with radio beacon]. Sevast'yanov N.N., Verkhoturov V.I., Orlov A.G., Blinov V.A., Kovtun V.S., Platonov V.N., Orlovskii I.V.; the applicant and the patent owner — OAO RKK «Energiya»; application 2006132148/11; priority of 06.09.2006. Izobreteniya, 2009, no. 13.

31. Patent RU 2207969 S2. Rossiiskaya Federatsiya. Sposob formirovaniya upravlyayushchikh vozdeistvii na kosmicheskii apparat s silovymi giroskopami i povorotnymi solnechnymi batareyami [The method for generating control actions on the spacecraft with power gyros and rotating solar arrays]. Bogachev A.V., Zemskov E.F., Kovtun V.S., Orlovskii I.V. Platonov V.N., Sokolov A.V., Ulybyshev Yu.P.; the applicant and the patent owner – OAO RKK «Energiya»; application 2001112734/28; priority of 08.05.2001. Izobreteniya, 2003, no. 19.

32. Kovtun V.S. Metody upravleniya geostatsionarnym sputnikom s pomoshch'yu makhovikov i elektroraketnykh plazmennykh dvigatelei [Methods of geostationary satellite control using flywheels and plasma electrical rocket engines]. Kosmonavtika i raketostroenie, 2009, no. 55, pp. 60–68.

33. Banit Yu.R., Kovtun V.S. Optimizatsiya vyrabotki resursa elektroraketnymi dvigatelyami geostatsionarnogo sputnika svyazi [Optimizing the resource depletion by electrical rocket engines of geostationary communication satellite]. Kosmonavtika i raketostroenie, 2009, no. 56, pp. 94–106.

34. Kovtun V.S. Analiz slozhnogo protsessa upravleniya raskhodom topliva geostatsionarnogo kosmicheskogo apparata «Yamal» [Analysis of complex procedure – fuel consumption management for Yamal geostationary spacecraft]. Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii, 2013, no. 2, pp. 33–41.

35. Kovtun V.S. Obespechenie temperaturnykh uslovii ekspluatatsii nikel'-vodorodnykh akkumulyatornykh batarei na bortu kosmicheskogo apparata «Yamal-100» [Provision of the temperature operation conditions for nickel-hydrogen storage batteries onboard the Yamal-100 spacecraft]. Izvestiya RAN. Energetika, 2008, no. 3, pp. 59–66.

36. Patent RU 2310275 S2. Rossiiskaya Federatsiya. Sposob upravlenie elektropotrebleniem orbital'noi kosmicheskoi gruppirovki sputnikov svyazi i veshchaniya [The method for controlling power consumption of the orbital space cluster of communication and broadcasting satellites]. Sevast'yanov N.N., Verkhoturov V.I., Kovtun V.S., Sevast'yanov D.N., Tayurskii G.I.; the applicant and the patent owner — OAO RKK «Energiya»; application 2005129785/09; priority of 28.09.2005. Izobreteniya, 2007, no. 31.

37. Patent RU 2242408 S1. Sposob upravleniya polozheniem solnechnykh batarei kosmicheskogo apparata i sistema dlya ego osushchestvleniya [A method for controlling a position of the spacecraft solar arrays and a system for its implementation]. Kovtun V.S., Solov'ev S.V., Zaikin S.V., Gorodetskii A.A.; the applicant and the patent owner — OAO RKK «Energiya»; application 2003108114/11; priority of 24.03.2003. Izobreteniya, 2004, no. 5.

38. Mikrin E.A. Bortovye kompleksy upravleniya kosmicheskimi apparatami i proektirovanie ikh programmnogo obespecheniya [Onboard systems for spacecraft control and their software design]. Moscow, MGTU im. N.E. Baumana publ., 2003. P. 333.

39. Tayurskii G.I., MurashkoV.M., Borisenko A.A., Kropotin S.A., Ostrovskii V.G., Popov A.N., Sukhov Yu.I., Ulanova E.N. Analiz raboty elektroraketnykh dvigatelei v sostave telekommunikatsionnogo kosmicheskogo apparata «Yamal-200» [The analysis of the electrical rocket engines operation within the Yamal-200 telecommunication spacecraft]. Izvestiya RAN. Energetika, 2009, no. 3, pp. 124–130.

УДК 629.764.036.54-63:621.45.072.2

## ОСНОВНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ К МАРШЕВЫМ ДВИГАТЕЛЯМ ПЕРСПЕКТИВНЫХ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ СВЕРХТЯЖЕЛОГО КЛАССА С ЖИДКОСТНЫМИ РАКЕТНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

© 2015 г. Солнцев В.Л., Радугин И.С., Задеба В.А.

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

В статье представлены результаты проектных исследований, проведенных РКК «Энергия» по вопросу выбора маршевых двигателей для перспективной ракеты-носителя сверхтяжелого класса, предназначенной для осуществления пилотируемых полетов с космодрома «Восточный».

В качестве основного критерия выбора маршевых двигателей принята концепция обеспечения требуемого уровня надежности ракеты сверхтяжелого класса, начиная с первого пуска, за счет применения двигателей, создаваемых на базе отработанных кислороднокеросиновых жидкостных ракетных двигателей многоразового применения — НК-170, и опережающего начала летных испытаний ракетных блоков первой ступени в составе ракеты среднего класса.

Рассмотрена эффективность резервирования двигательных установок ракетных блоков с точки зрения надежности и безопасности эксплуатации ракеты-носителя в целом с учетом реальных характеристик средств аварийной защиты.

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

### BASIC REQUIREMENTS FOR MAIN ENGINES OF ADVANCED LIQUID-PROPELLED SUPER-HEAVY LAUNCH VEHICLES

#### Solntsev V.L., Radugin I.S., Zadeba V.A.

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

The paper presents the results of design studies conducted by RSC Energia on the subject of selecting main engines for an advanced super-heavy launch vehicle intended for manned missions to the Moon from the Vostochny launch site.

Adopted as the prime criterion for the main engines selection was the concept of assuring the required level of reliability for the super-heavy rocket starting with its first launch through the use of engines developed on the basis of the tried-and-true reusable oxygen/kerosene liquid-propulsion rocket engines - NK-170 and starting the flight testing of the first stage of the rocket ahead of time by means of integrating it into a medium-lift launch vehicle.

The paper discusses the efficiency of providing redundancy for propulsion systems of rocket stages from the standpoint of operational reliability and safety of the launch vehicle as a whole taking into account actual characteristics of emergency protection equipment.

Key words: super-heavy launch vehicle, space rocket system design, Vostochny launch site.



СОЛНЦЕВ В.Л.



РАДУГИН И.С.



ЗАДЕБА В.А.

СОЛНЦЕВ Владимир Львович — президент РКК «Энергия», e-mail: post@rsce.ru SOLNTSEV Vladimir L'vovich — President of RSC Energia, e-mail: post@rsce.ru

РАДУГИН Игорь Сергеевич — кандидат технических наук, генеральный конструктор средств выведения РКК «Энергия», e-mail: igor.radugin@rsce.ru

RADUGIN Igor Sergeevich — Candidate of Science (Engineering), General Designer of launch vehicles at RSC Energia, e-mail: igor.radugin@rsce.ru

ЗАДЕБА Владимир Анатольевич — кандидат технических наук, заместитель начальника отделения – начальник лаборатории РКК «Энергия», e-mail: post@rsce.ru

ZADEBA Vladimir Anatol'evich – Candidate of Science (Engineering), Deputy Head of Division – Head of Laboratory at RSC Energia, e-mail: post@rsce.ru

#### Введение

В последние годы в России проводятся проектные исследования, целью которых является выработка общей концепции создания ракет-носителей нового поколения. В первую очередь речь идет о возможности создания российской ракеты-носителя сверхтяжелого класса (PH CTK) для осуществления пилотируемых полетов на Луну и в перспективе к Марсу. Предполагается, что такая PH будет эксплуатироваться на вновь создаваемом космодроме «Восточный».

Основные особенности РН СТК связаны с ее размерностью (стартовая масса порядка 2 400 т), высокой стоимостью создания и эксплуатации, жесткими требованиями по надежности и безопасности.

Одной из центральных проблем, которую нужно решить при создании такой ракеты, является обеспечение высокой надежности практически с первого пуска, поскольку большая стоимость и уникальность каждого запуска ракеты такого класса исключает возможность эволюционного достижения надежности путем доработок конструкции и совершенствования эксплуатационной документации по результатам анализа результатов продолжительных летных испытаний, как это было в прошлом, например, при создании ракет семейства Р7 или ракеты «Протон». О неприемлемости такого подхода свидетельствует опыт создания первой советской РН сверхтяжелого класса — H-1. После первых четырех аварийных пусков летные испытания ее были прекращены, а советская программа пилотируемых полетов на Луну закрыта [1].

Именно под влиянием результатов критического анализа создания и летных испытаний ракеты H-1 была принята общая концепция разработки и наземной экспериментальной отработки отечественной сверхтяжелой ракеты «Энергия». Успешные результаты двух ее запусков показали эффективность принятых мер для обеспечения надежности ракеты такого класса уже при первых пусках. При этом нужно учитывать, что многие технические решения, реализованные на этой ракете, были новыми для отечественной ракетно-космической отрасли. Поэтому опыт, полученный при разработке и экспериментальной отработке РН «Энергия», и оставшийся научно-технический задел, без сомнения, должны быть использованы при создании новой РН СТК.

Одно из наиболее важных проектных решений, апробированных при создании PH «Энергия», — это опережающее начало летных испытаний ракетных блоков первой ступени в составе PH «Зенит», что сыграло существенную роль для обеспечения надежности на первых запусках. К моменту первого запуска PH «Энергия» было осуществлено девять пусков ракеты «Зенит», подтвердивших надежность двигательной установки (ДУ) блоков первой ступени. Поэтому первую ступень вновь создаваемой РН СТК целесообразно комплектовать из отдельных ракетных блоков, которые могут пройти летную отработку в составе ракет меньшей грузоподъемности.

Преимуществом такого подхода является возможность создания целого семейства ракет различной грузоподъемности, запуски которых будут проводиться чаще, чем ракеты сверхтяжелого класса, что позволит поддерживать стабильность производства и, соответственно, высокое качество изготовления составных частей сверхтяжелой ракеты.

Из-за сложного экономического положения страны трудно в ближайшее время ожидать полномасштабного развертывания работ по созданию отечественной РН СТК. Но если ориентироваться на разработку семейства РН различной грузоподъемности, то на базе него при необходимости можно будет быстро создать надежные средства выведения нужной грузоподъемности для осуществления пилотируемых полетов на Луну. Для начала такой работы требуется меньший объем финансирования, чем для создания непосредственно ракеты сверхтяжелого класса.

С учетом изложенного в данной статье рассмотрен перспективный вариант РН СТК с точки зрения выбора маршевых жидкостных ракетных двигателей (ЖРД), которые, как показывает практика, в значительной степени определяют надежность современных ракетносителей.

#### Общие принципы обеспечения надежности и безопасности эксплуатации маршевых двигателей ракетных ступеней

Возможные виды отказов ЖРД и их последствия. Как уже отмечалось, каждый пуск РН СТК будет уникальным событием, поэтому ее отказы в полете недопустимы.

Потери от аварий могут включать:

• экономическую составляющую, связанную, например, с разрушением стартового комплекса, потерей носителя и космического аппарата (КА), ликвидацией экологического ущерба, внедрением мероприятий по недопущению повторных отказов и т. п.;

• последствия, не поддающиеся точному экономическому учету: приостановка (и даже отмена) космических программ, снижение конкурентоспособности на мировом рынке космических услуг, для пилотируемых полетов — потеря экипажа.

Материальный ущерб от аварий в настоящее время имеет тенденцию к увеличению вследствие высокой стоимости стартовых сооружений, растущей стоимости выводимых полезных нагрузок и повышения стоимости мероприятий по защите окружающей среды от загрязнений.

Анализ результатов эксплуатации ракетыносителя с ЖРД показывает, что более 50% их аварий так или иначе связаны с отказами двигателей.

Отказы ЖРД после завершения наземной экспериментальной отработки и летных испытаний в составе РН обычно происходят из-за производственных дефектов или нарушений условий эксплуатации.

Отказы маршевых двигателей, как правило, приводят к аварии PH с потерей полезной нагрузки. Но в случаях, когда отказ двигателей происходит на начальном участке полета, ущерб от аварий возрастает из-за падения ракеты на стартовый стол или вблизи от него, что приводит к разрушениям сооружений стартового комплекса (СК). Характерными примерами таких событий были аварии ракет-носителей H-1 (03.03.1969 г.) и «Зенит» (04.10.1990 г.), когда в результате падения ракет были разрушены стартовые сооружения.

Отказы маршевых двигателей в некоторых случаях сопровождаются взрывом, что представляет опасность для экипажа при пилотируемых пусках независимо от момента времени, когда произошел отказ. Такой характер отказов типичен для ЖРД, выполненных по замкнутой схеме, в которых на турбину турбонасосного агрегата (THA) поступает окислительный газ.

В соответствии с этим при выборе компоновочных схем вновь создаваемых PH особое внимание уделяется результатам анализа возможных видов отказов двигателей и их последствий.

В табл. 1 в качестве примера приведены некоторые данные о причинах и последствиях отказов в полете отечественных ЖРД.

Устойчивость ракетных ступеней к отказам двигателей. Для минимизации вероятности отказа ракетной ступени количество двигателей должно быть возможно меньшим (в идеале — один). Но это влечет за собой необходимость увеличения тяги единичного двигателя, что имеет известные ограничения, особенно для тяжелых ракет, например, по возможностям стендов, где проводятся наземные огневые испытания двигателей.

Если в состав ракетной ступени входит несколько двигателей, то, естественно, возникает вопрос о возможности выполнения задачи пуска при отказе и выключении одного или нескольких двигателей.

#### Таблица 1

Двигатели	РН	Колич отка в по	нество азов лете	Причина отказа	Последствия отказа					
		Всего	В т. ч.							
1		1	Снижение режима работы двигателя с 8 с из-за высокочастотных колебаний газогенератора, разрушение трубок отбора горючего к датчикам вследствие повышенных вибраций	Потеря полезной нагрузки						
11Д51 (НК-15)	H-1	3	1	Предположительная причина — попадание на вход в насос окислителя постороннего предмета	Потеря полезной нагрузки и разрушение старта вследствие падения PH					
			1	Разрушение двигателя из-за разгара насоса окислителя. Предпо- ложительно из-за разрушения радиально-упорного подшипника	Потеря полезной нагрузки					
РД-171М (РЛ-171	РД-171М 1		1	Попадание масла в газовый тракт после турбины	Потеря полезной нагрузки и разрушение старта вследствие падения PH					
РД-170)	«Зенит»	-	1	Дефект при изготовлении элемента конструкции двигателя	Потеря полезной нагрузки					
1		1	Попадание постороннего предмета внутрь кислородного насоса	Потеря полезной нагрузки						
РД-120		2	2	Неправильный выбор материала элемента кислородного насоса	Потеря полезной нагрузки					
			1	Отказ управляющего электропневмоклапана	Потеря полезной нагрузки					
			2	Отказ системы зажигания топлива в камере	Потеря полезной нагрузки					
11Д511, 11Д512	«Союз»	«Союз»	«Союз»	«Союз»	Союз» 6*		6*	1	Попадание постороннего предмета в кислородный насос	Потеря полезной нагрузки
		1 Высокочастотная неустойчивость		Потеря полезной нагрузки						
		1	Попадание постороннего предмета в насос перекиси водорода	Потеря полезной нагрузки						
			1	Попадание технологической заглушки внутрь тракта горючего	Потеря полезной нагрузки					
14Д14 (11Д43)	«Протон»	3	1	Ошибка при сборке насоса окислителя	Потеря полезной нагрузки					
			1	Дефект при сборке разъемного соединения тракта горючего	Потеря полезной нагрузки					

Данные о причинах и последствиях отказов в полете отечественных ЖРД

*Примечание*. \* — приведены отказы, произошедшие после 1980 г.

Реализация полноценного резервирования ЖРД в ДУ ракетных ступеней, состоящих из нескольких двигателей, является непростой задачей.

Возможность выполнения задачи пуска при отказе одного или нескольких двигателей зависит от количества двигателей, наличия средств выключения отказавших двигателей без взрыва и возгорания. Характерным примером создания резервированной ДУ первой ступени является отечественная ракета H-1 (рис. 1) [2], где в состав первой ступени входило 30 двигателей 11Д51 (HK-15), и теоретически задача пуска могла быть выполнена при отказах даже нескольких из них. Более современный пример это ракета *Falcon*-9, на первой ступени которой имеются девять ЖРД *Merlin* 1*C* (рис. 2) [3].

При запуске РН *Falcon*-9 08.10.2012 г. один из девяти двигателей *Merlin* 1*C* был выключен, но основная задача — выведение на орбиту КА *Dragon* — была выполнена. В обоих случаях первые ступени были выполнены как моноблоки, что позволяет при выключении отдельных двигателей израсходовать весь запас топлива. В случае, если оставшиеся работоспособными двигатели не форсируются для поддержания программной тяги, для компенсации возрастающих гравитационных потерь скорости РН требуется увеличивать гарантийный запас топлива, что, в свою очередь, снижает полезную грузоподъемность ракеты.

При создании резервированной ДУ следует учитывать, что отказ двигателя может сопровождаться его взрывом, приводящим к разрушению всей ступени. В составе ракеты H-1 были специальные средства аварийной защиты (САЗ), которые диагностировали в полете техническое состояние каждого двигателя и должны были выдавать команду на выключение до того, как отказавший двигатель взорвется.







Рис. 2. Ракета-носитель Falcon-9

Процессы развития аварий в маршевых двигателях весьма скоротечны, поэтому не все виды отказов, приводящие к взрыву, реально могут быть охвачены средствами контроля и исполнения. Это свойство САЗ двигателей характеризуется величиной, которая получила название «коэффициент охвата». Коэффициент охвата (а) равен относительной доле отказов двигателя, при которых выключение произойдет без взрыва, и обычно трактуется как вероятность безаварийного выключения отказавшего двигателя.

Кроме этого, существует опасность выдачи ложной команды на выключение двигателя, когда он фактически исправен. Это свойство характеризуется вероятностью того, что за все время работы двигателей САЗ не выдадут ложную команду на выключение двигателя  $(p_x)$ .

С учетом этого вероятность безотказной работы (ВБР) резервированной ДУ, состоящей из N двигателей, когда без ущерба для выполнения задачи пуска в любой момент времени может отказать не более D из них, а режим работы оставшихся исправными двигателей не меняется, можно определить по формуле:

$$P_{\mu\nu} = (pp_{\mu})^{N} + \sum_{i=1}^{D} {i \choose N} \sum_{j=0}^{i} {i \choose j} \times p^{N-i}p_{\mu}^{N-i-j}(1-p)^{j}\alpha^{j}(1-p_{\mu})^{i-j},$$

где  $\binom{i}{N}$  — биномиальный коэффициент; p —

ВБР единичного двигателя.

На рис. З в качестве примера, иллюстрирующего эффективность резервирования ДУ из 30 двигателей (как на первой ступени ракеты H-1), представлены графики зависимости ВБР ДУ в целом от надежности единичного двигателя, когда задача пуска выполняется при отказе и безаварийном выключении с момента старта ракеты не более двух двигателей. Из графиков видно, что если ВБР единичного двигателя будет выше 0,985, то в идеальном случае ( $\alpha = 1$ ,  $p_{1} = 1$ ) надежность ДУ в целом окажется выше ВБР единичного двигателя. Однако, на самом деле при реальных значениях вероятностей  $(\alpha < 1 \text{ и } p_{\pi} < 1)$  эффект от резерва существенно снижается. Это было продемонстрировано результатами летных испытаний ракеты H-1, при которых на первой ступени наблюдались и ложные выключения исправных двигателей, и низкая эффективность САЗ по предотвращению взрыва и возгорания отказавших двигателей [1].

При «блочной» структуре первой ступени ракеты, когда эта ступень состоит из нескольких отдельных ракетных блоков, такое резервирование может быть реализовано только в пределах одного ракетного блока и, по существу, единственным способом — за счет форсирования оставшихся исправными двигателей для компенсации потери тяги и выработки всего топлива.



Рис. 3. Зависимости вероятности безотказной работы (ВБР) двигательной установки (ДУ) в целом (связки из 30-ти двигателей) от ВБР единичного двигателя: — идеальное резервирование:  $p_{_{A}} = 1$ ,  $\alpha = 1$ ; ••• -  $p_{_{A}} = 0.999$ ,  $\alpha = 0.9$ ; ···· единичный двигатель; — • — — ДУ без резерва

При выборе количества двигателей в составе первой ступени ракеты (или первых двух ступеней при «пакетной» схеме) нужно принимать во внимание также необходимость обеспечения увода ракеты от СК для предотвращения его разрушения в случае отказа двигателя на начальном участке полета. Увод РН может осуществляться за счет избыточной тяговооруженности первой ступени или посредством введения в состав ракеты специальных двигателей увода, например, твердотопливных ускорителей.

Минимальное количество однотипных двигателей N, работающих на начальном участке полета ракеты, необходимое для удовлетворения требования по ее уводу от СК при отказе одного двигателя, можно определить как решение неравенства:

$$\frac{R(N-1)}{M_0 g} > 1, \tag{1}$$

где R — тяга единичного двигателя, а  $M_{_0}$  — стартовая масса ракеты.

При известном начальном значении тяговооруженности ракеты  $n_0$ , которое определяется

соотношением 
$$n_0 = \frac{RN}{M_0 g}$$
, решение неравенства (1)

имеет вид: 
$$N > \frac{1}{1 - \frac{1}{n_0}}$$
.

На рис. 4 приведен график изменения наименьшего количества двигателей на первой ступени РН, при котором обеспечивается ее увод от СК при отказе одного из двигателей, как функции от начальной тяговооруженности.



Рис. 4. Изменение наименьшего количества двигателей на первой ступени ракеты-носителя, при котором обеспечивается ее увод от стартового комплекса при отказе одного из двигателей, в зависимости от начальной тяговооруженности

Из графика на рис. 4 видно, что при начальной тяговооруженности РН СТК  $n_0 = 1,2...1,3$ для выполнения требования по возможности увода аварийной РН с целью сохранения СК, количество маршевых ЖРД должно быть не менее 4–6 шт.

В качестве верхнего ограничения количества двигателей можно рассматривать допустимый уровень вероятности отказов двигателей на начальном участке полета, сопровождающихся взрывом и разрушением ракеты, поскольку в таком случае ракета упадет на СК независимо от располагаемой тяговооруженности.

Чем большее количество двигателей работает на начальном участке полета (первые ~20 с), тем больше вероятность аварии РН и падения ее на старт или вблизи от него. Это связано с возможностью отказа двигателя, сопровождающегося взрывом и возгоранием, приводящими к разрушению ракеты.

Вероятность аварии PH с катастрофическими последствиями в общем случае, если в ее состав входит несколько различных типов двигателей, можно приближенно оценить по формуле:

$$Q = 1 - \prod_{i=1}^{i=K} [p_i + (1 - p_i)\alpha_i]^{k_i},$$
(2)

где Q — вероятность возникновения катастрофической аварии из-за отказа двигателя; K количество видов двигателей в составе PH;  $p_i$  — вероятность безотказной работы единичного двигателя;  $\alpha_i$  — коэффициент охвата CA3;  $k_i$  — количество двигателей одного типа.

В формуле (2) не учтена возможность аварии из-за ложного выключения двигателей, поскольку в настоящее время для РН обычно предусматривается блокировка выключения двигателей на начальном участке полета.

Блокировка выключения двигателей на начальном участке полета, с одной стороны, защищает СК от падения ракеты из-за выдачи ложной команды на выключение двигателя, а с другой — увеличивает риск отказа двигателя со взрывом и разрушением ракеты до увода ее от места старта на безопасное расстояние.

На рис. 5 приведены графики, иллюстрирующие влияние количества двигателей и коэффициента охвата на вероятность возникновения катастрофической аварии в предположении, что все двигатели будут иметь одинаковую вероятность безотказной работы p = 0,998и величину коэффициента охвата  $\alpha$ .



Рис. 5. Влияние количества двигателей и коэффициента охвата на вероятность возникновения катастрофической аварии Примечание. — 5 двигателей («Энергия-5КВ»); — – 10 двигателей; — 20 двигателей; — – 12 двигателей.

Графики, приведенные на рис. 5, иллюстрируют то, что при прочих равных условиях с увеличением количества двигателей необходимо обеспечивать большее значение  $\alpha$ , т. е. располагать более эффективными средствами САЗ.

Как следует из изложенного, при увеличении количества двигателей в составе ракетной ступени возрастает роль САЗ двигателей.

Необходимыми условиями создания эффективных САЗ двигателей являются обеспечение надежности системы диагностики технического состояния двигателей в полете и быстродействие исполнительных элементов, обеспечивающих останов двигателя (или перевод его на щадящий режим работы) до его разрушения.

Одной из тенденций, наметившейся в настоящее время в ракетно-космической отрасли в части выбора ЖРД для перспективных отечественных средств выведения, является попытка критически оценить апробированные ранее технические решения, исходя из таких критериев, как надежность, стоимость создания и эксплуатации двигателей.

Если принимать в качестве определяющего показателя технического совершенства РН энергомассовую отдачу — отношение выводимой полезной нагрузки к стартовой массе, то из этого естественно вытекает требование к обеспечению максимального удельного импульса тяги двигателя для выбранных компонентов топлива. Реализация такого требования вступает в противоречие с выполнением других, не менее важных показателей, таких как затраты времени и средств на создание, экспериментальную отработку и изготовление, надежность и безопасность эксплуатации ЖРД и РН в целом.

В связи с этим предлагается создать новое поколение ЖРД, уменьшение стоимости изготовления и повышение надежности которых будут обеспечиваться за счет снижения требований к удельному импульсу. Такой подход мотивируется существованием тесной связи путей достижения максимального удельного импульса с усложнением схемы двигателя, повышением напряженности его основных параметров, использованием дорогостоящих материалов и технологий при изготовлении. Уровень напряженности большинства основных параметров ЖРД во многом определяется давлением в камере сгорания. В частности, от этого зависит необходимая мошность ТНА – одного из основных и наиболее дорогостоящих элементов ЖРД. По некоторым оценкам [4], снижение давления в камере сгорания с предельно достижимого уровня 250 кгс/см<sup>2</sup> до 150 кгс/см<sup>2</sup> может снизить трудоемкость и стоимость изготовления ЖРД в полтора раза.

Статистические данные об авариях ЖРД при стендовой огневой отработке и в полете показывают, что выбор схемы двигателей также оказывает влияние на их надежность.

Двигатели, выполненные по схеме с дожиганием окислительного газа, взрывались чаще, чем двигатели других схем (без дожигания окислительного газа, с дожиганием или без дожигания восстановительного газа) [4]. При наличии производственных дефектов процесс возгорания в кислой среде при высокой температуре развивается очень быстро. Это усложняет создание эффективных САЗ ЖРД, способных надежно отключить отказавший двигатель до его взрыва.

В этой связи в качестве перспективного направления рассматривается создание двигателей, работающих по схеме с дожиганием восстановительного газа. Такая схема уже была успешно реализована на отечественном двигателе РД-0120, разработанном КБ Химавтоматики (КБХА) для второй ступени РН «Энергия», где в качестве компонентов топлива использовались жидкие кислород и водород.

При разработке проектных материалов по вопросу создания многоразовой ракетнокосмической системы в Государственном космическом научно-производственном центре им. М.В. Хруничева (ГКНПЦ им. М.В. Хруничева) рассмотрена возможность применения на первой ступени двигателей, работающих по схеме с дожиганием восстановительного газа на сжиженном природном газе (СПГ) и жидком кислороде [5]. Использование СПГ позволяет повысить удельный импульс по отношению к керосину, а восстановительное рабочее тело турбины ТНА должно позволить создать эффективную САЗ с глубиной охвата нештатных ситуаций не менее 0,90–0,95.

Проект прототипа такого ЖРД был разработан КБХА — РД-0162, с тягой 250...300 т при давлении в камере сгорания 160 атм [6].

Согласно результатам исследований, проведенных в ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, при использовании четырех двигателей типа РД-0162 в составе маршевой ДУ ракетного блока может быть реализовано «горячее» резервирование двигателей при допустимом уровне форсирования оставшихся работоспособными двигателей не менее, чем на 33% от номинала [6]. Предполагается, что это в сочетании с высокой эффективностью САЗ должно существенно повысить надежность PH.

Рассмотрим эффективность резервирования ДУ в пределах отдельного ракетного блока первой ступени, состоящей из четырех автономных двигателей, когда при отказе и безаварийном выключении одного двигателя оставшиеся исправными двигатели переводятся в форсированный режим работы [6].

Если полагать, что в форсированном и номинальном режимах двигатель имеет одну и ту же надежность, то ВБР связки из четырех автономных двигателей определяется соотношением:

$$P_{\rm PE} = p^4 + 4p^3 p_{\pi}^4 (1-p)\alpha + 4p^4 p_{\pi}^3 (1-p_{\pi}),$$

где  $p = p_{\rm H} = p_{\rm d}; p_{\rm H}$  и  $p_{\rm d}$  — ВБР двигателя в номинальном и в форсированном режимах, соответственно.

Однако, надежность работы двигателя в форсированном режиме в принципе может оказаться ниже, чем в номинале, т. е.  $p_{_{\rm H}} > p_{_{\rm Q}}$ . Это вытекает прежде всего из физических предпосылок (увеличение давления в камере сгорания, возрастание мощности THA).

Кроме того, из-за различия объемов наземных испытаний подтвержденный уровень надежности двигателя в номинальном и форсированном режимах может быть разным.

С учетом этого в рамках допущения об экспоненциальном законе распределения времени работы до отказа двигателя в номинальном и форсированных режимах при  $p_{_{\rm H}} \neq p_{_{\rm th}}$ ВБР ДУ из четырех автономных двигателей приближенно можно определить по формуле:

$$\begin{split} P_{\text{ДУРБ}} &\approx p_{\text{H}}^{4} + 4(1 - p_{\text{H}}) \frac{1}{t_{\text{H}}} \int_{0}^{t_{\text{H}}} e^{-3\lambda_{\text{H}}x} e^{-3\lambda_{\phi}(t_{\text{H}} - x)} dx \alpha = \\ &= p_{\text{H}}^{4} + 4(1 - p_{\text{H}}) p_{\phi}^{3} \frac{(1 - \left(\frac{p_{\text{H}}}{p_{\phi}}\right)^{3})}{-3(\ln(p_{\phi}) - \ln(p_{\text{H}}))} \alpha, \end{split}$$

где  $t_{\rm H}$  — номинальное время работы двигателя (полагается одним и тем же в номинальном и форсированном режиме);  $\lambda_{\rm \phi}$  и  $\lambda_{\rm H}$  — параметры экспоненциального распределения времени работы двигателя до отказа в форсированном и номинальном режимах;  $p_{\rm \phi} = \exp(-\lambda_{\rm \phi} t_{\rm H})$ ;  $p_{\rm H} = \exp(-\lambda_{\rm H} t_{\rm H})$ .

На рис. 6 представлены зависимости ВБР связки из четырех автономных двигателей как функции от надежности одного двигателя в номинальном режиме  $p_{\rm H}$  при  $\alpha = 0,9$  при некоторых значениях ВБР двигателя в форсированном режиме.

Для сравнения на рис. 6 приведен график изменения ВБР четырех двигателей без резервирования и единичного двигателя в номинальном режиме.



ВБР одного двигателя в номинальном режиме

Рис. 6. Зависимости вероятности безопасной работы (ВБР) связки из четырех двигателей от ВБР единичного двигателя с учетом и без учета резервирования: 1 — выигрыш в надежности двигательной установки (ДУ) из четырех двигателей по сравнению с ДУ, имеющей один двигатель; 2 — выигрыш в надежности за счет резервирования ДУ из четырех двигателей Примечание. ■ —  $p_{\phi} = 0.9^{\circ}p_{u}$ ; ••• —  $p_{\phi} = p_{u}$ ; ••• —  $p_{\phi} = 0.95^{\circ}p_{u}$ ; ••• —  $p_{\phi} = p_{u}$ ; ••• —  $p_{\phi} = 0.95^{\circ}p_{u}$ ; ••• =  $p_{\phi} = 0.95^{\circ}p_{u}$ ; ••• =

Приведенные на рис. 6 графики свидетельствуют о том, что выигрыш в надежности связки из четырех автономных двигателей с резервом имеет существенное значение, но в сравнении с ДУ, состоящей только из одного двигателя, преимущество в надежности при прочих равных условиях существенно меньше, и оно заметно снижается при  $p_{\mu} > p_{\phi}$ .

Проведенный анализ показал, что увеличение количества автономных двигателей в ДУ ракетного блока до четырех, несмотря на принципиальную возможность выполнения задачи пуска при отказе одного из двигателей, не имеет существенного преимущества с точки зрения надежности РН в полете по сравнению с одним двигателем. Особенно это заметно, когда надежность работы двигателей в форсированном режиме ниже, чем в номинальном.

Необходимость наземной отработки двигателей в двух режимах — номинальном и форсированном, приводит к тому, что при прочих равных условиях ДУ из четырех двигателей уступает ДУ с одним двигателем, для которого весь объем испытаний может проводиться для подтверждения надежности только в одном режиме работы.

Таким образом, ожидаемый эффект от реализации резервирования двигателей в пределах одного ракетного блока при четырех двигателях в составе ДУ достаточно скромный.

В случае пилотируемых пусков принятие решения о продолжении полета после того, как произошел хотя бы один отказ двигателя даже при безаварийном выключении, не очевидно.

Следует отметить, что в настоящее время возможность создания эффективной САЗ для ЖРД различных схем и применяемых компонентов топлива часто оказывается в центре внимания, когда обсуждаются вопросы выбора двигателей для PH нового поколения.

Сложность таких дискуссий заключается прежде всего в том, что нет общепринятого методического подхода для определения фактической эффективности САЗ, которая характеризуется коэффициентом охвата. Значение этого коэффициента чаще всего декларируется как некоторая экспертная оценка.

В этой связи вопрос определения величины коэффициента охвата САЗ на сегодняшний день остается открытым.

Повышение эффективности контроля качества изготовления. Возможность эффективного контроля качества изготовления двигателей и ракетных ступеней в целом зависит от принятых проектных решений при разработке ЖРД и пневмогидросредств подачи компонентов топлива.

Одной из наиболее кардинальных мер контроля качества изготовления ракетных ступеней являются так называемые огневые технологические испытания (ОТИ) полностью собранных ступеней РН.

В отечественной ракетной технике этот вид испытаний не нашел применения, в отличие от США, где ОТИ проводились для РН Сатурн-5, при выполнении программы *Apollo*, а в настоящее время такая технология контроля качества изготовления реализована для семейства ракет *Falcon* компании *Space-X* (рис. 7) [3].



Рис. 7. Огневые технологические испытания первой ступени ракеты-носителя Falcon-9

При разработке ракеты «Энергия» рассмотрению этого вопроса было уделено большое внимание. Были проанализированы результаты 3722 пусков ракет-носителей и баллистических ракет за период 1957...1987 гг., суммарное количество ракетных блоков в этих пусках составляло 13 626. Результаты анализа этой статистики показали, что если бы проводились только контрольно-технологические испытания двигателей (КТИ)<sup>1</sup>, то можно было бы предотвратить ~39% аварий РН в полете, а ОТИ ступени в целом после КТИ двигателей – еще ~27%. Следует отметить, что эти оценки несут долю субъективности, поскольку зависят от того, как классифицировались отказы [7].

В конечном итоге при создании PH «Энергия» пришли к заключению, что возможности ОТИ по выявлению производственных дефектов ограничены, и в связи с этим отказались от этого вида испытаний ракетных ступеней в целом.

Вместо ОТИ было признано достаточным проводить следующие испытания:

• огневые КТИ каждого двигателя без последующей переборки и замены основных узлов и агрегатов;

• холодные технологические испытания пневмогидравлической системы ракетных блоков, суть которых сводится к воспроизведению полета без запуска двигателей, но со срабатыванием всех элементов, кроме пиротехнических, в циклограмме полета. Расход топлива имитируется газом.

Кроме того, осуществлялся контроль запуска и работы каждого двигателя САЗ, по сигналу от которой до команды «Главная» (т. е. за 0,4–0,5 с до старта ракеты) при обнаружении неисправности хотя бы в одном двигателе запуск ракеты мог быть прекращен.

При решении вопроса о необходимости проведения ОТИ отдельных ступеней вновь создаваемой РН СТК целесообразно учесть результаты работы в этом направлении при создании РН «Энергия».

Таким образом, для обеспечения контроля качества изготовления ЖРД для РН СТК эти двигатели должны иметь возможность многократного запуска без переборки и замены конструктивных элементов при последующих включениях.

# Проектные решения варианта РН СТК, предложенной РКК «Энергия»

Общая концепция проекта РН СТК, разработанного РКК «Энергия», является развитием проектных решений, принятых при создании РН «Энергия».

Предполагается в максимальной степени использовать научно-технический задел в части высокоэффективного кислороднокеросинового двигателя РД-170 первой ступени ракеты-носителя «Энергия», созданного НПО «Энергомаш».

РКК «Энергия» были разработаны концептуальные варианты ракет СТК с применением на первой ступени кислородно-углеводородных ЖРД РД-171МВ (модификация, базирующаяся на технических решениях, реализованных в ЖРД РД-170М).

Как первый этап создания РН СТК рассмотрены два основных варианта:

• трехступенчатая РН СТК — «Энергия-5КВ»;

• двухступенчатая РН СТК, в состав которой входят кислородно-углеводородные ракетные блоки первой ступени и кислородно-водородный блок второй ступени — «Энергия-3».

В качестве второго этапа рассмотрен вариант РН СТК грузоподъемностью 167 т «Энергия-6» (рис. 8) на базе и по результатам разработки и отработки ракеты первого этапа.

РН СТК «Энергия–5КВ» выполнена в трехступенчатом варианте с параллельным расположением блоков первой и второй ступеней по схеме «пакет» (рис. 8).

В состав ракеты-носителя «Энергия-5КВ» входят:

• четыре блока первой ступени с одним четырехкамерным двигателем РД-171МВ на каждом блоке;

• блок второй ступени с одним четырех-камерным двигателем РД-171МВ;

• блок третьей ступени с четырьмя новыми однокамерными двигателями РД-0150 разработки КБХА.

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup> Данный вид испытаний предполагает огневой запуск каждого двигателя, поставляемого в товар



РН «Энергия-5КВ» РН «Энергия-3»

РН «Энергия-6»

Ракета-носитель	«Энергия-5КВ»	«Энергия-3»	«Энергия-6»		
Количество ступеней	3	2	2		
	Компоненты т	гоплива:			
I ступень	жидкий	жидкий O <sub>2</sub> + керосин			
II ступень	О <sub>2</sub> + керосин	жидкие	$e O_2 + H_2$		
III ступень	жидкие $\mathrm{O_2} + \mathrm{H_2}$	-	_		
Двигатели:					
I ступень	5 двигателей рл. 171 мр	3 двигателя РД-171MB	6 двигателей РД-171MB		
II ступень	РД-171МВ	3 двигателя РД-0120			
III ступень	4 двигателя РД-0150	_			
Стартовая масса, т	2 470,8	1 8361 937	3 570		
Грузо- подъемность $(H_{\rm кр} = 200  {\rm км}, i = 51,7^{\circ}), {\rm т}$	105,3	82,488,2	167,5		

Рис. 8. Компоновочные схемы и основные характеристики ракет-носителей «Энергия-5КВ», «Энергия-3» и «Энергия-6»

Блоки первой и второй ступеней РН — кислородно-керосиновые, создаются на базе технологий и технических решений модульной части блока А первой ступени РН «Энергия», блок третьей ступени — кислородно-водородный, новой разработки. Двигатель РД-171МВ является модификацией двигателя РД-171М.

Основные характеристики двигателя РД-171МВ: Тяга (земная/пустотная), т 740/806

inia (Semilar) nyerornar), r	140/000
Давление в камере, кгс/см <sup>2</sup>	250
Удельный импульс	
(земной/пустотный), с	337/309
Диапазон регулирования тяги, %	10049
Количество камер	4.

Проведенные расчеты показывают, что такая ракета при стартовой массе 2 400 т может вывести на низкую круговую орбиту полезную нагрузку порядка 100 т, что достаточно для осуществления Лунной пилотируемой программы.

Высокий уровень тяги двигателей РД-171МВ позволяет минимизировать количество двигателей, работающих на начальном участке полета, до пяти штук, что является фактором, повышающим надежность ракеты в целом. Высокий уровень начальной тяговооруженности РН «Энергия-5КВ» ( $n_0 \cong 1,5$ ) позволяет при таком количестве двигателей обеспечить ее увод от СК при отказе и безаварийном выключении одного двигателя. В составе РН «Энергия-5КВ» предусматриваются САЗ, обеспечивающие безаварийное выключение отказавшего двигателя.

Таким образом, для выбранной компоновки РН со стартовой массой порядка 2 400 т размерность и характеристики двигателя РД-171MB для первых двух ступеней можно считать оптимальными.

Выбранная компоновка РН «Энергия-5КВ» позволяет на базе ракетных блоков первых двух ступеней создать семейство ракет-носителей различной грузоподъемности, в составе которых ДУ этих ступеней с двигателем РД-171МВ пройдут опережающие летные испытания.

Речь идет о ракете среднего класса «Энергия-1К» и двухступенчатой ракете тяжелого класса «Энергия-5КИ» (рис. 9), в составе которой будет испытан «пакет» из первых двух ступеней.

Ракета «Энергия-1К» по основным характеристикам близка к РН «Зенит», которая в настоящее время востребована на рынке пусковых услуг, однако, продолжение ее изготовления ПО «Южмаш» в Украине сейчас маловероятно.

Поэтому для PH «Энергия-1К» имеются широкие перспективы применения для осуществления запусков КА по федеральной программе и в коммерческих целях. Это позволяет рассчитывать на быстрый набор статистических данных по результатам летных испытаний для подтверждения надежности первой ступени PH «Энергия-5КВ».

Существенным преимуществом выбранного двигателя для первых двух ступеней РН «Энергия-5КВ» является то, что этот двигатель входит в семейство ЖРД, востребованных в ближайшей перспективе: РД-180 — для первой ступени РН *Atlas*-5 и РД-191 — для первой ступени РН «Ангара» [8, 9].

Это позволит поддерживать ритмичное производство типовых узлов и агрегатов двигателей, что гарантирует обеспечение высокого качества изготовления и надежности всех двигателей семейства. Данное обстоятельство особенно существенно для ракеты СТК, пуски которой будут происходить достаточно редко.



Количество ступеней	2	2				
Компоненты топлива:						
I, II ступени жидкий О <sub>2</sub> + керосин						
Двигатели:						
I ступень	1 двигатель РД-171МВ	5 двигателей				
II ступень	1 двигатель РД-0124М	РД-171МВ				
Стартовая масса, т	517,9	2 327				
Грузоподъемность ( $H_{_{\rm KP}}$ = 200 км, $i$ = 51,7°), т	≅ 15	≅75				



Другой важной особенностью двигателя РД-171МВ является то, что его прототип РД-170, предназначавшийся для первой ступени РН «Энергия», был рассчитан на многоразовое применение. Поэтому изначально в конструкцию этого двигателя закладывались соответствующие запасы по ресурсу, которые позволяют проводить огневые испытания каждого образца, поставляемого в товар, а при необходимости и огневые испытания в составе ракетной ступени.

Особенностью предложенного семейства ракет на базе двигателя РД-171МВ является то, что на первом этапе их создания и отработки («Энергия-1К» и «Энергия-5КИ») не требуется использование жидкого водорода в качестве горючего. Это позволяет разработать и начать летные испытания ракет первого этапа, не дожидаясь создания кислородноводородного двигателя для третьей ступени РН «Энергия-5КВ» и инфраструктуры, необходимой для применения в качестве горючего жидкого водорода.

Двухступенчатая ракета-носитель «Энергия-З» выполнена по схеме «пакет», три кислородно-углеводородных блока первой ступени с двигателями РД-171MB расположены вокруг кислородно-водородного блока второй ступени с двигателями РД-0120.

Возможность и целесообразность использования двигателя РД-0120 разработки КБХА, который входил в состав второй ступени ракеты «Энергия», предопределяется рядом факторов, к числу которых относятся:

 энергетическая эффективность кислородно-водородного топлива, не имеющая равных среди других освоенных топливных композиций;

• наличие в отрасли опыта создания и летной эксплуатации кислородно-водородного ракетного блока (РН «Энергия», блок Ц);

• наличие до 80% крупногабаритной оснастки для производства двигателей РД-0120 на Воронежском механическом заводе;

• наличие отработанной конструкторской и технологической документации на двигатель РД-0120.

Двигатель РД-0120 позволяет обеспечивать многократные включения без переборки.

На основе ракеты «Энергия-3» в дальнейшем может быть создана ракета «Энергия-6», которая способна выводить на низкие орбиты полезную нагрузку массой 167 т.

Компоновочные схемы ракет-носителей «Энергия-3» и «Энергия-6», их основные характеристики приведены на рис. 8.

#### Выводы

1. Проведенный анализ показал, что в конечном итоге для повышения надежности РН количество двигателей, входящих в ее состав, должно быть возможно меньшим.

Минимальное количество двигателей, работающих на начальном участке полета (при пакетной схеме это двигатели первой и второй ступеней), должно определяться возможностью увода ракеты от СК при отказе и безаварийном выключении одного двигателя. При типичном уровне начальной тяговооруженности РН СТК (1,2...1,3) минимальное количество двигателей составляет 4–6 шт.
В частности, такому критерию удовлетворяет двигатель РД-171М с земной тягой 740 т в составе РН типа «Энергия-5КВ».

2. Применение двигателей с меньшей тягой приводит к увеличению их количества в составе РН и, соответственно, к уменьшению надежности ракеты и возрастанию вероятности возникновения катастрофических отказов на начальном участке полета.

Резервирование двигателей в пределах одного универсального ракетного модуля для компенсации снижения надежности РН из-за возрастания количества двигателей требует при отказе одного двигателя перевода исправных двигателей в форсированный по тяге режим для компенсации потери тяги и расхода топлива. Как показывают расчеты, по сравнению с одним двигателем в модуле такое резервирование дает несущественный выигрыш в надежности, даже если ВБР двигателей в форсированном режиме не будет существенно снижаться по отношению к номиналу при наличии эффективной САЗ ( $\alpha > 0.95$  и  $p_{\pi} \sim 1$ ).

3. При большом количестве двигателей в составе первых двух ступеней РН СТК «пакетной» схемы наличие эффективной САЗ является существенным фактором обеспечения сохранности стартовых сооружений.

Чем больше двигателей на ракете, тем выше должно быть значение коэффициента охвата отказов этой системой.

Вместе с этим, в настоящее время нет общепринятой методики определения числового значения этого показателя (как априорно по результатам проектного анализа, так и по результатам испытаний). Поэтому в основе количественного анализа надежности и безопасности эксплуатации РН СТК лежат экспертные оценки эффективности САЗ, зависящие от субъективных мнений тех или иных специалистов. Это не способствует принятию правильного решения при выборе маршевых двигателей для новой российской РН СТК.

4. Независимо от видов применяемых двигателей надежность РН СТК невозможно обеспечить без эффективного предполетного контроля качества изготовления ДУ ракетных ступеней. Поэтому все ЖРД должны допускать многократное включение без переборки и замены их узлов и агрегатов. Запасы по ресурсу должны давать возможность проводить как автономные огневые технологические испытания, так и огневые предполетные испытания в составе ракетной ступени или отдельных блоков, если будет принято решение о необходимости таких испытаний.

5. Для обеспечения высокой надежности РН СТК уже при первых пусках необходимо обеспечить возможность проведения опережающих летных испытаний ее ДУ и других систем в составе ракет меньшей размерности. Поэтому РН СТК должна создаваться как часть семейства ракет-носителей различной грузоподъемности, запуски которых могут осуществляться чаще, чем сверхтяжелая ракета. Это позволит обеспечить ритмичность производства, качество изготовления и надежность элементов ракеты сверхтяжелого класса.

# Список литературы

1. Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П.Королёва: 1946–1996. Королёв: РКК «Энергия», 1996. С. 248–262.

2. Уманский С.П. Ракеты-носители и космодромы. М: Рестарт+. 2001. 216 с.

*3. Афанасьев Н.* Первый полет обновленного «Фалькона» // Новости космонавтики. 2013. № 11. С. 58–59.

4. Вахниченко В.В. Основные требования к двигателям (ЖРД) транспортных систем Земля-орбита // Авиакосмическая техника и технология. 2003. № 3. С. 45–48.

5. Кузин А.И., Рачук В.С., Коротеев А.С., Каторгин Б.И., Смирнов И.А., Вахниченко В.В, Лозин С.Н., Лехов П.А., Семенов А.И., Иевлев А.В., Ефимочкин А.Ф., Клепиков И.А., Лихванцев А.А., Петров В.И., Ромашкин А.М., Гусев Ю.Г., Яковлев А.Г. Обоснование выбора компонентов ракетного топлива для двигательных установок первой ступени многоразовой ракетно-космической системы // Авиакосмическая техника и технология. 2010. № 1. С. 19–55.

6. Кузин А.И., Лозин С.Н., Лехов П.А., Семенов А.И., Мамин В.В. Исследования ГК НПЦ им. М.В. Хруничева по обоснованию требуемой размерности маршевых ЖРД многоразовой первой ступени МРКС-1 // Авиакосмическая техника и технология. 2010. № 1. С. 13–18.

7. *Губанов Б.И*. Триумф и трагедия «Энергии». Размышления главного конструктора. Т. 3: «ЭНЕРГИЯ» – «БУРАН». Н. Новгород: НИЭР, 1998. 441 с.

8. *Каторгин Б.И*. Перспективы создания мощных жидкостных ракетных двигателей // Вестник Российской академии наук, 2004. Т. 74. № 3. С. 499–506.

9. 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.

Статья поступила в редакцию 07.04.2015 г.

## References

1. Raketno-kosmicheskaya korporatsiya «Energiya» imeni S.P.Koroleva: 1946–1996 [S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia: 1946–1996]. Korolev: RKK «Energiya» publ., 1996, pp. 248–262.

2. Umanskii S.P. Rakety-nositeli i kosmodromy [Launch vehicles and launch sites]. Moscow, Restart+ publ., 2001. 216 p.

3. Afanas'ev N. Pervyi polet obnovlennogo «Fal'kona» [The first mission of the upgraded Falcon]. Novosti kosmonavtiki, 2013, no. 11, pp. 58–59.

4. Vakhnichenko V.V. Osnovnye trebovaniya k dvigatelyam (ZhRD) transportnykh system Zemlyaorbita [Basic requirements for the liquid-propellant engines of Earth-to-orbit transportation systems]. Aviakosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya, 2003, no. 3, pp. 45–48.

5. Kuzin A.I., Rachuk V.S., Koroteev A.S., Katorgin B.I., Smirnov I.A., Vakhnichenko V.V, Lozin S.N., Lekhov P.A., Semenov A.I., Ievlev A.V., Efimochkin A.F., Klepikov I.A., Likhvantsev A.A., Petrov V.I., Romashkin A.M., Gusev Yu.G., Yakovlev A.G. Obosnovanie vybora komponentov raketnogo topliva dlya dvigatel'nykh ustanovok pervoi stupeni mnogorazovoi raketno-kosmicheskoi sistemy [Rationale for selection of propellant components for first-stage propulsion systems of a reusable space rocket system]. Aviakosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya, 2010, no. 1, pp. 19–55.

6. Kuzin A.I., Lozin S.N., Lekhov P.A., Semenov A.I., Mamin V.V. Issledovaniya GK NPTs im. M.V. Khrunicheva po obosnovaniyu trebuemoi razmernosti marshevykh ZhRD mnogorazovoi pervoi stupeni MRKS-1 [Studies conducted at Khrunichev Center to provide a rationale for sizing the main liquid propulsion engines of the reusable first stage of the Reusable Space Rocket System 1]. Aviakosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya, 2010, no. 1, pp. 13–18.

7. Gubanov B.I. Triumf i tragediya «Energii». Razmyshleniya glavnogo konstruktora. Vol. 3: «ENERGIYa» – «BURAN» [Triumph and tragedy of Energia. Chief designer's thoughts. Vol. 3: ENERGY – BURAN]. N. Novgorod, NIER publ., 1998. 441 p.

8. Katorgin B.I. Perspektivy sozdaniya moshchnykh zhidkostnykh raketnykh dvigatelei [Prospects for developing high-power liquid propellant engines]. Vestnik Rossiiskoi akademii nauk, 2004, vol. 74, no. 3, pp. 499–506.

9. Chvanov V.K., Sudakov V.S. Sovremennye ZhRD OAO NPO «Energomash» im. V.P. Glushko. Sostoyanie programm i perspektivy [Modern liquid propellant engines of V.P. Glushko NPO Energomash. Program status and future prospects]. Dvigatel', 2011, no. 4(76), pp. 46–49.

УДК 629.78.015.016.7:519.8

# КОМПЬЮТЕРНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ И ОТНОСИТЕЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ ВОЗВРАЩАЕМОГО АППАРАТА И КРЫШКИ ЛЮКА ПАРАШЮТНОГО КОНТЕЙНЕРА В ПРОЦЕССЕ ИХ РАЗДЕЛЕНИЯ НА УЧАСТКЕ СПУСКА

© 2015 г. Аксенов А.А.<sup>1</sup>, Дядькин А.А.<sup>2</sup>, Москалев И.В.<sup>1</sup>, Петров Н.К.<sup>2</sup>, Симакова Т.В.<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Инжиниринговая компания «ТЕСИС» («ТЕСИС») Ул. Юннатов, 18, г. Москва, Российская Федерация, 127083, *e-mail: info@tesis.com.ru* 

<sup>2</sup> Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва (РКК «Энергия») Ул. Ленина, 4А, г. Королёв, Московская обл., Российская Федерация, 141070, *e-mail: post@rsce.ru* 

Рассмотрено совместное решение задачи определения аэродинамических характеристик и относительного движения возвращаемого аппарата и крышки люка парашютного контейнера при их разделении, выполненное инжиниринговой компанией «ТЕСИС» и РКК «Энергия» с использованием компьютерного (математического) моделирования на базе программного комплекса FlowVision. Задача решалась применительно к возвращаемому аппарату перспективного транспортного корабля, разрабатываемому РКК «Энергия». Исследовано влияние на процесс разделения начальных значений кинематических параметров возвращаемого аппарата (скорость и высота полета, углы атаки и крена, угловые скорости), усилий толкателей крышки, фала вытяжного парашюта и других факторов. Выявлены критические значения параметров, при которых возможны соударения возвращаемого аппарата и крышки люка парашютного контейнера. Даны рекомендации по выбору оптимальных размеров и структуры расчетной сетки, а также шага интегрирования по времени для получения удовлетворительной сходимости при решении задач подобного рода. Для отдельных исследованных режимов представлены зависимости изменения по времени коэффициентов аэродинамических сил и моментов возвращаемого аппарата и крышки люка парашютного контейнера, изменения относительных координат центра масс крышки люка в процессе разделения и ее кинограммы движения, позволяющие проследить влияние на траекторию движения начальных значений варьируемых параметров. Установлено, что неустойчивость течения около возвращаемого аппарата, характерная для этих режимов обтекания ( $M_{\infty} \sim 0.6...0.8$ ;  $\alpha = 10...30^{\circ}$ ), и возникающая при этом асимметрия течения, а также начальная угловая скорость вращения аппарата вокруг продольной оси обусловливают появление поперечной силы, моментов крена и рыскания и, как следствие, пространственное движение крышки люка парашютного контейнера с выходом траектории ее движения из плоскости угла атаки возвращаемого аппарата.

**Ключевые слова:** разделение, возвращаемый аппарат, аэродинамические характеристики, динамика движения, траектории.

# COMPUTER SIMULATION OF THE FLOW AND THE RELATIVE MOTION OF THE REENTRY VEHICLE AND THE PARACHUTE COMPARTMENT HATCH COVER IN THE COURSE OF THEIR SEPARATION DURING DESCENT

Aksenov A.A.<sup>1</sup>, Dyadkin A.A.<sup>2</sup>, Moskalev I.V<sup>1</sup>, Petrov N.K.<sup>2</sup>, Simakova T.V.<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Engineering Company TESIS (TESIS) 18 Yunnatov street, Moscow, 127083, Russian Federation, e-mail: info@tesis.com.ru

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

The paper addresses the simultaneous solution of the problems of determining aerodynamic properties and relative motion of the re-entry vehicle and the parachute container hatch door during their separation, performed by TESIS and RSC Energia using computer (math) simulations based on the FlowVision software package. The problem was solved in connection with the reentry vehicle of the advanced transportation vehicle that is under development by the RSC Energia. Studied was the effect on the separation process of the initial values of kinematic parameters of the reentry vehicle (flight velocity and altitude, angle of attack and roll, angular rates), forces of the cover pushers, drogue parachute lanyard and other factors. Critical parameter values were identified at which collisions are possible between the reentry vehicle and the parachute container hatch cover. Recommendations are provided for sizing and selecting the best structure of the computational grid, as well as the time integration step required for obtaining a satisfactory convergence when solving this kind of problems. Provided for some of the regimes that have been studied are time profiles for coefficients of aerodynamic forces and moments of the reentry vehicle and the parachute container hatch cover, relative coordinates of the center of mass of the hatch cover in the course of separation and its motion record, allowing to trace back the effects of the initial values of the variable parameters on the motion trajectory. It was established that instability of motion in the vicinity of the reentry vehicle, characteristic of these regimes of flow ( $M_{\infty} \sim 0.6...0.8$ ;  $\alpha = 10...30^{\circ}$ ), and the asymmetry of flow that is produced in the process, as well as the initial angular rate of the spacecraft about its long axis produce a lateral force, roll and yaw moments and, as a result, spatial motion of the parachute container hatch cover with the motion trajectory leaving the plane of the angle of attack of the reentry vehicle.

Key words: separation, re-entry vehicle, aerodynamic characteristics, motion dynamics, trajectories



АКСЕНОВ А.А.



**ДЯДЬКИН** А.А.



МОСКАЛЕВ И.В.



ПЕТРОВ Н.К.



СИМАКОВА Т.В.

АКСЕНОВ Андрей Александрович — кандидат физико-математических наук, технический директор «TECИС», e-mail: andrey@tesis.com.ru AKSENOV Andrey Alexandrovich — Candidate of Science (Physics and Mathematics), Chief Technical Officer at TESIS, e-mail: andrey@tesis.com.ru

ДЯДЬКИН Анатолий Александрович — кандидат технических наук, начальник отдела РКК «Энергия», e-mail: anatoly.a.dyadkin@rsce.ru DYADKIN Anatoly Alexandrovich — Candidate of Science (Engineering), Head of Department at RSC Energia, e-mail: anatoly.a.dyadkin@rsce.ru MOCKAЛEB Игорь Владимирович — кандидат технических наук, инженер «TECИС», e-mail: miv@flowvision.ru MOSKALEV Igor Vladimirovich — Candidate of Science (Engineering), Engineer at TESIS, e-mail: miv@flowvision.ru

ПЕТРОВ Николай Константинович (16.09.1945 г. – 16.02.2015 г.) – доктор технических наук PETROV Nikolay Konstantinovich (16.09.1945 г. – 16.02.2015 г.) – Doctor of Science (Engineering)

СИМАКОВА Татьяна Владимировна — ведущий инженер-математик РКК «Энергия», e-mail: tatiana.simakova@rsce.ru

SIMAKOVA Tatiana Vladimirovna — Software engineer at RSC Energia, e-mail: tatiana.simakova@rsce.ru

### Введение

Исследования аэродинамических характеристик и динамики движения разделяющихся объектов являются чрезвычайно трудоемкими, требуют больших затрат машинного времени при математическом (компьютерном) моделировании процессов разделения, финансовых и временных затрат при подготовке и проведении модельных экспериментальных исследований в аэродинамических трубах.

К числу таких исследований относятся: исследования отделения от ракет-носителей на участке выведения отработавших ракетных блоков, створок головных обтекателей, навесных полезных грузов в аварийных ситуациях, головных блоков аварийного спасения пилотируемых кораблей, крышек люков парашютных контейнеров (КЛПК) возвращаемых аппаратов (ВА) на участке спуска и др. Задачи разделения решаются, как правило, в широком диапазоне изменения углов атаки, высот и скоростей полета (чисел Маха) от малых дозвуковых до гиперзвуковых.

В статье рассматривается решение частной задачи отделения КЛПК от ВА перспективного транспортного корабля (ПТК) на участке возвращения, проектируемого РКК «Энергия». Задача решалась в диапазоне чисел Маха 0,6...0,8 и высот полета 6,0...8,0 км.

Для разрабатываемого корабля выбрана парашютно-реактивная система торможения и посадки ВА. На заданных высотах осуществляется отстрел КЛПК от ВА с помощью толкателей. Крышка люка связана фалом с куполом вытяжного парашюта. Под действием аэродинамических сил и импульса толкателей происходит ввод вытяжного парашюта, а затем и основного многокупольного.

Важным моментом в реализации ввода парашютов является обеспечение безударного отделения КЛПК от ВА в условиях внешних воздействий.

# Постановка задачи

Традиционно задачи разделения решаются в два этапа. На первом этапе определяются в параметрической форме аэродинамические характеристики разделяющихся объектов при их различном относительном положении в потребных диапазонах изменения чисел Маха ( $M_{\infty}$ ), углов атаки ( $\alpha_n$ ) и крена ( $\phi_n$ ), высот полета [1]. Как правило, объем информации составляет сотни гигабайт. На втором этапе с использованием банков аэродинамических характеристик исследуются процессы разделения с вариацией начальных данных. По такой схеме проводились исследования отделения КЛПК спускаемого аппарата «Союз», отделения орбитального корабля «Буран» от ракетыносителя «Энергия» в аварийных ситуациях.

До сих пор аэродинамические характеристики разделяющихся объектов определяются, в основном, экспериментально на моделях в аэродинамических трубах. Для реализации различных относительных положений моделей разделяющихся объектов в процессе одного запуска трубы используются автоматизированные стенды с дистанционным управлением. Даже в этом случае требуются чрезвычайно большие временные и финансовые затраты на подготовку и проведение эксперимента.

При раздельном определении аэродинамических характеристик и расчете динамики движения не удается смоделировать и учесть влияние на процесс разделения целого ряда факторов.

Появление современных программных комплексов (ПК) расчета течения вязкой сжимаемой жидкости и мощных вычислительных средств (суперкомпьютеров) позволяет реализовать *совместное* решение задач аэродинамики и динамики движения разделяющихся объектов с учетом интерференции между ними. Использование такого подхода позволяет оперативно исследовать влияние на процесс разделения изменения начальных данных по кинематическим параметрам движущихся объектов (скоростей — чисел Маха, угловых скоростей, углов атаки и крена), а также факторов, трудно воспроизводимых в модельных, а зачастую и в натурных испытаниях. Кроме того, отпадает необходимость раздельного определения статических и демпфирующих моментов, так как в расчетах непосредственно определяются составляющие моментов, обусловленные угловыми скоростями вращения разделяющихся объектов.

Возможность исследования влияния на процессы разделения изменения начальных данных и действующих возмущений, а также их сочетаний, позволяет проводить статистический анализ и оценивать вероятности тех или иных событий, в частности, соударений.

# Метод решения. Программное обеспечение

Для совместного решения задач определения аэродинамических характеристик и исследования динамики относительного движения разделяющихся объектов необходимо наличие ПК, обеспечивающего:

• адекватность расчетных аэродинамических характеристик экспериментальным (фактическим) в широком диапазоне изменения чисел Маха, углов атаки и высот полета;

 автоматическую генерацию расчетных сеток и их перестроение в процессе изменения относительного положения разделяющихся объектов с учетом интерференции между ними;

• высокое быстродействие с целью получения результатов при минимальных затратах машинного времени.

Проведенный анализ показал, что наиболее приемлемым для решения таких задач является ПК *FlowVision* [2]. Он удовлетворяет перечисленным выше требованиям, обеспечивает автоматическую генерацию сеток, алгоритмы параллельного счета позволяют использовать для расчетов суперкомпьютеры типа «Ломоносов» и минимизировать время счета. Проведенные многочисленные тестовые расчеты аэродинамических характеристик тел самой различной конфигурации подтвердили адекватность получаемых аэродинамических характеристик экспериментальным данным [3, 4].

В ПК *Flow Vision* моделируется течение вязкой сжимаемой жидкости с использованием уравнений Навье-Стокса и различных моделей турбулентности, включая *k*-ɛ, *k*-ю и др.

### Исходные данные для анализа. Варьируемые параметры

Исследования выполнены для ВА и КЛПК, форма которых представлена на рис. 1.



Рис. 1. Поле скоростей потока (м/с) вблизи крышки люка парашютного контейнера

Расчеты аэродинамических характеристик проведены с использованием связанных систем координат ОХҮZ и  $O_1X_1Y_1Z_1$  для ВА и КЛПК, соответственно. Ориентация аппарата относительно набегающего потока задается с использованием системы координат  $O_nX_nY_nZ_n$ , связанной с пространственным углом атаки  $\alpha_n$ . При аэродинамическом угле крена  $\varphi_n = 0$  поток воздействует на ВА со стороны КЛПК (рис. 2, полуплоскость I).

В расчетах коэффициентов аэродинамических сил — продольной  $C_x$ , нормальной  $C_y$ , поперечной  $C_z$ , и моментов  $m_x$  (момент крена),  $m_y$ (момент рыскания),  $m_z$  (момент тангажа) ВА и КЛПК использована характерная площадь S, равная площади миделя аппарата, и характерная длина L, равная длине корпуса аппарата. Коэффициенты моментов определены относительно центров масс ВА и КЛПК, соответственно.Траектории движения центра масс КЛПК приводятся в системе координат ОХУZ ВА. В соответствии с ГОСТ 20058-2011 сила X считается положительной, если направлена против положительного направления оси OX связанной системы координат.

Расчетные случаи и варьируемые в исследованиях параметры приведены в табл. 1, где  $M_{\infty}$  — число Маха набегающего потока;  $\alpha_{n}$  пространственный угол атаки с учетом возмущений  $\Delta \alpha_{n}$ , °;  $\alpha_{6}$  — балансировочный угол атаки ВА на момент начала разделения, °;  $\phi_{n}$  — аэродинамический угол крена, °; H — высота полета ВА, м;  $\omega_{x}$ ,  $\omega_{y}$ ,  $\omega_{z}$  — угловые скорости вращения относительно осей связанных систем координат, °/с;  $V_{01}$  — начальная скорость движения КЛПК при разделении, создаваемая толкателями, м/с; C — аэродинамическая сила, действующая на фал (определяется в процессе расчета), кгс.

Дополнительно исследовано влияние на процесс разделения начального давления в парашютном контейнере.



Рис. 2. Геометрия возвращаемого аппарата и положение крышки люка парашютного контейнера

# Таблица 1

Nº	${\rm M}_{_\infty}$	α <sub>1</sub> , °	φ <sub>11</sub> , °	<i>Н</i> , м	ω <sub>x</sub> , °/c	Скорость $V_{01}$ КЛПК от толкателей, м/с	Усилия <i>С</i> строп, кгс	Избыточное давление в парашютном контейнере, кгс/см <sup>2</sup>
1 2 3	0,6	$\alpha_{6} = 13^{\circ}$ $\Delta \alpha_{n} = +30^{\circ}$ $\Delta \alpha_{n} = -30^{\circ}$	0	6 000	0	5	$C_1$	0,55
4 5 6	0,6	$\alpha_6 = 13^{\circ}$ $\Delta \alpha_n = +30^{\circ}$ $\Delta \alpha_n = -30^{\circ}$	0	6 000	60	5	$C_1$	0,55
7 8 9	0,6	$\alpha_{6} = 13^{\circ}$ $\Delta \alpha_{n} = +30^{\circ}$ $\Delta \alpha_{n} = -30^{\circ}$	60	6 000	0	5	$C_1$	0,55
10 11 12	0,6	$\alpha_{6} = 13^{\circ}$ $\Delta \alpha_{n} = +30^{\circ}$ $\Delta \alpha_{n} = -30^{\circ}$	60	6 000	60	5	$C_1$	0,55
13 14 15	0,6	$\alpha_{6} = 13^{\circ}$ $\Delta \alpha_{n} = +30^{\circ}$ $\Delta \alpha_{n} = -30^{\circ}$	0	6 000	0	15	$C_2$	0,55
16 17 18	0,8	$\alpha_{6} = 16^{\circ}$ $\Delta \alpha_{n} = +30^{\circ}$ $\Delta \alpha_{n} = -30^{\circ}$	0	6 000	0	5	$C_1$	0,67
19 20 21	0,8	$\alpha_{6} = 16^{\circ}$ $\Delta \alpha_{n} = +30^{\circ}$ $\Delta \alpha_{n} = -30^{\circ}$	0	6 000	60	5	$C_1$	0,67
22 23 24	0,8	$\alpha_{6} = 16^{\circ}$ $\Delta \alpha_{n} = +30^{\circ}$ $\Delta \alpha_{n} = -30^{\circ}$	60	6 000	0	5	$C_1$	0,67
25 26 27	0,8	$\alpha_{6} = 16^{\circ}$ $\Delta \alpha_{n} = +30^{\circ}$ $\Delta \alpha_{n} = -30^{\circ}$	60	6 000	60	5	$C_1$	0,67
28 29 30	0,8	$\alpha_6 = 16^{\circ}$ $\Delta \alpha_n = +30^{\circ}$ $\Delta \alpha_n = -30^{\circ}$	0	6 000	0	15	$C_2$	0,67

#### Расчетные случаи

*Примечание.*  $\omega_y = \omega_z = 0$ ; КЛПК — крышка люка парашютного контейнера.

# Расчетная область. Расчетные сетки

Используемая в исследованиях расчетная область представлена на рис. З и 8. Она представляет собой куб со стороной, равной 80 м, что составляет ~ $18D_{\rm M}$ , где  $D_{\rm M}$  — диаметр миделя ВА. Центр глобальной системы координат расположен в центре куба.



Рис. 3. Расчетная область и положение возвращаемого аппарата в ней: 1 — глобальная система координат; 2 — крышка люка парашютного контейнера в момент времени t<sub>"</sub>

Каждое подвижное тело имеет собственную систему координат (см. рис. 2), в которой задаются массово-инерционные характеристики рассматриваемых объектов и положения центров масс.

Проведению расчетов предшествовали исследования по выбору оптимальной расчетной сетки, шага интегрирования по времени. Выбранная для серийных расчетов сетка показана на рис. 4 и состоит из начальной равномерной по всем направлениям сетки с характерным размером ячейки 0,25 м  $(0,057D_{\rm M})$  и количеством ячеек 890 000, сетки адаптации первого уровня в объеме окружающей сферы диаметром 16 м  $(3,6D_{\rm M})$ , сетки адаптации третьего уровня в 16 слоев у поверхности КЛПК.

Суммарная базовая расчетная сетка насчитывала 2 750 000 ячеек.

При анализе сходимости по сетке рассмотрены:

• влияние на аэродинамические характеристики неоднородности течения в зазоре между ВА и КЛПК путем дополнительной адаптации сетки в этой зоне с увеличением числа ячеек до 2 790 000; • влияние дополнительной адаптации и увеличения числа слоев до 32 вблизи КЛПК с доведением общего числа ячеек до 5 700 000.



Рис. 4. Расчетная сетка базового варианта: 1 — начальная сетка; 2 — адаптация до 1-го уровня в объеме окружающей сферы; 3 — адаптация 3-го уровня вокруг возвращаемого аппарата; 4 адаптация 3-го уровня в 16 слоев по поверхности крышки люка парашютного контейнера

Исследования показали, что дополнительная адаптация расчетной сетки по сравнению с базовой дает изменения аэродинамических сил и моментов, действующих на КЛПК, в пределах 1,5...2,5%, что несущественно при решении данной задачи, но значительно увеличивает затраты машинного времени.

Аналогичные исследования выполнены по выбору оптимального шага интегрирования по времени с целью сокращения длительности расчетов при сохранении приемлемой погрешности определения аэродинамических характеристик и параметров траектории движения КЛПК. Изменение шага интегрирования, определяемого (характеризуемого) числом Куранта-Фридриха-Леви (КФЛ), в диапазоне 1...50 дает ошибку в определении сил и моментов КЛПК в пределах 3...5%. Влияние шага интегрирования по времени на траекторию движения КЛПК для расчетного случая 1 (см. табл. 1) показано на рис. 5-7. По результатам проведенного анализа рекомендовано на начальном участке движения КЛПК использовать малый шаг интегрирования (КЛФ от 1 до 10), а на последующем участке – увеличенный шаг (КФЛ от 10 до 25).

При исследовании аэродинамических характеристик и относительного движения возвращаемого аппарата и крышки люка парашютного контейнер используются граничные условия, показанные в табл. 2 и на рис. 8.



Рис. 5. Положение крышки люка парашютного контейнера в пространстве в момент времени t = 2,5 с при шаге: ■ -5 КФЛ; ■ -10 КФЛ; ■ -25 КФЛ; Примечание. КФЛ - число Куранта-Фридриха-Леви.



Рис. 6. Положение крышки люка парашотного контейнера в пространстве в момент времени t = 2,75 с при шаге: ■ -5 КФЛ; ■ -10 КФЛ; ■ -25 КФЛ Примечание. КФЛ - число Куранта-Фридриха-Леви.



Рис. 7. Положение крышки люка парашютного контейнера в пространстве в момент времени t = 3 с при шаге: ■ -5 КФЛ; ■ -10 КФЛ; ■ -25 КФЛ Примечание. КФЛ - число Куранта-Фридриха-Леви.

#### Граничные условия Переменные Тип граничного условия во Flow Vision Граничное условие 1 — «Неотражающее» (на границах расчетной области) Скорость на бесконечности (Риман), Скорость $V_x = -193 \text{ M/c}$ Турб. энергия Пульсации равны 0 Турб. диссипация Масштаб турбулентности равен 0 Граничное условие 2 — «Стенка» (возвращаемый аппарат) Скорость Логарифмический закон Турб. энергия Значение в ячейке рядом со стенкой Турб. диссипация Значение в ячейке рядом со стенкой Граничное условие 3 — «Стенка» (крышка люка парашютного контейнера)

Таблица 2

Скорость	Логарифмический закон
Турб. энергия	Значение в ячейке рядом со стенкой
Турб. диссипация	Значение в ячейке рядом со стенкой



Рис. 8. Граничные условия: ГУ1 — «Неотражающие» (на границах расчетной области, скорость на бесконечности V<sub>x</sub> = -193 м/с; ГУ2 — «Стенка» (по поверхности возвращаемого аппарата); ГУ3 — «Стенка» (по поверхности крышки люка парашютного контейнера)

В расчетных случаях 4–6, 10–12, 19–21 и 25-27 при  $\omega_x = 60$  °/с ВА равномерно вращается вокруг продольной оси *ОХ*. Это приводит к тому, что крышка приобретает линейную скорость, направленную по касательной к образующей корпуса. Так как корпус имеет

коническую форму, линейные скорости КЛПК ( $V_1$ ,  $V_2$ ,  $V_{\text{им}}$ ) на участках, находящихся на разных расстояниях от оси вращения ВА ( $r_1$ ,  $r_2$ ,  $r_{\text{им}}$ ) и от центра масс КЛПК ( $d_1$ ,  $d_2$ ), различны. В результате в момент разрыва связей с корпусом ВА крышка приобретает начальную угловую скорость вращения вокруг своего центра масс. (рис. 9).



Рис. 9. Скорости крышки люка парашютного контейнера (КЛПК), вызванные вращением возвращаемого аппарата (BA): 1 — ось симметрии BA, совпадающая с осью ОХ связанной системы координат BA; 2 — ось вращения BA, проходящая через центр масс BA; ЦМ — центр масс

Расчеты течения около ВА без вращения и с вращением показали, что заданная угловая скорость практически не влияет на его структуру и параметры. Поэтому влияние вращения можно свести к дополнительной поступательной и вращательной скоростям центра масс КЛПК в момент начала процесса разделения.

Различные подходы к заданию начального движения КЛПК (в виде начальной скорости или в виде усилий толкателей) показали, что наиболее близким к реальному является задание равнодействующей силы толкателей, приложенной к центру масс крышки. Влияние начальной скорости отстрела реализовано вариацией усилий толкателей в диапазоне 7 560...68 000 кгс, соответствующем диапазону скоростей КЛПК 5,0...15 м/с.

Влияние фала на процесс разделения оценивалось приближенно в виде аэродинамической силы, приложенной к точке крепления фала, совпадающей с центром масс КЛПК. Значение аэродинамической силы, действующей на фал, зависит от расстояния между КЛПК и ВА и оценивается по следующей формуле:

$$F_{\rm th} = C_{\rm r} \sin^2 \alpha q S$$

где  $C_x = 2$  — коэффициент сопротивления цилиндра бесконечной длины в поперечном потоке;  $\alpha$  — угол атаки фала (угол между вектором местной скорости и фалом), °; q — скоростной напор набегающего потока, кгс/м<sup>2</sup>; S = dl(t) — площадь фала в плане, м<sup>2</sup>; d — эквивалентный диаметр фала, м; l(t) — длина фала, зависящая от времени, м.

#### Анализ результатов расчетов

Расчеты проведены на компьютере типа «Ломоносов». Среднее время расчета одного варианта составило 72 ч.

Результаты расчетов представлены в виде зависимостей от времени аэродинамических коэффициентов  $C_x$ ,  $C_y$ ,  $C_z$ ,  $m_x$ ,  $m_y$ ,  $m_z$  ВА и КЛПК, скорости и координат центра масс КЛПК относительно ВА, а также кинограмм относительного движения разделяющихся объектов. Отдельные результаты расчетов демонстрируются на рис. 10–20 на примере расчетных случаев 16, 17, 18.



Рис. 10. Коэффициент аэродинамической продольной силы крышки люка парашютного контейнера при  $M_{\infty} = 0.8$  при углах атаки возвращаемого аппарата  $\alpha_n$ :  $\blacksquare - 16^\circ$ ;  $\blacksquare - 46^\circ$ ;  $\blacksquare - -14^\circ$ 







Рис. 12. Коэффициент аэродинамической поперечной силы крышки люка парашютного контейнера при  $M_{\infty} = 0.8$  при углах атаки возвращаемого аппарата  $\alpha_{\pm}: \blacksquare - 16^\circ; \blacksquare - 46^\circ; \blacksquare - -14^\circ$ 



Рис. 13. Коэффициент аэродинамического момента крена крышки люка парашютного контейнера при  $M_{\infty} = 0,8$  при углах атаки возвращаемого аппарата  $\alpha_{\pm}: \blacksquare - 16^\circ; \blacksquare - 46^\circ; \blacksquare - -14^\circ$ 



Рис. 14. Коэффициент аэродинамического момента рыскания крышки люка парашютного контейнера при M<sub>∞</sub> = 0,8 при углах атаки возвращаемого аппарата α<sub>.</sub>: ■ -16°; ■ -46°; ■ --14°



Рис. 15. Коэффициент аэродинамического момента тангажа крышки люка парашютного контейнера при M<sub>∞</sub> = 0,8 при углах атаки возвращаемого аппарата α<sub>n</sub>: ■ -16°; ■ -46°; ■ --14°











Рис. 18. Положения крышки люка парашютного контейнера в процессе отделения в различные моменты времени t при  $M_{\infty} = 0.8$ ;  $\alpha_n = 16^{\circ}$ 

Рис. 19. Положения крышки люка парашютного контейнера в процессе отделения в различные моменты времени t при  $M_{\infty}=0,8;$   $\alpha_n=46^{\circ}$ 



Рис. 20. Положения крышки люка парашютного контейнера в процессе отделения в различные моменты времени t при  $M_{\infty} = 0.8$ ;  $\alpha_n = -14^{\circ}$ 

Анализ результатов выявил следующее:

• определяющее влияние на процесс разделения оказывает начальный угол атаки ВА, равный  $\alpha_n = \alpha_6 + \Delta \alpha$ ;

• изменение по времени аэродинамических характеристик КЛПК имеет знакопеременный периодический характер в силу вращения крышки;

неустойчивость и асимметрия течения около ВА, получаемые в расчетах на рассматриваемых режимах течения (M<sub>∞</sub> = 0,6 и 0,8; α<sub>п</sub> ≠ 0) обусловливают появление поперечной силы, моментов рыскания и крена, действующих на КЛПК, в результате чего крышка начинает совершать пространственное движение с выходом из плоскости угла атаки.

• с ростом времени и расстояния между ВА и КЛПК нарастают колебания (биения) значений коэффициентов, обусловленные турбулентностью и неустойчивостью течения в следе за ВА (см. рис. 10-15, t > 0,5 с);

• интерференция между разделяющимися ВА и КЛПК (см. рис. 1) оказывает слабое влияние на суммарные аэродинамические характеристики ВА;

• скорость относительного движения КЛПК около ВА может достигать 40...50 м/с и нарастает с увеличением числа Маха прежде всего из-за увеличения скоростного напора с 1 220 кгс/см<sup>2</sup> при  $M_{\infty} = 0.6$  до 1 620 кгс/см<sup>2</sup> при  $M_{\infty} = 0.8$ ;

• демпфирующие моменты ( $m_{x1}^{\omega x1}$ ,  $m_{y1}^{\omega y1}$ ,  $m_{z1}^{\omega z1}$ ), действующие на КЛПК, уменьшают амплитуды изменения аэродинамических характеристик по времени движения;

• время нахождения КЛПК в непосредственной близости от ВА не превышает 0,3-0,4 с для всех рассматриваемых случаев;

• увеличение усилий толкателей с 7 560 до 68 000 кгс при заданных начальных условиях оказывает слабое влияние на процесс разделения и не исключает соударения КЛПК и ВА как при  $\alpha_n = 43^\circ$ ;  $\phi_n = 0$ ;  $M_{\infty} = 0.6$ , так и при  $\alpha_n = 46^\circ$ ;  $\phi_n = 0$ ;  $M_{\infty} = 0.8$ ;

• избыточное, по сравнению с атмосферным, давление в парашютном контейнере существенно увеличивает начальную скорость движения КЛПК после срабатывания пиротолкателей, улучшая условия отделения (расчеты проведены в предположении герметичности конструкции контейнера и при давлении в контейнере, равном 1,0 кгс/см<sup>2</sup>);

• фал вытяжного парашюта меняет траекторию движения КЛПК, и его влияние целесообразно учитывать при анализе процесса разделения;

 начальный угол аэродинамического крена φ<sub>п</sub> и угловая скорость вращения аппарата вокруг продольной оси оказывают незначительное влияние, улучшая в ряде случаев условия отделения КЛПК;

 выявлены соударения КЛПК и ВА при больших углах атаки (α<sub>n</sub> > 43°), когда КЛПК находится на наветренной стороне ВА.

Проведенные исследования показывают, что для обеспечения безударного разделения КЛПК и ВА целесообразно:

1. Ограничить диапазон углов атаки  $\alpha_n$  ВА на момент начала разделения за счет уменьшения составляющей  $\Delta \alpha$ , обусловленной различного рода внешними возмущениями, до 10–15°, что позволит обеспечить безударное разделение во всех рассмотренных случаях при минимальных усилиях толкателей 7 560 кгс (для герметичного контейнера).

2. Рассмотреть вариант отделения КЛПК с разворотом относительно задней (по полету ВА) кромки крышки за счет неодинаковых по периметру крышки усилий толкателей.

3. Рассмотреть возможность разворота ВА вокруг продольной оси на угол Δφ<sub>п</sub> с целью отстрела крышки в боковом, по отношению к плоскости движения ВА, направлении.

4. Рассмотреть влияние на процесс отделения КЛПК начального давления в контейнере в случае его разгерметизации.

### Выводы

Совместное решение задачи определения аэродинамических характеристик и динамики движения разделяющихся объектов позволяет существенно повысить информативность исследований, понимание физических процессов, выявить влияние многочисленных внешних факторов на процесс разделения и предложить способы уменьшения воздействия факторов, негативно влияющих на процесс отделения КЛПК и ввод парашютной системы.

Целесообразно использовать рассмотренный подход для получения статистической информации и оценки вероятностей возникновения соударений при варьировании начальных данных и их сочетаний в широком диапазоне.

Авторы признательны К. Кузнецову за участие в проведении расчетов.

### Список литературы

1. Канатбаева Д.М., Третьяков А.В. Исследование безопасности старта БЛА из отсека вооружения пилотируемого комплекса и формирование требований к катапультному устройству // Тезисы докладов XX научно-технической конференции молодых ученых и специалистов 10–14 ноября 2014 г. РКК «Энергия». С. 25–27.

2. Система моделирования движения жидкости и газа *FlowVision*, версия 2.05.04. Руководство пользователя. М.: ООО «ТЕСИС», 2005. 1230 с.

3. Алабова Н.П., Брюханов Н.А., Дядькин А.А., Крылов А.Н., Симакова Т.В. Роль компьютерного моделирования и физического эксперимента в исследованиях аэрогазодинамики ракетно-космических систем в процессе проектирования // Космическая техника и технологии. 2014. № 3(6). С. 14–21.

4. Дядькин А.А. Аэрогазодинамика ракетнокосмического комплекса «Морской старт»// Космическая техника и технологии. 2014. № 2(5). С. 14–31.

Статья поступила в редакцию 11.12.2014 г.

#### References

1. Kanatbaeva D.M., Tret'yakov A.V. Issledovanie bezopasnosti starta BLA iz otseka vooruzheniya pilotiruemogo kompleksa i formirovanie trebovanii k katapul'tnomu ustroistvu [A study on the safe launch of a drone from the weapons bay of a manned system and generating requirements for the ejection device]. Tezisy dokladov XX nauchno-tekhnicheskoi konferentsii molodykh uchenykh i spetsialistov 10–14 November 2014, RKK «Energiya», pp. 25–27.

2. Sistema modelirovaniya dvizheniya zhidkosti i gaza FlowVision, versiya 2.05.04. Rukovodstvo pol'zovatelya [Liquid and gas motion simulation system FlowVision, version 2.05.04. User manual]. Moscow, OOO «TESIS» publ., 2005. 1230 p.

3. Alabova N.P., Bryukhanov N.A., Dyad'kin A.A., Krylov A.N., Simakova T.V. Rol' komp'yuternogo modelirovaniya i fizicheskogo eksperimenta v issledovaniyakh aerogazodinamiki raketno-kosmicheskikh sistem v protsesse proektirovaniya [Role of computer simulation and physical experiment in investigations of space rocket system aerogasdynamics throughout the designing]. Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii, 2014, no. 3(6), pp. 14–21.

4. Dyad'kin A.A. Aerogazodinamika raketno-kosmicheskogo kompleksa «Morskoi start» [Aerogasdynamics of Sea Launch rocket and space complex]. Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii, 2014, no. 2(5), pp. 14–31.

УДК 539.1.06/09.12-164

# ОПРЕДЕЛЕНИЕ ДОЗЫ И ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО СПЕКТРА НЕЙТРОНОВ ВНУТРИ И СНАРУЖИ ТКАНЕЭКВИВАЛЕНТНОГО ШАРОВОГО ФАНТОМА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПУЗЫРЬКОВЫХ ДЕТЕКТОРОВ В ЭКСПЕРИМЕНТЕ «МАТРЕШКА–Р» НА РОССИЙСКОМ СЕГМЕНТЕ МКС

© 2015 г. Хулапко С.В.<sup>1</sup>, Лягушин В.И.<sup>1</sup>, Архангельский В.В.<sup>2</sup>,

Шуршаков В.А.<sup>2</sup>, Николаев И.В.<sup>1</sup>, Смит М.<sup>3</sup>, Машрафи Р.<sup>4</sup>

<sup>1</sup> Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва (РКК «Энергия») Ул. Ленина, 4А, г. Королёв, Московская обл., Российская Федерация, 141070, *e-mail: post@rsce.ru* 

<sup>2</sup> Институт медико-биологических проблем РАН (ИМБП РАН) Хорошевское шоссе, 76А, г. Москва, Российская Федерация, 123007, *e-mail: info@imbp.ru* 

> <sup>3</sup>Баббл Текнолоджи индастриз г. Чок Ривер, Онтарио, Канада, *e-mail: smithm@bubbletech.ca*

<sup>4</sup>Технологический институт при Университете штата Онтарио г. Ошава, Онтарио, Канада, *e-mail: rachid.machrafi@uoit.ca* 

Представлены результаты измерения эквивалентной дозы и энергетического спектра нейтронов в экваториальных каналах тканеэквивалентного шарового фантома, расположенного в модуле «Рассвет» (МИМ1) Российского сегмента Международной космической станции (РС МКС). Измерения проводились в период с мая по август 2013 г. (экспедиции МКС-35/36) с помощью специально разработанной для космического эксперимента «Матрешка-Р» научной аппаратуры «Баббл-дозиметр». Проведено сравнение полученных результатов с измерениями мощности эквивалентной дозы в шаровом фантоме в период МКС-13, МКС-15. Энергетический спектр нейтронного излучения в модуле «Рассвет» обнаруживает особенности, характерные для вторичного нейтронного излучения в космическом пространстве («испарительный» и «каскадный» пики в районе энергии 0,6...2,0 МэВ и 15...50 МэВ соответственно), аналогичные полученным ранее данным измерений в других модулях МКС и на станции «Мир». Установлено, что среднесуточная мощность эквивалентной дозы нейтронного излучения в космалести и в оругих модулях МКС и на станции «Мир». Установлено, что среднесуточная мощность эквивалентной дозы нейтронного излучения в выше 15 МэВ существенно возрастает.

**Ключевые слова:** баббл-дозиметр, «Матрешка-Р», нейтронное излучение, эквивалентная доза, шаровой фантом, радиационная безопасность.

# MEASUREMENT OF NEUTRON DOSE AND ENERGY SPECTRUM INSIDE THE TISSUE-EQUIVALENT SPHERICAL PHANTOM AND ON ITS SURFACE ON THE RUSSIAN SEGMENT OF THE INTERNATIONAL SPACE STATION USING BUBBLE DETECTORS DURING MATRYOSHKA-R EXPERIMENT

Khulapko S.V.<sup>1</sup>, Lyagushin V.I.<sup>1</sup>, Arkhangelsky V.V.<sup>2</sup>, Shurshakov V.A.<sup>2</sup>,

Nikolaev I.V.<sup>1</sup>, Smith M.<sup>3</sup>, Machrafi R.<sup>4</sup>

<sup>1</sup>S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia (RSC Energia) 4A Lenin Street, Korolev, Moscow region, 141070, Russian Federation, e-mail: post@rsce.ru

<sup>2</sup>Institute of Biomedical Problems of the Russian Academy of Sciences (IMBP RAS) 76A Khoroshovskoe shosse, Moscow, Russian Federation, 123007, e-mail: info@imbp.ru <sup>3</sup>Bubble Technology Industries Chalk River, Ontario, Canada, e-mail: smithm@bubbletech.ca

<sup>4</sup>University of Ontario Institute of Technology Oshawa, Ontario, Canada, e-mail: rachid.machrafi@uoit.ca

Results of neutron dose equivalent and energy spectrum measurements inside the channels of a spherical phantom located in «Rassvet» (MRM1) module of the Russian Segment of the International Space Station (ISS) are presented. The measurements were carried out with «Bubble dosimeter» scientific equipment in the framework of «Matryoshka-R» space experiment from May to August 2013 (ISS-35/36 expeditions). Neutron energy spectrum inside «Rassvet» module is in good agreement with measurements in other ISS modules and measurements onboard «Mir» orbital station and it has similar features («evaporation» and «cascade» peaks in 0,6...2,0 MeV and 15...50 MeV energy regions). On the spherical phantom surface, neutron daily dose equivalent rate is  $154\pm13 \,\mu$ Sv/day, while inside the spherical phantom it is  $98\pm13\mu$ Sv/day, and contribution to the total neutron dose from > 15 MeV neutrons increased significantly.

*Key words:* Bubble dosimeter, Matryoshka-R, neutron radiation, dose equivalent, spherical phantom, radiation safety.



ХУЛАПКО С.В.



лягушин в.и.



АРХАНГЕЛЬСКИЙ В.В.



ШУРШАКОВ В.А.



НИКОЛАЕВ И.В.



СМИТ М.



МАШРАФИ Р.

ХУЛАПКО Сергей Владимирович — ведущий инженер РКК «Энергия», e-mail: post2@rsce.ru KHULAPKO Sergey Vladimirovich — Lead engineer at RSC Energia, e-mail: post2@rsce.ru

ЛЯГУШИН Владимир Иванович — кандидат физико-математических наук, ведущий научный сотрудник РКК «Энергия», e-mail: post2@rsce.ru

LYAGUSHIN Vladimir Ivanovich – Candidate of Science (Physics and Mathematics), Lead Research Scientist at RSC Energia, e-mail: post2@rsce.ru

АРХАНГЕЛЬСКИЙ Вадим Витальевич — главный специалист ИМБП РАН, e-mail: info@imbp.ru ARKHANGELSKY Vadim Vitalievich — Chief Specialist at IBMP RAS, e-mail: info@imbp.ru

ШУРШАКОВ Вячеслав Александрович — кандидат физико-математических наук, заведующий отделом ИМБП РАН, e-mail: info@imbp.ru

SHURSHAKOV Vyacheslav Aleksandrovich – Candidate of Science (Physics and Mathematics), Head of Department at IBMP RAS, e-mail: info@imbp.ru

НИКОЛАЕВ Игорь Викторович — заместитель начальника отдела РКК «Энергия», e-mail: igor.nikolaev@rsce.ru

NIKOLAEV Igor Viktorovich – Deputy Head of Department at RSC Energia, e-mail: igor.nikolaev@rsce.ru

СМИТ Мартин — главный научный сотрудник Баббл текнолоджи индастриз, e-mail: smithm@bubbletech.ca SMITH Martin — Ph.D., Senior Research Scientist at Bubble Technology Industries, e-mail: smithm@bubbletech.ca

МАШРАФИ Рашид — приглашенный профессор Технологического института при университете штата Онтарио, e-mail: rachid.machrafi@uoit.ca

MACHRAFI Rachid – Ph.D., Assistant Professor, The University of Ontario Institute of Technology, e-mail: rachid.machrafi@uoit.ca

# Введение

Ионизирующее излучение космического пространства обоснованно считается одним из основных факторов, представляющих угрозу организму космонавтов и ограничивающих их профессиональную деятельность при длительных полетах, как в околоземном пространстве, так и при межпланетных полетах. Традиционно выделяют три основных источника ионизирующего излучения: галактические космические лучи (ГКЛ), солнечные космические лучи (СКЛ) и радиационные пояса Земли (РПЗ). Характеристики этих источников достаточно хорошо изучены [1-3], разработаны модельные описания и расчетные программы, позволяющие с различной степенью достоверности предсказывать их состав и энергетические спектры для оценки радиационной опасности для космонавтов [4].

Дополнительным источником ионизирующего излучения, воздействующего на космонавтов, является нейтронное излучение, разделяемое на альбедное нейтронное излучение Земли [5] и вторичное нейтронное излучение (так называемые «локальные нейтроны») [6]. В ряде случаев также возможно прямое проникновение нейтронов высоких энергий, образовавшихся в окрестностях Солнца и не успевающих распасться при их движении до орбиты Земли [6].

Длительное время считалось, что вклад нейтронного излучения в общую эквивалентную дозу значительно меньше вклада частиц ГКЛ и протонов СКЛ и РПЗ. Однако в соответствии с отчетом [7] Международной Комиссии по Радиологической Защите (МКРЗ, *ICRP — International Commission on Radiological Protection*), в котором рекомендовалось увеличить коэффициент качества быстрых нейтронов, вклад от высокоэнергичных нейтронов в общую эквивалентную дозу по различным оценкам может достигать 30% и более [8–10]. По итогам международной конференции, посвященной проблемам измерения характеристик нейтронного излучения в космосе [11], был сделан ряд важных выводов:

• интерес для оценки радиационного риска представляют нейтроны в диапазоне энергии от 0,1 МэВ до, как минимум, 200 МэВ;

• на момент проведения конференции (1998 г.) в мире не было аппаратуры, способной измерять характеристики нейтронного излучения в таком энергетическом диапазоне; необходима разработка нейтронного спектрометра-дозиметра, способного определять характеристики нейтронных полей на борту космических аппаратов (КА) в вышеуказанном диапазоне.

Учитывая, что по состоянию на 2014 г. подобный прибор так и не создан, задача корректного измерения спектра нейтронного излучения в как можно более широком диапазоне энергии и последующее определение вклада нейтронов в общую эквивалентную дозу сохраняет актуальность для оценки радиационной опасности при полетах пилотируемых кораблей и орбитальных станций.

Для адекватной оценки радиационного воздействия непосредственно на организм космонавтов Международной комиссией по радиологической защите предложено использовать эффективную эквивалентную дозу [7], учитывающую с разными весовыми коэффициентами воздействие излучения непосредственно на критические органы человека. Однако, ввиду комплексного состава ионизирующих излучений и неравномерности (как пространственной, так и временной) облучения космонавтов, расчетные методы могут дать только приблизительную оценку доз в критических органах, применимую на ранних этапах проектирования пилотируемого КА. Расчетная задача усложняется, как правило, также сложной геометрией защиты обитаемого отсека и необходимостью учитывать самоэкранированность критических органов телом космонавта.

Для практической оценки радиационного воздействия на критические органы человека, которым соответствуют так называемые представительные точки, рекомендуется использовать тканеэквивалентные антропоморфные фантомы (научная аппаратура (НА) для моделирования тела человека), имеющие форму и усредненные размеры тела человека; допускается также использование упрощенных моделей цилиндрической или шаровой [12]. Согласно [12], для шарового фантома представительные точки и критические органы, которым соответствуют эти точки, представлены в табл. 1.

Таблица 1

# Расположение представительных точек в стандартизированном шаровом фантоме (внешний радиус 170 мм, радиус внутренней сферической полости 50 мм)

Орган или система человека	Расстояние от центра фантома, мм	
Кожа	169,9	
Хрусталик глаза	167	
Кроветворная система	120	
Центральная нервная система	100	
Желудочно-кишечный тракт	80	

Целью настоящей работы является определение эквивалентной дозы от нейтронного излучения внутри и на поверхности шарового фантома, размещенного внутри модуля «Рассвет» (Малый исследовательский модуль, МИМ1) PC MKC.

# Описание научной аппаратуры

Начиная с 2003 г. на борту МКС с целью исследования динамики радиационной обстановки на трассе полета и в отсеках РС МКС проводится космический эксперимент (КЭ) «Матрешка-Р». В рамках данного КЭ на МКС регулярно доставляется вновь разработанная НА для всестороннего анализа характеристик ионизирующего излучения, обновляются комплекты пассивных детекторов и расходные материалы для отработки средств защиты экипажа от этого излучения. На борту МКС находится как активная аппаратура дозиметрического контроля (НА «Люлин-5», «Тритель», «Баббл-дозиметр»), так и пассивные детекторы (НА «Комплект СПД», «Комплект фантом», «Падл детекторы»), и средства дополнительной защиты экипажа от космической радиации (укладка «Шторка защитная»). Суммарная масса научного оборудования, используемого в рамках КЭ «Матрешка-Р», порядка 100 кг.

Активная НА — «Люлин-5», «Тритель» — позволяет определять мощность поглощенной и эквивалентной дозы, а также спектр линейной передачи энергии заряженных частиц. Комплекты пассивных детекторов — «Комплект СПД», «Падл детекторы» — измеряют интегральную эквивалентную дозу в различных отсеках МКС.

Для определения эквивалентной дозы и энергетического спектра нейтронного излучения и оценки его влияния на критические органы человека используется НА «Бабблдозиметр» и «Комплект фантом» — тканеэквивалентный шаровой фантом.

Возможность использования пузырьковых детекторов для измерения характеристик нейтронных полей в космосе была подтверждена в экспериментах на орбитальной станции «Мир» и космических кораблях *Space Shuttle* [13].

Для использования в КЭ «Матрешка-Р» на борту МКС был разработан специальный комплекс НА «Баббл-дозиметр», включающий в себя набор из восьми детекторов, заполненных специальным гелем, и специальный пульт для считывания информации с этих детекторов (рис. 1, 2).



Рис. 1. Пульт научной аппаратуры «Баббл-дозиметр»: 1 — ЖК-дисплей; 2 — гнездо для детекторов; 3 — слот для карты памяти; 4 — гнездо для предохранителя; 5 — тумблер включения/ выключения; 6 — индикатор питания сети

Пульт НА «Баббл-дозиметр» позволяет автоматически идентифицировать детекторы, фиксировать время начала и окончания измерений, а также подсчитывает количество пузырьков в детекторах и интегральную эквивалентную дозу в каждом детекторе с учетом его инливилуальной чувствительности. Лицевая сторона пульта оснащена жидкокристаллическим (ЖК) сенсорным дисплеем для ввода/ вывода информации во время работы космонавтов с детекторами. Пульт «Баббл-дозиметр» также оснащен картой памяти ММС, на которую записываются результаты измерений и файлы с изображениями детекторов. По окончании каждой экспедиции карта памяти возвращается на Землю для обработки результатов.



Рис. 2. Укладка с восемью детекторами: а — детекторы в металлических чехлах; б — детекторы, подготовленные к работе; 1 — четырехзначный код детектора; 2 — крышкапоршень для активации детекторов; 3 — колба с гелем (измерительная часть); 4 — пузырьки в геле детектора

б)

Детекторы НА «Баббл-дозиметр» позволяют определять интегральную эквивалентную дозу за период экспонирования в диапазоне 60 кэВ...50 МэВ (дозиметрические детекторы), а также энергетический спектр в этом же диапазоне энергии (шесть пороговых спектрометрических детекторов) для оценки вклада в суммарную дозу нейтронов различной энергии.

Регистрация нейтронов в пузырьковых детекторах основана на принципе вынужденного образования пузырьков в геле при прохождении через этот гель ионизирующего излучения с высоким значением линейной передачи энергии. Механизм, описывающий этот процесс, известен в литературе как теория «теплового всплеска» (thermal spike). Согласно этой теории, когда частица проходит через жидкость или гель, она замедляется, и ее кинетическая энергия преобразуется в тепловую энергию, сосредоточенную в очень малом объеме, в результате чего в этой жидкости образуются локальные участки повышенной температуры, и происходит рост пузырьков. Когда эти пузырьки достигают определенной величины (некоторого критического радиуса  $r_c$ ), их рост становится необратимым и продолжается до тех пор, пока пузырьки не достигнут стабильной величины (когда давление снаружи и внутри пузырька станет одинаковым). В противном случае пузырьки «схлопываются» (рис. 3, 4).



Рис. 3. Схематическое обозначение параметров пузырька в веществе детектора научной аппаратуры «Баббл-дозиметр»:  $r_c$  — критический радиус;  $p_i$  — разница давлений внутри образовавшегося пузырька;  $p_i$  — внешнее давление на пузырек со стороны геля



Рис. 4. Процесс образования пузырьков в детекторе научной аппаратуры «Баббл-дозиметр»: 1 — излучение; 2 — зарождающийся пузырек <0,1 мкм; 3 — пузырек в процессе роста ~20...100 мкм; 4 — устойчивый пузырек ~0,1...0,6 мм

Количество энергии и критический радиус, после которого рост пузырька становится необратимым, зависят от состава вещества детекторов, а также от того, насколько температура жидкости в детекторе выше точки кипения (ее «степени перегретости»). Критический радиус  $r_c$  зависит от поверхностного натяжения геля  $\gamma(T)$ , разницы давлений внутри образовавшегося пузырька  $p_i$  и внешнего давления на пузырек со стороны геля  $p_a$  [20]:

$$r_c = \frac{2\gamma(T)}{\Delta p} - \frac{2\gamma(T)}{p_i - p_e}$$

Образование пузыря с критическим радиусом  $r_c$  произойдет только при выделении определенного количества энергии при прохождении ионизирующего излучения:

$$E_{\min} = 16\pi\gamma^{3}(\Delta p)^{2} + (1 + \frac{2}{3}\rho_{v}\frac{H}{M\Delta p}),$$

где  $\rho_v$  (кг/м<sup>3</sup>) — плотность геля в детекторе; H (Дж/моль) — молярная теплота парообразования; M (кг/моль) — молекулярный вес вещества геля.

Более подробно с составом НА «Бабблдозиметр», характеристиками детекторов и принципом регистрации нейтронов в детекторах можно ознакомиться в работах [13–19].

Для определения радиационной нагрузки на критические органы человека внутри модулей МКС был разработан шаровой фантом, выполненный из тканеэквивалентного материала с химическим составом, соответствующим ГОСТ 18622-79 [20]. Фантом был доставлен на борт МКС в 2003 г. в соответствии с программой КЭ «Матрешка-Р». Масса оснащенного фантома — 32 кг, плотность 1,1 г/см<sup>2</sup>, его внешний диаметр составляет 350 мм. Данные о составе шарового фантома представлены в табл. 2.

Подробное описание конструктивных особенностей фантома, тип и количество используемых детекторов можно найти в работах [21] и [22].

Таблица 2

### Состав шарового фантома

Элемент	Процентное соотношение, %	Отклонение от стандартного материала ( <i>ICRP</i> 60), %
Водород	8,7	-1,3
Азот	2,6	0,0
Кислород	32,2	-28,8
Углерод	56,5	+33,3

# Калибровка детекторов научной аппаратуры «Баббл-дозиметр»

Перед отправкой очередной партии детекторов на борт МКС каждый детектор подвергается калибровке на америций-бериллиевом источнике нейтронов (АmBe-источнике). Учитывая, что спектр нейтронного излучения в космосе не соответствует спектру AmBe-источника, после дополнительных расчетов [14–16] был введен корректирующий коэффициент, учитывающий чувствительность дозиметрических детекторов к реальному спектру космических нейтронов.

Для определения энергетического спектра нейтронного излучения используется матрица отклика спектрометрических детекторов НА «Баббл-дозиметр» к нейтронам различных энергий, представленная в табл. З. Для составления матрицы отклика использовались экспериментальные данные облучений на источниках моноэнергичных нейтронов (нейтронов в узком диапазоне энергии) с энергиями до 1 ГэВ [14].

Методика определения спектра заключается в следующем:

1. Вычисляется количество пузырьков ( $A_i$ ) в каждом из шести спектрометрических детекторов.

2. *А*<sub>*i*</sub> нормируется на чувствительность детектора (чувствительность для каждого детектора задается в калибровочном сертификате, поставляемом вместе с каждой новой партией детекторов):

$$\frac{A_i}{\text{чувствительность}} = R_i,$$

где  $R_i$  — стандартизированный отклик детектора на нейтроны определенной энергии.

3. Определяется коэффициент  $\sigma_{ij}$  из матрицы отклика детекторов (табл. 3), где *i* — номер детектора (*i* = 1 соответствует детектору *SBDS*-10, регистрирующему нейтроны с энергией выше 60 кэВ; *i* = 6 соответствует детектору *SBDS*-10000, регистрирующему нейтроны с энергией выше 15 МэВ); *j* — интервал энергии нейтронов.

Таблица 3

Матрица отклика спектрометрических детекторов научной аппаратуры «Баббл-дозиметр»

Тип детектора	<i>j</i> = 1 (0,060,25 МэВ)	j = 2 (0,250,6 MəB)	<i>j</i> = 3 (0,62,0 МэВ)	<i>j</i> = 4 (2,03,5 МэВ)	j = 5 (3,510 MəB)	j = 6 (1550 MəB)
SBDS-10	1,65E-05	4,00E-05	4,08E-05	4,08E-05	4,08E-05	4,08E-05
SBDS-100	0	3,00E-05	3,50E-05	4,00E-05	4,20E-05	4,20E-05
SBDS-600	0	0	2,00E-05	3,50E-05	4,20E-05	4,20E-05
SBDS-1000	0	0	0	4,00E-05	6,00E-05	1,20E-04
SBDS-2500	0	0	0	0	4,00E-05	1,10E-04
SBDS-10000	0	0	0	0	0	1,00E-04

*Примечание*. *j* – интервал энергии нейтронов.

4. Определяется флюенс нейтронов (интегральный поток за весь период измерений)  $N_i$  в каждом диапазоне энергии с использованием соответствующего значения  $\sigma_{ij}$  из матрицы отклика. Так, например, для детектора *SBDS*-10000:

 $R_6 = \sigma_{66} N_6.$ 

5. После определения  $N_6$  вычисляется флюенс нейтронов в следующем интервале энергий  $(N_5)$ :  $R_5 = \sigma_{55}N_5 + \sigma_{56}N_6$ .

Отсюда N<sub>5</sub>:

$$N_5 = \frac{R_5 - \sigma_{56}N_6}{\sigma_{55}}.$$

6. Далее действия повторяются для оставшихся диапазонов энергии:

$$R_{4} = \sigma_{44}N_{4} + \sigma_{45}N_{5} + \sigma_{46}N_{6},$$

$$N_{4} = \frac{R_{4} - \sigma_{45}N_{5} - \sigma_{46}N_{6}}{\sigma_{44}};$$

$$R_{3} = \sigma_{33}N_{3} + \sigma_{34}N_{4} + \sigma_{35}N_{5} + \sigma_{36}N_{6}$$

$$\begin{split} N_{3} &= \frac{R_{3} - \sigma_{34}N_{4} - \sigma_{35}N_{5} - \sigma_{36}N_{6}}{\sigma_{33}};\\ R_{2} &= \sigma_{22}N_{2} + \sigma_{23}N_{3} + \sigma_{24}N_{4} + \sigma_{25}N_{5} + \sigma_{26}N_{6},\\ N_{2} &= \frac{R_{2} - \sigma_{23}N_{3} - \sigma_{24}N_{4} - \sigma_{25}N_{5} - \sigma_{26}N_{6}}{\sigma_{22}};\\ R_{1} &= \sigma_{11}N_{1} + \sigma_{12}N_{2} + \sigma_{13}N_{3} + \sigma_{14}N_{4} + \sigma_{15}N_{5} + \sigma_{16}N_{6},\\ N_{1} &= \frac{R_{1} - \sigma_{12}N_{2} - \sigma_{13}N_{3} - \sigma_{14}N_{4} - \sigma_{15}N_{5} - \sigma_{16}N_{6}}{\sigma_{11}}. \end{split}$$

7. Флюенс Ф (н·см<sup>-2</sup>) во всем диапазоне энергии за время экспонирования детекторов:

$$\Phi = \sum_{1}^{6} N_{i}$$

Для определения эквивалентной дозы используются конверсионные коэффициенты «флюенс-доза» из отчета МКРЗ (*ICRP*), представленные на рис. 5.



№ 2 (9)/2015 КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА И ТЕХНОЛОГИИ

### Методика космического эксперимента

Впервые измерения эквивалентной дозы нейтронного излучения с использованием шарового фантома были проведены в период экспедиций МКС-13, МКС-15 [19]. Измерения внутри фантома проводились, когда он располагался в правой кабине служебного модуля «Звезда» РС МКС. Одновременно проводились измерения вне фантома в правой и левой каютах модуля «Звезда» и внутри модуля «Пирс» (стыковочный отсек СО1). Размещение фантома в МИМ1 в период МКС-35/36 схематически показано на рис. 6–8.



Рис. 6. Расположение шарового тканеэквивалентного фантома внутри модуля МИМ1 Российского сегмента МКС: 1 — служебный модуль; 2 — малый исследовательский модуль 2; 3 — функциональный грузовой блок; 4 — Американский сегмент МКС; 5 — малый исследовательский модуль 1; 6 — шаровой фантом: 7 — стыковочный отсек 1



Рис. 7. Расположение шарового тканеэквивалентного фантома в запанельном пространстве по левому борту модуля МИМ1 Российского сегмента МКС: • — шаровой фантом



Рис. 8. Расположение шарового фантома за панелью 206 модуля МИМ1

Методика измерений внутри фантома незначительно отличалась от методики, используемой в работе [19]. Если в работе [19] для размещения детекторов в экваториальных каналах фантома использовались пустые пеналы, сделанные из тканеэквивалентного вещества, то в данном эксперименте детекторы располагались в каналах фантома в собственных чехлах из тканевого материала номекс (рис. 9). При этом так же, как и в работе [19], одновременно с измерениями внутри фантома проводились измерения на его поверхности и вблизи фантома в запанельном пространстве модуля МИМ1.



Рис. 9. Расположение детекторов научной аппаратуры «Баббл-дозиметр» в экваториальных каналах фантома

Особо следует отметить, что для измерения энергетического спектра нейтронов внутри шарового фантома впервые использовались спектрометрические детекторы НА «Бабблдозиметр», характеристики которых представлены в табл. 4.

Измерения проходили с мая по август 2013 г. в период экспедиций МКС-35/36. За это время было проведено шесть сеансов измерений внутри шарового фантома, в каждом из которых космонавт выполнял следующие операции:

• активация детекторов;

• регистрация каждого из детекторов в считывающем устройстве (пульте) посредством помещения детектора в «гнездо» для считывания информации с штрих-кодов и фиксации времени начала экспозиции;

• размещение детекторов в экваториальных каналах фантома и на его поверхности, фотографирование;

• экспозиция детекторов в течение примерно 7 сут;

• сбор детекторов и считывание информации в пульте;

• перевод детекторов в пассивное состояние хранения до следующего сеанса КЭ.

Таблица 4

Тип детектора	SBDS-10	SBDS-100	SBDS-600	SBDS-1000	SBDS-2500	SBDS-10000
Чувствительность, пузырьков/мбэр	1,6	1,4	1,4	2,3	1,6	0,46
Пороговая энергия, МэВ, не менее	0,06	0,25	0,6	2	3,5	15

#### Характеристики спектрометрических детекторов «Баббл-дозиметр»

Описанная в статье схема измерений является типичной для КЭ с использованием пузырьковых детекторов и ранее представлена в работах по этому направлению космической дозиметрии (например, в [19]).

Информация о данных измерений по каждому из детекторов записывалась на карту памяти, которая по окончании каждой экспедиции возвращалась на Землю. Кроме того, для оперативного анализа информации данные считывались экипажем с дисплея пульта НА «Баббл-дозиметр» и передавались на Землю по каналам связи.

Учитывая, что для определения «полного» энергетического спектра нейтронов необходимы данные со всех шести спектрометрических детекторов, а свободных каналов в шаровом фантоме было всего три, измерения проводились по следующей схеме:

• в одном сеансе в фантоме размещалось три спектрометрических детектора из шести, измеряющих «нижнюю» область спектра (диапазон энергии 60...600 кэВ);

• в следующем сеансе в фантоме размещались другие три спектрометрических детектора, измеряющих «верхнюю» область спектра (600 кэВ...50 МэВ);

• по итогам двух сеансов данные объединялись для определения спектра во всем исследуемом диапазоне энергии.

При этом в некоторых сеансах внутри и на поверхности фантома располагались также интегральные дозиметрические детекторы. Интервал между сеансами не превышал 21 день, в эти периоды не проводилась коррекция орбиты МКС, а также не было отмечено возмущений радиационных условий. Все эти факторы подтверждают, что внешние условия были одинаковы за время проведения измерений внутри фантома.

#### Экспериментальные результаты

На рис. 10 и 11 представлены энергетические спектры нейтронов в экваториальных каналах шарового фантома и на его поверхности.

Для удобства сравнения полученных данных с более ранними результатами используются методы и термины (из теории замедления нейтронов), аналогичные использованным в работе [10]: «летаргический спектр» — поток нейтронов, нормированный на логарифмическую потерю энергии нейтрона в определенном энергетическом интервале, определяемом характеристиками конкретного спектрометрического детектора.

Данные на поверхности фантома (рис. 10) хорошо согласуются с данными измерений как в Американском, так и Российском сегментах МКС — отчетливо выделяются пики в энергетическом спектре в диапазонах энергии 0,6...2,0 МэВ и 15...50 МэВ, что соответствует испарительным и каскадным нейтронам, образующимся при взаимодействии первичного космического излучения с веществом защиты станции и тканеэквивалентным веществом самого шарового фантома.



Рис. 10. Энергетический спектр нейтронов на поверхности шарового фантома в модуле МИМ1 по результатам двух сеансов: — – энергетический спектр; -- – погрешность Примечание. Измерения проводились с 30.05.13 г. по 02.08.13 г. Средняя орбита МКС – 435/412 км (апогей/перигей).



Рис. 11. Энергетический спектр нейтронов внутри шарового фантома в модуле МИМ1 по результатам двух сеансов: — энергетический спектр; - - - погрешность

Примечание. Измерения проводились с 28.06.13 г. по 30.08.13 г. Средняя орбита МКС – 435/412 км (апогей/перигей). Отчетливо наблюдается «размазывание» нейтронов с энергией ~1 МэВ.

В работах [10] и [13] по измерениям в отсеках станции «Мир» и МКС было показано, что 40% и выше от полной дозы нейтронного излучения приходится на нейтроны с энергией выше 15 МэВ. Аналогичные результаты наблюдаются и в измерениях на поверхности фантома (доля нейтронов с энергией 15...50 МэВ составляет 34...56% в двух сеансах измерений).

В экваториальных каналах шарового фантома спектр нейтронов более «жесткий» — пики в диапазоне энергии ~1 МэВ «размазаны», и вклад нейтронов с энергией выше 15 МэВ существенно увеличивается и составляет уже 86...100%. Этот результат можно объяснить эффективным замедлением низкоэнергичных нейтронов на атомах водорода, входящего в состав фантома, выведением их в более низкую часть спектра (менее 60 кэВ) и поглощением в веществе фантома.

Полученные данные подтверждают опасность нейтронного излучения высоких энергий: если нейтроны с энергией порядка единиц МэВ эффективно замедляются по мере приближения к центру фантома, то нейтроны с энергией в десятки МэВ проникают в центр фантома, практически не замедляясь. Таким образом, можно сделать вывод, что из всего широкого энергетического спектра нейтронов основное поражающее воздействие на такие органы и системы человека, как кроветворная система, центральная нервная система и желудочнокишечный тракт (см. табл. 1), оказывают именно нейтроны с энергией выше 15 МэВ.

На рис. 12 представлены результаты измерения мощности дозы нейтронного излучения в период экспедиций МКС-35/36 (данные дозиметрических детекторов) и для сравнения приведены результаты, полученные в работе [19].



Рис. 12. Мощность дозы от нейтронного излучения внутри шарового фантома, на его поверхности и в запанельном пространстве модуля МИМ1 РС МКС: О — в запанельном пространстве МИМ1; □ — на поверхности фантома (МКС-35/36); • — в каналах фантома (МКС-35/36); ▲ — в каналах фантома (МКС-15); ▲ — на поверхности фантома (МКС-13)

Из данных, представленных на рис. 12, следует, что мощности дозы внутри и на поверхности фантома в период МКС-35/36 (2013 г.) были несколько выше, чем в периоды МКС-13 и МКС-15 (2006-2007 гг.). Этот факт примечателен тем, что МКС-35/36 приходилась на период возрастания солнечной активности (CA) в 24-ом цикле (среднее значение числа Вольфа *<W>* = 96), в отличие от МКС-13 и МКС-15, когда был период спада 23-го цикла СА (<W>=32). Повышенная СА, наблюдавшаяся для МКС-35/36 по сравнению с МКС-13 и МКС-15, приводит к уменьшению потоков ГКЛ в области энергий до ~0,5 ГэВ и протонов РПЗ, что, в свою очередь, должно вести к уменьшению образования вторичных нейтронов.

Однако, в связи с повышением на 40 км средней высоты орбиты МКС (в среднем с 360 км в 2006–2007 гг. до 400 км в 2013 г.) и, как следствие, увеличением потоков протонов РПЗ, следовало бы ожидать и некоторого увеличения потока вторичных нейтронов. В настоящее время однозначной зависимости между средней высотой орбиты станции, гелиофизическими параметрами и дозой от нейтронного излучения установить не удается, эта задача будет являться предметом дальнейших исследований.

Важно продолжить исследования с НА «Баббл-дозиметр» для разных фаз СА с целью увеличения статистики измерений и определения степени влияния высоты орбиты и космической погоды (гелиофизических параметров) на изменение дозы и энергетического спектра нейтронов внутри модулей МКС, в т. ч. внутри тканеэквивалентных фантомов.

# Выводы

Результаты измерений энергетического спектра и эквивалентной дозы нейтронного излучения внутри модуля МИМ1 хорошо согласуются с данными в других модулях Американского и Российского сегментов МКС.

Измерения энергетического спектра нейтронов с использованием шарового фантома показали, что из всего широкого энергетического спектра нейтронов основной вклад в эквивалентную дозу внутри фантома вносят нейтроны с энергией выше 15 МэВ, в то же время нейтроны с энергиями меньше 1 МэВ эффективно замедляются в веществе фантома.

Для определения влияния высоты орбиты, космической погоды (гео- и гелиофизических параметров) на характеристики нейтронных полей внутри модулей МКС необходимо продолжить измерения с использованием НА «Бабблдозиметр» на разных фазах солнечного цикла, в т. ч. внутри тканеэквивалентных фантомов.

Кроме того, представляет интерес проведение «чистого» эксперимента по измерению зависимости дозы от нейтронов и заряженных частиц от эффективной толщины радиационной защиты, для чего планируется организовать искусственное «радиационное убежище» (дополнительную защиту детекторов) внутри МКС, используя различные материалы, находящиеся на станции.

В рамках проведения космического эксперимента «Матрешка-Р» в работе с НА «Баббл-дозиметр» принимает участие большой коллектив ученых и инженеров из России и Канады. Авторы хотели бы выразить благодарность и признательность за помощь и сотрудничество Канадскому космическому агентству в лице заместителя директора департамента космической медицины Л. Томи.

Также авторы выражают благодарность космонавтам А.А. Мисуркину и Ф.Н. Юрчихину за качественную и квалифицированную работу

с НА «Баббл-дозиметр» и НА «Комплект фантом» в рамках программы эксперимента «Матрешка-Р», а также А.Ю. Калери, внесшему ценные замечания по конструкции НА «Шаровой фантом» и методике проведения КЭ «Матрешка-Р».

# Список литературы

1. Астрофизика космических лучей / Под ред. Гинзбурга В.Л. М.: Наука, 1984. 528 с.

2. Гинзбург В.Л. Астрофизические аспекты исследования космических лучей // Успехи физических наук. 1988. Т. 155. Вып. 2. С. 185–218.

3. Модель космоса. В 2-х т. / Под ред. Панасюка М.И. и Новикова Л.С. М.: КДУ, 2007. 2016 с.

4. INTERNATIONAL STANDARD ISO-15390. Space environment (natural and artificial) – Galactic cosmic ray model. First edition, 2004. 12 p.

5. Лягушин В.И., Юшков Б.Ю. Измерение потоков нейтронов альбедо атмосферы Земли и в Южно-атлантической магнитной аномалии на орбитальной станции // Известия РАН. Энергетика. 2011. № 3. С. 75–81.

6. Севастьянов В.Д., Тарновский Г.Б., Лягушин В.И. Измерение энергетического спектра нейтронов на орбитальной станции «Мир» // Космические исследования. 1997. Т. 35. № 2. С. 216–220.

7. ICRP Publication 60. Recommendations of the International Commission on Radiological Protection. 1991. 201 p.

8. Armstrong T.W., Colborn B.L. Predictions of secondary neutrons and their importance to radiation effects inside the International space station // Radiation Measurements. 2001. 33. P. 229–234.

9. Lyagushin V.I., Dudkin V.E., Potapov Yu. V., Sevastianov V.D. Russian measurements of neutron energy spectra on the Mir orbital station // Radiation Measurements. 2001. 33. P. 313–319.

10. Smith M.B., Akatov Yu., Andrews H.R., Arkhangelsky V., Chernykh I.V., Ing H., Khoshooniy N., Lewis B.J., Machrafi R., Nikolaev I., Romanenko R.Y., Shurshakov V.A., Thirsk R.B., Tomi L. Measurements of the neutron dose and energy spectrum on the International Space Station during expeditions ISS-16 to ISS-21 // Radiation Protection Dosimetry. 2013. 153. P. 509–533.

11. Badhwar G.D. (Ed.) Recommendations of the predictions and measurements of secondary neutrons in Space Workshop NASA / Johnson Space Center. 28–30 September 1998.

12. ГОСТ 25645.203-83. Безопасность радиационная экипажа космического аппарата в космическом полете. Модель тела человека для расчета тканевой дозы. М.: Госстандарт, 1984. 24 с. 13. Ing H. Neutron measurement using bubble detectors — terrestrial and space // Radiation Measurements. 2001. 33. P. 275–286.

14. Lewis B.J., Smith M.B., Ing H., Andrews H. R., Machrafi R., Tomi L., Matthews T. J., Veloce L., Shurshakov V., Tchernykh I. and Khoshooniy N. Review of bubble detector response characteristics and results from space. // Radiation Protection Dosimetry. 2012. 150(1). P. 1–21.

15. Green A.R., Andrews H.R. Bennett L.G.I., Clifford E.T.H., Ing H., Jonkmans G., Lewis B.J., Noulty R.A., Ough E.A. Bubble detector characterization for space radiation. // Acta Astronautica. 2005. 56. P. 949–960.

16. Green, A.R., Bennett, L.G.I., Lewis B. J., Tume P., Andrews H. R., Noulty R. A. and Ing H. Characterisation of bubble detectors for aircrew and space radiation exposure. // Radiation Protection Dosimetry. 2006. 120(1-4). P. 485-490.

17. Ing H., Noulty R.A. and McLean T.D. Bubble detectors, a maturing technology // Radiation Measurements. 1997. 27(1). P. 1–11.

18. D'Errico F. Fundamental properties of superheated drop (bubble) detectors // Radiation Protection Dosimetry. 1999. 84(1–4). P. 55–62.

19. Черных И.В., Лягушин В.И., Акатов Ю.А., Архангельский В.В., Петров В.М., Шуршаков В.А., Машрафи Р., Гарроу К., Инг Х., Смит М., Томи Л. Результаты измерения дозы нейтронов внутри Российского сегмента Международной космической станции в эксперименте «Матрешка-Р» с использованием пузырьковых детекторов // Авиакосмическая и экологическая медицина. 2010. Т. 44. № 3. С. 12–17.

20. ГОСТ 18622-79. Взаимодействие ионизирующего излучения с веществом. Химический состав тканеэквивалентного вещества. М.: Госстандарт, 1980. 5 с.

21. Акатов Ю. А., Еременко В. Г., Карцев И. С., Крылов А.В., Никаноров А.Г., Петров В.И., Поленов Б.В., Шуршаков В.А., Юдин В.Н. Шаровой фантом для исследования радиационной обстановки в космическом пространстве // Ядерные измерительно-информационные технологии. 2002. № 3. С. 67–71.

22. Карцев И. С., Акатов Ю. А., Еременко В. Г., Петров В.И., Петров В.М., Поленов Б.В., Шуршаков В.А., Юдин В.Н. Шаровой фантом для исследования радиационной обстановки в космическом пространстве. Конструктивные особенности // Ядерные измерительно-информационные технологии. 2005. № 4(16). С. 36–45.

Статья поступила в редакцию 23.01.2015 г.

### References

1. Astrofizika kosmicheskikh luchei [Cosmic ray astrophysics]. Ed. Ginzburg V.L. Moscow, Nauka publ., 1984. 528 p.

2. Ginzburg V.L. Astrofizicheskie aspekty issledovaniya kosmicheskikh luchei [Astrophysical aspects of cosmic ray studies]. Uspekhi fizicheskikh nauk, 1988, vol. 155, issue 2, pp. 185–218.

3. Model' kosmosa. V 2-kh t. [Model of Cosmos. In two volumes]. Eds. Panasyuk M.I., Novikov. L.S. Moscow, KDU publ., 2007. 2016 p.

4. INTERNATIONAL STANDARD ISO-15390. Space environment (natural and artificial) – Galactic cosmic ray model. First edition, 2004. 12 p.

5. Lyagushin V.I., Yushkov B.Yu. Izmerenie potokov neitronov al'bedo atmosfery Zemli i v Yuzhnoatlanticheskoi magnitnoi anomalii na orbital'noi stantsii [Measurement of neutron flux of Earth atmospheric albedo and in the South Atlantic Magnetic Anomaly onboard the orbital station]. Izvestiya RAN. Energetika, 2011, no. 3, pp. 75–81.

6. Sevast'yanov V.D., Tarnovskii G.B., Lyagushin V.I. Izmerenie energeticheskogo spektra neitronov na orbital'noi stantsii «Mir» [Measurements of the neutron energy spectrum onboard Mir space station]. Kosmicheskie issledovaniya, 1997, vol. 35, no. 2, pp. 216–220.

7. ICRP Publication 60. Recommendations of the International Commission on Radiological Protection. 1991. 201 p.

8. Armstrong T.W., Colborn B.L. Predictions of secondary neutrons and their importance to radiation effects inside the international space station. Radiation Measurements, 2001, 33, pp. 229–234.

9. Lyagushin V.I., Dudkin V.E., Potapov Yu. V., Sevastianov V.D. Russian measurements of neutron energy spectra on the Mir orbital station. Radiation Measurements, 2001, 33, pp. 313–319.

10. Smith M.B., Akatov Yu., Andrews H.R., Arkhangelsky V., Chernykh I.V., Ing H., Khoshooniy N., Lewis B.J., Machrafi R., Nikolaev I., Romanenko R.Y., Shurshakov V.A., Thirsk R.B., Tomi L. Measurements of the neutron dose and energy spectrum on the International Space Station during expeditions ISS-16 to ISS-21. Radiation Protection Dosimetry, 2013, 153, pp. 509–533.

11. Badhwar G.D. (Ed.) Recommendations of the predictions and measurements of secondary neutrons in Space Workshop NASA. Johnson Space Center, 28–30 September 1998.

12. GOST 25645.203-83. Bezopasnost' radiatsionnaya ekipazha kosmicheskogo apparata v kosmicheskom polete. Model' tela cheloveka dlya rascheta tkanevoi dozy [Radiation safety of a spacecraft crew in space flight. Human body model for calculating tissue dose]. Moscow, Gosstandart publ., 1984. 24 p.

13. Ing H. Neutron measurement using bubble detectors – terrestrial and space. Radiation Measurements, 2001, 33, pp. 275–286.

14. Lewis B.J., Smith M.B., Ing H., Andrews H. R., Machrafi R., Tomi L., Matthews T. J., Veloce L., Shurshakov V., Tchernykh I. and Khoshooniy N. Review of bubble detector response characteristics and results from space. Radiation Protection Dosimetry, 2012, 150(1), pp. 1–21.

15. Green A.R., Andrews H.R. Bennett L.G.I., Clifford E.T.H., Ing H., Jonkmans G., Lewis B.J., Noulty R.A., Ough E.A. Bubble detector characterization for space radiation. Acta Astronautica, 2005, 56, pp. 949–960.

16. Green, A.R., Bennett, L.G.I., Lewis B. J., Tume P., Andrews H. R., Noulty R. A. and Ing H. Characterisation of bubble detectors for aircrew and space radiation exposure. Radiation Protection Dosimetry, 2006, 120(1–4), pp. 485–490.

17. Ing H., Noulty R.A. and McLean. T.D. Bubble detectors, a maturing technology. Radiation Measurements, 1997, 27(1), pp. 1–11.

18. D'Errico F. Fundamental properties of superheated drop (bubble) detectors // Radiation Protection Dosimetry, 1999, 84(1-4), pp. 55-62.

19. Chernykh I.V., Lyagushin V.I., Akatov Yu.A., Arkhangel'skii V.V., Petrov V.M., Shurshakov V.A., Mashrafi R., Garrou K., Ing Kh., Smit M., Tomi L. Rezul'taty izmereniya dozy neitronov vnutri Rossiiskogo segmenta Mezhdunarodnoi kosmicheskoi stantsii v eksperimente «Matreshka-R» s ispol'zovaniem puzyr'kovykh detektorov [Results of measurements of neutron dosage inside the Russian Segment of the International Space Station in Matryoshka-R experiment using bubble detectors]. Aviakosmicheskaya i ekologicheskaya meditsina, 2010, vol. 44, no. 3, pp. 12–17.

20. GOST 18622-79. Vzaimodeistvie ioniziruyushchego izlucheniya s veshchestvom. Khimicheskii sostav tkaneekvivalentnogo veshchestva [Interaction of ionizing radiation with matter. Chemical composition of the tissue-equivalent material]. Moscow, Gosstandart publ., 1980. 5 p.

21. Akatov Yu. A., Eremenko V. G., Kartsev I. S., Krylov A.V., Nikanorov A.G., Petrov V.I., Polenov B.V., Shurshakov V.A., Yudin V.N. Sharovoi fantom dlya issledovaniya radiatsionnoi obstanovki v kosmicheskom prostranstve [Spherical phantom for studying radiation environment in space]. Yadernye izmeritel'no-informatsionnye tekhnologii, 2002, no. 3, pp. 67–71.

22. Kartsev I. S., Akatov Yu. A., Eremenko V. G., Petrov V.I., Petrov V.M., Polenov B.V., Shurshakov V.A., Yudin V.N. Sharovoi fantom dlya issledovaniya radiatsionnoi obstanovki v kosmicheskom prostranstve. Konstruktivnye osobennosti [Spherical phantom for studying radiation environment in space. Design features]. Yadernye izmeritel'no-informatsionnye tekhnologii, 2005, no. 4(16), pp. 36–45. УДК 629.786.064.56.001.2:620.9

# ПРОЕКТИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ ЭНЕРГОСНАБЖЕНИЯ НАУЧНО-ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО МОДУЛЯ ДЛЯ РОССИЙСКОГО СЕГМЕНТА МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ

© 2015 г. Бидеев А.Г., Семин А.Ю., Кузнецов А.В., Ахмедов М.Р.

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

На примере проектирования научно-энергетического модуля Российского сегмента Международной космической станции приведены методика и формулы расчета систем электроснабжения орбитальных космических аппаратов. Изложено обоснование состава систем электроснабжения этого модуля, описан анализ вариантов на производительность, реализуемость и технико-экономическую эффективность. Принципиальной особенностью методики является совместный учет периодического затенения солнечных батарей конструктивными элементами станции, КПД аккумуляторных батарей и аппаратуры регулирования и контроля, а также требований обеспечения теплового режима. На основании расчета принято решение о выборе типа аккумуляторных батарей, обеспечивающего наименьшие суммарные затраты. Методика применима при проектировании орбитальных космических аппаратов с системой электроснабжения на основе солнечных батарей и представляет сведения, полезные при определении состава и технических параметров этой системы.

**Ключевые слова:** система электроснабжения, солнечные батареи, аккумуляторные батареи, фотоэлектрические преобразователи.

# DESIGNING A POWER SUPPLY SYSTEM OF THE SCIENCE AND POWER MODULE FOR THE INTERNATIONAL SPACE STATION RUSSIAN SEGMENT

# Bideev A.G, Semin A.Yu., Kuznetsov A.V., Akhmedov M.R.

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

Taking the design of the Science and Power Module of the Russian Segment of the International Space Station as an example, the paper provides a procedure and calculation formulas for the Power Supply Systems (PSS) of orbital spacecraft. It provides a rationale for the Science and Power Module PSS configuration, and describes an analysis of performance, feasibility and cost trade-offs. The hallmark of the procedure is the simultaneous consideration of periodic shadowings of solar arrays by structural elements of the station, of the efficiency of storage batteries and monitoring and control automatics, as well as requirements for maintaining thermal conditions. Based on the calculations, the decision was made to select the type of storage batteries which assures the least total costs. The procedure is applicable to the design of orbital spacecraft with a power supply system based on solar arrays and provides information which is useful in determining the configuration and engineering parameters of a PSS.

Key words: Power Supply System, solar arrays, storage batteries, photoelectric converters.













КУЗНЕЦОВ А.В.

АХМЕДОВ М.Р.

БИДЕЕВ Алексей Геннадьевич — кандидат технических наук, начальник отделения РКК «Энергия», e-mail: alexey.bideev@rsce.ru

BIDEEV Alexey Gennad'evich – Candidate of Science (Engineering), Head of Division at RSC Energia, e-mail: alexey.bideev@rsce.ru

СЕМИН Андрей Юрьевич — начальник отдела РКК «Энергия», e-mail: post@rsce.ru SEMIN Andrey Yur'evich — Head of Department at RSC Energia, e-mail: post@rsce.ru

КУЗНЕЦОВ Андрей Владимирович — начальник сектора РКК «Энергия», e-mail: post@rsce.ru KUZNETSOV Andrey Vladimirovich — Head of Subdepartment at RSC Energia, e-mail: post@rsce.ru

AXMEДOB Муслим Ринатович — аспирант, ведущий инженер РКК «Энергия», e-mail: post@rsce.ru AKHMEDOV Muslim Rinatovich — Postgraduate, Lead engineer at RSC Energia, e-mail: post@rsce.ru

В настоящее время РКК «Энергия» ведется разработка научно-энергетического модуля (НЭМ) для Российского сегмента Международной космической станции (РС МКС) [1]. Как следует из названия, основными задачами модуля являются проведение научных исследований и обеспечение Российского сегмента электроэнергией. РС МКС по первоначальному проекту должен был иметь специальный энергообеспечивающий модуль - научно-энергетическую платформу. Однако из-за недостатка финансирования его постройка была прекращена, и поставщиком недостающей электроэнергии для РС МКС стали солнечные батареи (СБ) Американского сегмента МКС. Последующее развитие РС, деградация американских СБ и отказ американской стороны предоставлять необходимое количество электроэнергии, начиная с 2017-2018 гг., вновь заставили поднять вопрос об энергетической независимости РС МКС.

# Основные требования к НЭМ и ограничения параметров

НЭМ представляет собой изделие стартовой массой свыше 20 т, выводимое на орбиту ракетой-носителем «Протон» (рис. 1). В его составе — герметичный и негерметичный корпуса, системы и средства для обеспечения управления, связи, телеметрического контроля, жизнедеятельности и безопасности экипажа, теплового режима, орбитального маневрирования, стыковки и перестыковки, технического обслуживания, ремонта, а также для установки, функционирования и замены научной аппаратуры. Основу системы энергоснабжения (СЭС) модуля составляют СБ, аккумуляторы и аппаратура регулирования и контроля (АРК). Дополнительная потребность РС МКС в электроэнергии согласно расчету, основанному на опыте эксплуатации сегмента и на программе научно-прикладных исследований, предполагаемый период существования в МКС составит не более 18 кВт. Такую мощность в среднем за год должна обеспечить СЭС НЭМ в начале эксплуатации.



Рис. 1. Научно-энергетический модуль: 1 — механизм поворота солнечных батарей; 2 – солнечные батареи; 3 — корпус негерметичный; 4 — корпус герметичный; 5 — стыковочный агрегат

Стыковать НЭМ предполагается к боковому порту узлового модуля (УМ, рис. 2). Данное направление развития РС МКС — многоцелевой лабораторный модуль (МЛМ), далее УМ и НЭМ — выбрано как имеющее преимущества в перспективе, поскольку эти модули смогут продолжить полет в качестве перспективной российской орбитальной станции, когда срок службы всех остальных модулей МКС истечет.



Рис. 2. Международная космическая станция (МКС), включая научно-энергетический модуль: 1 — Американский сегмент МКС (АС МКС); 2 — радиаторы АС МКС; 3 — солнечные батареи АС МКС; 4 — функционально-грузовой блок «Заря»; 5 — малый исследовательский модуль № 1 «Рассвет»; 6, 11 — транспортный пилотируемый корабль «Союз»; 7 — научно-энергетический модуль; 8 — узловой модуль «Причал»; 9 — многоцелевой лабораторный модуль «Наука»; 10 — служебный модуль «Звезда»; 12 — малый исследовательский модуль № 2 «Пирс»; 13 — транспортный грузовой корабль «Прогресс»

Однако, СБ НЭМ в составе МКС будут периодически затеняться элементами конструкции Американского сегмента, поэтому их размеры должны быть максимальными с учетом следующих конструктивных ограничений.

Во-первых, габариты СБ НЭМ ограничены положением СБ и радиаторов Американского сегмента, а также батарей МЛМ, поэтому СБ НЭМ должны находиться в пределах отведенной для них зоны безопасности (рис. 3).

Во-вторых, в сложенном состоянии СБ НЭМ должны помещаться в выделенном пространстве под обтекателем ракеты-носителя (рис. 4). В результате поиска оптимальной компоновки под обечайкой опорного отсека космической головной части удалось разместить СБ площадью 203,5 м<sup>2</sup>. Для сравнения, это в 2–3 раза больше, чем у служебного модуля (СМ) и МЛМ, доставленных на орбиту аналогичной ракетой. Следует отметить, что объем гермоотсека модуля при этом почти не сократился: как видно на рис. 5, по данному параметру НЭМ почти не уступает СМ, но заметно превосходит МЛМ.



Рис. 3. Ограничение габаритов солнечных батарей научноэнергетического модуля (НЭМ) в составе Международной космической станции (МКС): 1 — служебный модуль «Звезда»; 2 — зона ометания радиатора Американского сегмента МКС (АС МКС); 3 — солнечные батареи АС МКС; 4 — зона безопасности солнечных батарей НЭМ; 5 — солнечные батареи НЭМ; 6 — НЭМ; 7 — узловой модуль «Причал»; 8 — многоцелевой лабораторный модуль «Наука»



Рис. 4. Солнечные батареи научно-энергетического модуля в сложенном виде: 1 — герметичный отсек; 2 — негерметичный отсек; 3 — солнечные батареи; 4 — опорный отсек космической головной части (КГЧ); 5 — головной обтекатель КГЧ



Рис. 5. Сравнение компоновочных решений служебного модуля (СМ), многоцелевого лабораторного модуля (МЛМ) и научноэнергетического модуля (НЭМ): — герметичные отсеки; негерметичный отсек; — зоны размещения солнечных батарей (СБ)

### Определение производительности СЭС с фотоэлектрическими преобразователями на основе оксида кремния

Современные технологии предлагают два основных варианта исполнения СБ — с фотоэлектрическими преобразователями (ФЭП) на основе оксида кремния и на основе арсенида галлия [2–6]. В качестве исходного был рассмотрен вариант с оксид-кремниевыми фотопреобразователями, менее производительный, но существенно более дешевый. Теоретическая выходная электрическая мощность СБ рассчитывается по формуле

$$W_{\rm CB}^{\rm reop} = E_0 S \eta_{\Phi \ni \Pi},$$

где  $E_0$  — энергия солнечного излучения на единицу площади; S — площадь СБ;  $\eta_{\Phi \ni \Pi}$  — КПД ФЭП. На среднем расстоянии Земли от Солнца  $E_0 = 1.367$  Вт/м<sup>2</sup>. Площадь СБ НЭМ  $S = 203,5 \text{ м}^2$ , КПД ФЭП на основе оксида кремния  $\eta_{\Phi \ni \Pi} = 0,16$ . Отсюда теоретическая выходная электрическая мощность СБ  $W_{CB}^{\text{теор}}$  должна составлять не менее 44,5 кВт.

На практике неизбежны потери, которые можно разделить на две группы: из-за конструктивных факторов (неплотного расположения ФЭП, несогласованности генерируемых токов, электрического сопротивления цепей) и из-за летных факторов (повышения температуры СБ при длительной ориентации на Солнце и неточности ориентации). Все они должны быть учтены умножением теоретической мощности на соответствующие коэффициенты, которые определяются расчетным путем или экспериментально. Коэффициенты потерь каждого вида, найденные применительно к СБ НЭМ, после перемножения дают в результате  $k_{\text{конс}} = 0,784$ ;  $k_{\text{летн}} = 0,876$  (из-за конструктивных и летных факторов, соответственно). С их учетом от СБ НЭМ в действительности можно ожидать моментальной мощности  $W_{\text{СБ}}^0$  не менее 30,6 кВт.

При эксплуатации изделия основной интерес представляют усредненные по времени величины мощности. Они, как правило, ниже моментальной из-за периодического затенения СБ Землей и элементами МКС и могут быть получены умножением на соответствующий коэффициент  $\bar{k}_{oce}$ :

$$\overline{W}_{\rm CB} = W^0_{\rm CB} \,\overline{k}_{\rm ocs}.\tag{1}$$

Используем значение среднегодового коэффициента потери мощности  $\bar{k}_{\rm ocb} = 0,486$ , расчет которого приведен ниже (5). С учетом всех вышеуказанных факторов выходная мощность СБ НЭМ в среднем за год  $\bar{W}_{\rm CB} = 14,9$  кВт.

На пути от СБ к конечным потребителям существенные потери энергии происходят при ее преобразовании в аккумуляторах, предназначенных для компенсации периодических перерывов поступления электричества из-за затенения СБ. Потери имеются также в АРК. Все они зависят преимущественно от типа аккумуляторов, поэтому выбор последних также должен стать предметом оптимизации. На данном этапе расчета потери учитываются умножением на среднегодовой коэффициент  $\vec{k}_{CЭС} = 0,889$  в предположении, что будут использованы аккумуляторы с КПД, равным 0,8 (расчет коэффициента приведен ниже (4)). Вычисляем среднегодовую мощность СЭС по формуле:

$$\overline{W}_{C \ni C} = \overline{W}_{C \bowtie} \overline{k}_{C \ni C}.$$
 (2)

Отсюда среднегодовая мощность СЭС  $\overline{W}_{C \ni C} = 13,2 \text{ кВт.}$  Очевидно, что в варианте с оксид-кремниевыми фотопреобразователями требование к производительности системы не выполняется. Необходимо использовать резерв, который может дать выбор других ФЭП и аккумуляторных батарей (АБ).

# Выбор типа фотоэлектрических преобразователей

Использование более современных фотопреобразователей на основе арсенида галлия с КПД, равным 0,285, позволит значительно увеличить мощность системы при заданных ограничениях габаритов СБ. Рассчитанные вновь по приведенным выше формулам (1) и (2) величины мощности СБ (теоретическая, действительная моментальная и среднегодовая) составят:

$$W_{\rm CE}^{
m reop} = 79.3 \ {
m kBr};$$
  
 $W_{\rm CE}^{0} = 54.5 \ {
m kBr};$   
 $\overline{W}_{\rm CE} = 26.5 \ {
m kBr}.$ 

Среднегодовая мощность системы энергоснабжения  $\overline{W}_{C \ni C}$  будет равна 24,5 кВт. Этого достаточно, чтобы выполнить требование к СЭС по производительности. Однако необходимо принять во внимание следующее:

1. При получении величины среднегодовой мощности  $\overline{W}_{\text{сэс}}$  было сделано предварительное допущение, что КПД АБ равен 0,8, а выбор их конкретного типа может это значение изменить.

2. Требуется провести уточненный расчет производительности СЭС, учитывающий ее совместимость со средствами обеспечения температурного режима, эффект частичного затенения СБ, а также деградацию ФЭП из-за ионизирующих излучений и повреждений микрометеороидами.

## Выбор типа аккумуляторных батарей

Выбор АБ является сложной задачей: при этом существенно затрагиваются такие характеристики модуля, как масса, ресурс, требования по эксплуатации и обслуживанию, тепловой режим и, в конечном итоге, стоимость. Наилучшее решение было найдено путем комплексного анализа, в котором критериями стали:

- допустимая мощность нагрузки;
- pecypc;
- необходимость и возможность замены;

 потребный грузопоток по доставке расходуемых элементов;

 способы размещения и обеспечения теплового режима;

• стоимость изготовления и эксплуатации аккумуляторов.

Были проработаны варианты СЭС на базе литий-ионных аккумуляторных батарей (ЛИАБ) и никель-водородных аккумуляторных батарей (НВАБ) двух разных производителей. Основные характеристики батарей представлены в табл. 1.

Энергия СБ поступает на шину СЭС и в АБ, а на теневом участке орбиты заряд АБ расходуется. Таким образом, количество циклов заряд-разряд, на которые способны АБ, определяет их ресурс, который для ЛИАБ в составе НЭМ составляет 3,5 года, а для НВАБ — 15 лет.

Количество АБ, необходимое для работы СЭС, определяется их емкостью, а также мощностью при разряде, так как кроме сохранения энергии они должны обеспечить достаточно быструю ее выдачу потребителям.

## Таблица 1

# Технические характеристики аккумуляторных батарей

Характеристика	ЛИАБ	НВАБ
Электроемкость, А·ч, не менее	49,5	36
Средняя мощность при разряде, Вт	2 2002 500	2 2002 500
Масса (с блоком электроники), кг, не более	45	65
КПД по энергии в цикле заряд-разряд, %, не менее	97	80
Тепловыделение одной батареи, Вт	27	220
Количество циклов с глубиной разряда 40%	20 000	83 000

*Примечание*. ЛИАБ — литий-ионные аккумуляторные батареи; НВАБ — никель-водородные аккумуляторные батареи.

Другими словами, общая мощность АБ при разряде должна быть не меньше максимально допустимой средневитковой нагрузки на СЭС. Анализ показал, что последний фактор в случае НЭМ является определяющим.

Допустимая мощность нагрузки на шине СЭС в среднем за виток с учетом потерь энергии из-за затенения СБ и преобразования в аккумуляторах вычисляется по формуле:

$$P_{\rm H} = W_{\rm CB}^0 k_{\rm C \Im C} k_{\rm ocB}, \qquad (3)$$

где  $W_{\rm Cb}^0$  — вычисленная ранее моментальная производительность CБ, полностью освещенных Солнцем (54,5 кВт);  $k_{\rm CЭС}$  — коэффициент, учитывающий потери энергии при ее преобразовании в СЭС (в АБ и АРК) в среднем за виток;  $k_{\rm осв}$  — коэффициент, учитывающий потери энергии от затенения CБ Землей и элементами МКС, также в среднем за виток.

Коэффициенты  $k_{C \ni C}$  и  $k_{oce}$  зависят от даты полета, а именно, от угла между плоскостью орбиты МКС и направлением на Солнце (угла склонения Солнца  $\beta$ ), который меняется со временем (рис. 6).



Рис. 6. Примерный вид изменения угла склонения Солнца в течение года

Указанные коэффициенты — средневитковые. Среднегодовые коэффициенты  $\bar{k}_{C \to C}$  и  $\bar{k}_{oce}$ получаются осреднением средневитковых за один год (период *T*):

$$\overline{k}_{C \ni C} = \frac{1}{T} \int_{0}^{T} k_{C \ni C}(\beta(t)) dt; \qquad (4)$$

$$\overline{k}_{\text{\tiny OCB}} = \frac{1}{T} \int_{0}^{T} k_{\text{\tiny OCB}}(\beta(t)) dt.$$
 (5)

Коэффициент  $k_{C \ni C}$  вычисляется, исходя из КПД регулятора тока  $\eta_{PT}$ , КПД аккумуляторных батарей  $\eta_{AF}$  и КПД АРК в канале заряд-разряд  $\eta_{3P}$ :

$$k_{\rm CƏC} = \eta_{\rm PT} \frac{\eta}{1 - (1 - \eta)\tau_{\rm off}},\tag{6}$$

где  $\eta = \eta_{AB} \eta_{3P}$ .

Формула (6) принимает во внимание, что интенсивность использования аккумуляторов и APK зависит от относительной длительности освещенного участка орбиты  $\tau_{orn}$ , которая, в свою очередь, определяется углом склонения Солнца β. В итоге коэффициент  $k_{c \ni c}$  зависит от угла β, как это показано на рис. 7. Видно, что в широком интервале углов β потери энергии в СЭС меняются мало, но резко сокращаются, если β приближается к ±75°. Это отражает тот факт, что когда орбита станции полностью освещена Солнцем, аккумуляторы не используются.



Рис. 7. Зависимость средневиткового коэффициента потерь энергии k<sub>сэс</sub> в аккумуляторных батареях и аппаратуре регулирования и контроля от угла склонения Солнца β: — – литийионные аккумуляторные батареи; — – никель-водородные аккумуляторные батареи

Еще более существенно угол склонения Солнца  $\beta$  влияет на условия затенения СБ НЭМ Землей и элементами МКС. На рис. 8 представлена зависимость коэффициента  $k_{oce}$ от угла  $\beta$ , полученная специальным расчетом с использованием трехмерной компьютерной модели МКС (предоставлена центром математического моделирования главной оперативной группы управления ЦУП).

Результаты расчета допустимой средневитковой мощности нагрузки на шину СЭС приведены в табл. 2 и на рис. 9. Расчет сделан для случаев применения АБ каждого из рассмотренных типов, что показывает некоторое преимущество ЛИАБ перед НВАБ, если критерием выбора является производительность СЭС.



Рис. 8. Коэффициент  $k_{_{ocs}}$ , учитывающий потери энергии от затенения солнечных батарей Землей и элементами МКС, в среднем за виток в зависимости от угла склонения Солнца β

Таблица 2

Допустимая средневитковая мощность нагрузки на систему энергоснабжения (СЭС)

Угол склонения	Допустимая средневитковая мощность нагрузки на СЭС, кВт			
Солнца р,	ЛИАБ	НВАБ		
-75	46,63	46,63		
-60	30,12	28,44		
-45	19,52	18,13		
-30	21,34	19,71		
-15	25,52	23,50		
0	28,68	26,38		
15	26,56	24,45		
30	26,55	24,52		
45	25,02	23,24		
60	23,28	21,98		
75	37,53	37,53		

*Примечание*. ЛИАБ — литий-ионные аккумуляторные батареи; НВАБ — никель-водородные аккумуляторные батареи.



Рис. 9. Допустимая средневитковая мощность нагрузки на систему энергоснабжения в зависимости от угла склонения Солнца β: — – литий-ионные аккумуляторные батареи; — – никель-водородные аккумуляторные батареи

Полученные результаты позволяют сделать вывод, что для сохранения энергии, поступающей от СБ на освещенной части орбиты, достаточно 12 АБ первого или второго типа, поскольку такой комплект способен разряжаться с мощностью 26,4...30,0 кВт. Когда угол склонения Солнца  $\beta$  по модулю больше 60°, средневитковая производительность СБ возрастает, и допустимая средневитковая мощность нагрузки на СЭС становится выше указанных значений. Однако это не требует увеличения количества АБ, так как последние ввиду сокращения теневого участка орбиты используются менее интенсивно, а при  $\beta \approx \pm 75^\circ$  не используются вообще.

Среднегодовую производительность СЭС можно найти как используя формулы (1), (2), (4), (5), так и непосредственно интегрируя допустимую средневитковую мощность по интервалу времени в один год T:

$$\overline{W}_{C \ni C} = \frac{1}{T} \int_{0}^{T} P_{H}(\beta(t)) dt, \qquad (7)$$

где  $P_{\rm H}(\beta)$  — допустимая средневитковая мощность нагрузки на СЭС в зависимости от угла склонения Солнца  $\beta$ .

Таким образом, среднегодовая производительность СЭС составляет 26,3 кВт для СЭС на основе ЛИАБ и 24,5 кВт — на основе НВАБ.

# Сравнение АБ по техническим характеристикам

После расчета влияния КПД аккумуляторов на производительность СЭС необходимо произвести их сравнение по другим техническим характеристикам. Качественным различием батарей является способ размещения. ЛИАБ, со сравнительно коротким ресурсом, для удешевления обслуживания и замены целесообразно устанавливать в гермоотсеке, для чего необходимо примерно 1,0 м<sup>3</sup> внутреннего пространства. Их максимальное тепловыделение составит 820 Вт, а средневитковое - 330 Вт, и тепловой режим можно обеспечить как установкой на термоплаты, так и штатными средствами вентиляции. НВАБ по требованиям безопасности (высокое давление внутри баллонов) допустимо размещать только в негерметичной части модуля. С одной стороны, это становится преимуществом, поскольку батареи не занимают места в гермоотсеке и, благодаря длительному ресурсу, не требуют обслуживания. С другой стороны, их тепловой режим обеспечивается только установкой на термоплаты, общая масса которых составит примерно 240 кг. Кроме того, НВАБ имеет большее тепловыделение — максимально 6 600 Вт, а в среднем за виток — 2 640 Вт.

Технические характеристики комплектов аккумуляторных батарей приведены в табл. 3.

### Таблица 3

# Технические характеристики комплектов аккумуляторных батарей

Характеристика комплекта из 12 аккумуляторных батарей	ЛИАБ	НВАБ
Обеспечиваемая среднегодовая производительность СЭС, кВт	26,3	24,5
Масса, кг	540	780
Масса дополнительного оборудования (термоплат), кг	_	240
Тепловыделение в среднем за виток, Вт	330	2 640
Ресурс, лет	3,5	15
Количество плановых замен в течение 15 лет полета НЭМ	3	_
Трудоемкость плановых замен, чел. ч	54	_
Плановый грузопоток, кг	1 620	_
Объем, занимаемый в гермоотсеке, м <sup>3</sup>	1,0	_
Средство обеспечения теплового режима	Обдув или термоплаты	Термоплаты
Способ замены	ВнуКД	Не требуется

*Примечание*. ЛИАБ — литий-ионные аккумуляторные батареи; НВАБ — никель-водородные аккумуляторные батареи; ВнуКД — внутрикорабельная деятельность.

Очевидно, что ЛИАБ обеспечивают более высокую производительность СЭС и мощность нагрузки, при этом имеют меньшую массу и тепловыделение. Однако из-за малого ресурса они потребуют трех плановых замен и доставки сменных комплектов значительной массы в течение 15 лет полета модуля.

# Технико-экономический анализ СЭС на основе ЛИАБ и НВАБ

Неоднозначность результата сравнения ЛИАБ и НВАБ по техническим характеристикам может быть преодолена путем техникоэкономической оценки вариантов с определением суммарных затрат на разработку, изготовление и обеспечение работы АБ. Результаты такой оценки приведены в табл. 4.

При оценке использованы установленные Роскосмосом тарифные стоимости доставки и хранения грузов на РС МКС и работы экипажа. С их учетом становится очевидной экономическая целесообразность использования НВАБ, несмотря на то, что они уступают ЛИАБ по техническим характеристикам. И поскольку в обоих вариантах производительность СЭС соответствует заданной, то более значимым становится сравнение не технических характеристик, а эксплуатационных.

#### Таблица 4

Технико-экономическая оценка разработки, изготовления и эксплуатации аккумуляторных батарей

	Финансовые		
Статья расходов	затраты, тыс. руб.		
	ЛИАБ	НВАБ	
Разработка и изготовление комплекта АБ, в т. ч. сменных	231 500	206 200	
Обеспечение функционирования, в т.ч.:	1 279 476	4 800	
– доставка сменных комплектов	1 146 960	_	
– работа экипажа по замене АБ	132 516	_	
– разработка и изготовление термоплат	_	4 800	
Обеспечение конструктивных особенностей, в т. ч.:	1 350 000	339 840	
– доставка разницы массы в составе НЭМ	—	339 840	
– использование пространства гермоотсека	1 350 000	_	
Итого	2 860 976	550 840	

*Примечание*. ЛИАБ — литий-ионные аккумуляторные батареи; НВАБ — никель-водородные аккумуляторные батареи; НЭМ — научно-энергетический модуль.

# Сравнение эксплуатационных характеристик ЛИАБ и НВАБ

Результаты анализа выбора АБ по всем рассмотренным выше характеристикам показаны в табл. 5, причем лучшие показатели выделены цветом.

Inoninga J	Таблица	5
------------	---------	---

# Сравнительные характеристики аккумуляторных батарей

Характеристика	ЛИАБ	НВАБ
1. Технические характеристики:		
<ul> <li>обеспечиваемая среднегодовая производительность СЭС, кВт</li> </ul>	26,3	24,5
• масса комплекта АБ, кг	540	780
• масса доп. оборудования, кг	_	240
• тепловыделение, Вт	330	2 640
• ресурс, лет	3,5	15
• количество плановых замен	3	_
• трудоемкость замен, чел. ч	54	—
• плановый грузопоток, кг	1 620	_
• способ размещения	Внутри гермоотсека	Вне гермоотсека
• объем внутри гермоотсека, м <sup>3</sup>	1,0	—
<ul> <li>способ обеспечения теплового режима</li> </ul>	Обдув или термоплаты	Термоплаты
2. Стоимость, тыс. руб., в т.ч.:	2 860 976	550 840
• разработка и изготовление	231 500	206 200
• обеспечение функционирования	1 279 476	4 800
<ul> <li>обеспечение конструктивных особенностей</li> </ul>	1 350 000	339 840

*Примечание*. ЛИАБ — литий-ионные аккумуляторные батареи; НВАБ — никель-водородные аккумуляторные батареи; СЭС — система электроснабжения.

Комплексный сравнительный анализ рассмотренных вариантов заставляет отдать предпочтение НВАБ, так как они требуют существенно меньших суммарных затрат.

# Определение производительности СЭС НЭМ с учетом обеспечения теплового режима

После того, как состав СЭС НЭМ определен, вычисленная с помощью формул (1), (2), (4), (5), (7) среднегодовая выходная мощность системы составит 24,5 кВт. Однако и эта величина требует уточнения, поскольку вся энергия, вырабатываемая системой, как полезная, так и побочная, в итоге превращается в тепловую, а возможности средств обеспечения теплового режима (СОТР), сбрасывающих эту энергию в космос, ограничены.

Согласно приведенным выше данным, допустимая средневитковая полезная мощность, выдаваемая СЭС, составляет 17,7...46,6 кВт. Кроме того, потери энергии в самой системе (регуляторе тока, АБ и АРК) приводят к выделению тепловой мошности 1.0...7.5 кВт в среднем за виток. Даже за вычетом электроэнергии, которую НЭМ поставляет в другие модули РС МКС (не менее 12 кВт), на СОТР НЭМ ложится общая тепловая нагрузка мощностью 6,7...42,1 кВт в среднем за виток. И поскольку СОТР рассчитаны на средневитковую нагрузку не более 12 кВт, в отдельные дни выходную мощность СЭС придется ограничивать, например, отворачивая СБ от прямых солнечных лучей. В связи с этим коэффициент  $k_{\text{осв}}$ , учитывающий потери энергии от затенения СБ (см. рис. 8), будет выглядеть иначе, и, следовательно, допустимая мощность нагрузки и ее среднегодовое значение должны быть откорректированы.

За основу учета ограничений на мощность СЭС, связанных с производительностью СОТР, возьмем неравенство, согласно которому мощность теплового потока, выделяемого приборами и оборудованием НЭМ в среднем за виток, не должна превышать возможностей СОТР по отведению тепла:

$$W_{\text{полезн}} + W_{\text{побоч}} - W_{\text{PC MKC}} \leq P_{\text{COTP}},$$
 (8)

где  $W_{\text{полезн}}$  — полезная мощность, вырабатываемая СЭС НЭМ;  $W_{\text{побоч}}$  — побочный поток тепловой энергии, выделяемый оборудованием СЭС;  $W_{\text{PC MKC}}$  — электрическая мощность, поставляемая от СЭС НЭМ в другие модули РС МКС (12 кВт);  $P_{\text{СОТР}}$  — максимально допустимая тепловая нагрузка на СОТР НЭМ (12 кВт).

Полезная и побочная мощности СЭС в сумме равны электрической мощности, которую производят СБ с учетом их периодического затенения:

 $W_{\text{полезн}} + W_{\text{побоч}} = W_{\text{CE}}^0 k_{\text{осв}}.$ 

Неравенство (8) преобразуется к виду:

$$k_{\rm ocb} \leqslant \frac{W_{\rm PC MKC} + P_{\rm COTP}}{W_{\rm CD}^0}$$

Отсюда получаем, что коэффициент  $k_{ocb}$  не должен превышать 0,441. Это и есть ограничение, обязывающее в отдельные дни эксплуатации НЭМ снижать мощность СБ так, чтобы не перегружать СОТР. Обозначим предельное значение коэффициента как  $k_{ocb}^{COTP}$  и нанесем его на график  $k_{ocb}$  (β) (рис. 10).



Рис. 10. Допустимые значения коэффициента потерь энергии от затенения солнечных батарей в зависимости от угла склонения Солнца: — – без учета ограничений средств обеспечения теплового режима (СОТР); — – с учетом ограничений СОТР

Коэффициент  $k_{\text{осв}}$  не должен быть больше значений, окаймляющих два графика снизу и отмеченных жирной линией. Рассчитанные вновь по формуле (3) значения допустимой средневитковой мощности нагрузки на СЭС с учетом ограничений со стороны СОТР приведены в табл. 6 и на рис. 11.

Таблица 6

# Допустимая средневитковая мощность нагрузки на СЭС

Угол склонения Солнца β, °	Средневитковая мощность нагрузки на СЭС, кВт	
	Без учета ограничений СОТР	С учетом ограничений СОТР
-75	46,63	23,52
-60	28,44	21,72
-45	18,13	18,13
-30	19,71	19,71
-15	23,50	20,97
0	26,38	20,94
15	24,45	20,97
30	24,52	21,05
45	23,24	21,24
60	21,98	21,72
75	37,53	23,52

*Примечание*. СЭС — система энергоснабжения; СОТР — средства обеспечения теплового режима.



Рис. 11. Допустимая средневитковая мощность нагрузки на систему энергоснабжения без учета (**—**) и с учетом (**—**) ограничений средств обеспечения теплового режима

Из полученных результатов видно, что для обеспечения необходимой средневитковой мощности нагрузки на шине СЭС достаточно 10 АБ с выходной мощностью каждой не менее 2 200 Вт. В комплекте из 12 батарей в этом случае две могут представлять собой горячий резерв.

Вычисленная по формуле (7) среднегодовая производительность СЭС  $\overline{W}_{\text{СЭС}}$  составит не менее 20,9 кВт.

## Учет эффекта частичного затенения и деградации СБ

Полученные данные не учитывали специфики работы СБ при их частичном затенении элементами МКС. СБ вырабатывают мощность, не пропорциональную площади освещенной части, что объясняется способом электрического соединения их фотоэлементов [7]. В качестве примера на рис. 12 показан возможный вид затенения панелей НЭМ, и отмечены красным цветом те ФЭП, которые при этом могут не давать тока в общую цепь.



Рис. 12. Вариант частичного затенения солнечных батарей и одной из панелей солнечных батарей (затененные фотоэлементы выделены черным цветом, неработающие — красным)
Точный расчет снижения производительности СБ при частичном затенении представляет отдельную, сложную задачу: при этом должны быть учтены многообразие форм тени, которые возникают на поверхности СБ, продолжительность пребывания в тени, а также схема электрического соединения ФЭП и параметры входящих в цепь элементов. В связи с трудоемкостью подобного расчета была выполнена предельная оценка, основанная на предположениях, что частичное затенение наблюдается в течение всего полета по освещенной части орбиты, а форма тени такова, что дополнительно обесточивается максимальное количество ФЭП. Оценка показывает, что соответствующие потери выходной мощности СЭС НЭМ при полете в составе МКС составят не более 10% в среднем за год. С учетом этого итоговая среднегодовая производительность СЭС  $\overline{W}_{CPC}$  в начале эксплуатации будет не менее 18,8 кВт.

Также следует отметить, что все указанные выше характеристики СЭС рассчитаны для момента начала эксплуатации НЭМ, а далее происходит деградация СБ — их производительность снижается под действием радиации и ультрафиолетового излучения, из-за повреждений микрометеоритами и случайных отказов. При расчете мощности СЭС НЭМ для всего периода полета на основе опыта эксплуатации предшествующих космических аппаратов [3] было принято, что производительность СЭС снижается на 0,5–0,6% в год.

# Выводы

В результате проектной разработки была рассчитана производительность системы электроснабжения научно-энергетического модуля и оптимизированы ее параметры и состав. Изложены методика и формулы для соответствующих расчетов на примере проектирования модуля. Принципиальной особенностью методики является совместный учет периодического затенения солнечных батарей конструктивными элементами станции, КПД аккумуляторных батарей и аппаратуры регулирования и контроля, а также требований обеспечения теплового режима.

Выбран и обоснован состав СЭС, при котором ее производительность соответствует заданной, описан анализ вариантов на эффективность и техническую реализуемость. Показано, что технически возможно создание СЭС НЭМ с использованием солнечных батарей с фотоэлектрическими преобразователями на основе арсенида галлия. На основании расчета сделан вывод о предпочтительности выбора никель-водородных аккумуляторных батарей, как обеспечивающих более высокую техникоэкономическую эффективность СЭС.

Изложенная методика применима при проектировании орбитальных космических аппаратов с системой электроснабжения на основе солнечных батарей и представляет сведения, полезные при определении состава и технических параметров СЭС.

## Список литературы

1. Легостаев В.П., Марков А.В., Сорокин И.В. Целевое использование российского сегмента МКС: значимые научные результаты и перспективы // Космическая техника и технологии. 2013. № 2. С. 3–18.

2. Мансуров В.С., Московин С.А., Попов С.А., Щербинин В.П. Тенденции развития бортовых систем энергоснабжения для обеспечения планетных экспедиций // Актуальные вопросы планетных экспедиций. Материалы научно-технической конференции (Москва, 3–5 октября 2006 г.). М.: ФГУП «Центр Келдыша», 2006. С. 188–190.

3. Итоговый научно-технический отчет по орбитальному комплексу «Мир». Т. 4. Системы электропитания ОК «Мир». РКК «Энергия» имени С.П. Королёва, 2004. 53 с.

4. Андреев В.М., Грилихес В.А., Румянцев В.Д. Фотоэлектрическое преобразование концентрированного солнечного излучения. Л.: Наука, 1989. 310 с.

*5. Колтун М.М.* Солнечные элементы. М.: Наука, 1987. 190 с.

6. Материаловедение и проблемы энергетики / Под ред. Либовица Г., Уиттингема М. М.: Мир, 1982. 575 с.

7. Раушенбах Г. Справочник по проектированию солнечных батарей. М.: Энергоатомиздат, 1983. 360 с.

Статья поступила в редакцию 16.12.2014 г.

### References

1. Legostaev V.P., Markov A.V., Sorokin I.V. Tselevoe ispol'zovanie rossiiskogo segmenta MKS: znachimye nauchnye rezul'taty i perspektivy [The ISS Russian Segment utilization: research accomplishments and prospects]. Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii, 2013, no. 2, pp. 3–18.

2. Mansurov V.S., Moskovin S.A., Popov S.A., Shcherbinin V.P. Tendentsii razvitiya bortovykh sistem energosnabzheniya dlya obespecheniya planetnykh ekspeditsii [Trends in development of onboard systems for power supply in support of planetary missions]. Aktual'nye voprosy planetnykh ekspeditsii. Materialy nauchno-tekhnicheskoi konferentsii (Moskva, 3–5 October 2006). Moscow, FGUP «Tsentr Keldysha» publ., 2006. P. 188–190.

3. Itogovyi nauchno-tekhnicheskii otchet po orbital'nomu kompleksu «Mir». Vol. 4. Sistemy elektropitaniya OK «Mir» [Final scientific and technical report on the Mir space station. Vol. 4. Mir space station power supply systems]. RKK «Energiya» imeni S.P. Koroleva publ., 2004. 53 p.

4. Andreev V.M., Grilikhes V.A., Rumyantsev V.D. Fotoelektricheskoe preobrazovanie kontsentrirovannogo solnechnogo izlucheniya [Photoelectric conversion of concentrated solar radiation]. Leningrad, Nauka publ., 1989. 310 p.

5. Koltun M.M. Solnechnye elementy [Solar elements]. Moscow, Nauka publ., 1987. 190 p.

6. Materialovedenie i problemy energetiki [Material science and problems of energy production]. Eds. Libovits G., Uittingem M. Moscow, Mir publ., 1982. 575 p.

7. Raushenbakh G. Spravochnik po proektirovaniyu solnechnykh batarei [Handbook on solar array design]. Moscow, Energoatomizdat publ., 1983. 360 p.

УДК 629.7.015.018.4:629.78.064.56

# ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ВОЗДУШНОЙ СРЕДЫ НА РЕЗОНАНСНЫЕ ЧАСТОТЫ И КОЭФФИЦИЕНТЫ ДЕМПФИРОВАНИЯ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ, РЕГИСТРИРУЕМЫЕ ПРИ НАЗЕМНЫХ МОДАЛЬНЫХ ИСПЫТАНИЯХ

© 2015 г. Межин В.С., Притыковский Б.П., Авершьева А.В.

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

Достоверность нагрузок, действующих на элементы конструкции солнечных батарей космических аппаратов в процессе эксплуатации на орбите, зависит от точности определения их динамических характеристик. Определяемые расчетным путем по разработанным конечноэлементным моделям динамические характеристики солнечных батарей (в силу неточного знания некоторых жесткостных параметров их конструкции) требуют экспериментального подтверждения, которое осуществляется путем проведения наземных модальных испытаний. Поскольку солнечные батареи при их большой площади поверхности являются конструкциями малой массы, на значения их резонансных частот и коэффициентов демпфирования оказывает влияние окружающая воздушная среда. В статье приводится методика расчета и делается количественная оценка влияния воздушной среды на резонансные частоты и коэффициенты демпфирования, определенные в процессе проведения наземных модальных испытаний одной из солнечных батарей, разработанной в РКК «Энергия».

**Ключевые слова:** динамические характеристики, конечно-элементная модель, модальные испытания, резонансная частота, коэффициент демпфирования, воздушная среда.

# AN ESTIMATE OF THE EFFECTS OF AIR ENVIRONMENT ON RESONANT FREQUENCIES AND DAMPING FACTORS OF SOLAR ARRAYS OF SPACECRAFT THAT ARE RECORDED DURING GROUND MODAL TESTS

Mezhin V.S., Pritykovsky B.P., Aversh'eva A.V.

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

The validity of loads acting on structural elements of spacecraft solar arrays in the course of their on-orbit operation depends on the accuracy of determining their dynamic properties. Dynamic properties of solar arrays determined by calculations using finite element models (due to insufficient knowledge of some of the stiffness parameters of their structure) require experimental validation, which is perfomed by running ground modal tests. Since solar arrays have a large surface area while their structure has low mass, the values of their resonant frequencies and damping factors are affected by the air environment. The paper provides the calculation procedure and a quantitative estimate of the effect the surrounding air has on the resonant frequencies and damping factors determined in the course of ground modal tests on one of the solar arrays developed at RSC Energia.

Key words: dynamic properties, finite element model, modal survey tests, resonant frequency, damping factor, air environment.







МЕЖИН В.С.

притыковский б.п.

АВЕРШЬЕВА А.В.

МЕЖИН Вячеслав Семенович — кандидат технических наук, начальник сектора РКК «Энергия», e-mail: vyacheslav.mezhin@yandex.ru

MEZHIN Vyacheslav Semenovich – Candidate of Science (Engineering), Head of Subdepartment at RSC Energia, e-mail: vyacheslav.mezhin@yandex.ru

ПРИТЫКОВСКИЙ Борис Петрович — ведущий инженер-математик РКК «Энергия», e-mail: post@rsce.ru PRITYKOVSKY Boris Petrovich — Lead mathematical engineer at RSC Energia, e-mail: post@rsce.ru

ABEPШЬЕВА Анна Владимировна — инженер РКК «Энергия», e-mail: post@rsce.ru AVERSH'EVA Anna Vladimirovna — Engineer at RSC Energia, e-mail: post@rsce.ru

#### Введение

Современные космические аппараты (КА) проектируются для эксплуатации на орбите в течение 12...15 лет. В связи с этим очень важным с точки зрения обеспечения усталостной долговечности конструкции солнечных батарей (СБ) является точное прогнозирование спектра их нагружения. Этот спектр включает в себя совокупность уровней нагрузок, действующих на СБ, и соответствующее этим уровням количество циклов нагружения.

Наиболее эффективным средством прогнозирования параметров нагружения СБ на орбитальном этапе эксплуатации является связанный расчет нагрузок для системы, состоящей из КА и СБ. При этом точность прогнозирования нагрузок, действующих на каждую СБ, в значительной степени зависит от точности конечно-элементной модели (КЭМ) самой СБ, так как при проведении связанного расчета используется КЭМ КА, которая подтверждена результатами модальных испытаний (МИ) КА для участка выведения и модифицирована для конфигурации корпуса, соответствующей участку орбитального полета.

Поскольку конструкция современных СБ представляет собой совокупность трехслойных анизотропных панелей неоднородной структуры, соединенных между собой упругими элементами, то из-за неопределенностей в жесткостных характеристиках некоторых элементов конструкции возможно наличие существенных погрешностей в динамических моделях конструкции СБ. Верификация динамических моделей СБ в развернутом (рабочем) положении в естественных условиях эксплуатации на орбите из-за больших материальных и финансовых затрат нерациональна. Поэтому аэрокосмические компании во всем мире для проверки и подтверждения параметров динамических моделей СБ, как правило, проводят их наземные модальные испытания. Такой подход используется и РКК «Энергия».

С целью верификации КЭМ СБ для орбитального этапа эксплуатации в РКК «Энергия» проводятся МИ полноразмерных динамических макетов СБ, массово-инерционные и жесткостные характеристики которых соответствуют штатной конструкции.

Общий вид и основные геометрические размеры анализируемой СБ (площадь панелей, соприкасающихся с воздухом,  $S = 13,27 \text{ м}^2$ ; масса — 58,5 кг) приведены на рис. 1.





Фотография экспериментальной установки (ЭУ), в составе которой проведены МИ СБ, приведена на рис. 2.



Рис. 2. Экспериментальная установка для модальных испытаний динамического макета солнечной батареи: 1 — объект испытаний; 2 — силовая конструкция стенда

При испытаниях динамический макет СБ был вывешен вертикально, т. е. был закреплен за узел связи с приводом СБ. Такая схема закрепления позволила исключить из состава ЭУ специальную систему обезвешивания. МИ динамического макета СБ и анализ результатов этих испытаний проводились в соответствии с принятой в РКК «Энергия» методикой, которая описана в работе [1].

# Математическая модель СБ

При разработке математической (динамической) модели конструкции СБ используется метод конечных элементов [2].

КЭМ СБ разрабатывается в системе координат OXYZ с началом в узле крепления СБ кее приводу (см. рис. 1). Ось OX лежит в плоскости симметрии (относительно координат  $\pm Z$ ) и направлена от привода в сторону свободной кромки СБ; ось OZ перпендикулярна плоскости СБ; ось OY лежит в плоскости СБ и дополняет систему координат до правой системы координат. КЭМ СБ разрабатывается на базе соответствующей 3D-модели в среде программных комплексов MSC.NASTRAN и MSC.PATRAN. При этом для моделирования используются такие элементы, как QUAD4, BEAM, BUSH, CONM, SOLID, SPRING. Для сформированной КЭМ колебания конструкции СБ описываются следующей системой уравнений в матричном виде [2]:

$$[M_k]\{\ddot{u}\} + [C_k]\{\dot{u}\} + [K]\{u\} = \{F(t)\},$$
(1)

где  $[M_k]$  — матрица масс конструкции;  $[C_k]$  — матрица демпфирования конструкции; [K] — матрица жесткости конструкции;  $\{F(t)\}$  — вектор внешних сил;  $\{\ddot{u}\}, \{\dot{u}\}, \{u\}$  — переменные по времени векторы ускорений, скоростей и перемещений узловых точек динамической модели соответственно.

Однако для конструкций СБ, обладающих малой массой и большими площадями поверхности, воздушная среда при проведении МИ оказывает влияние на резонансные частоты и коэффициенты демпфирования. В связи с этим встает задача количественной оценки влияния воздействия воздуха на упомянутые характеристики СБ, которые определяются в процессе наземных МИ.

Для оценки влияния воздушной среды в работе используются два метода расчета.

# Метод оценки А

В соответствии с методом A считается, что на элементарную площадку конструкции СБ площадью dS со стороны воздушной среды действует аэродинамическая сила, нормальная составляющая которой может быть представлена в виде [3]

$$dF = \left(-dm \frac{dV}{dt} - \frac{1}{2}\rho \left|V\right| VC_d\right) dS, \qquad (2)$$

где *dm* — присоединенная масса воздуха; ρ — плотность воздуха; *V* — скорость воздуха на поверхности СБ; *C<sub>d</sub>* — коэффициент аэродинамической силы сопротивления.

В формуле (2) первый член соответствует инерции воздушной среды, а второй (нелинейный) член описывает ее сопротивление.

Выражение для силы, действующей на элементарную площадку dS при установившихся гармонических колебаниях, полученное с использованием экспериментальных данных, имеет вид [3]

$$dF = \rho V^2 \left( -\frac{\pi}{4} C_m \frac{a\omega}{V} \sin\omega t - \frac{4}{3\pi} C_d \cos\omega t \right) \cos\alpha dS.$$
(3)

В этом выражении V — амплитудное значение скорости для элементарной площадки dS; a — линейный размер (принимается ширина панели СБ);  $\alpha$  — угол между вектором скорости и нормалью к площадке dS;  $C_m$  — коэффициент присоединенной массы воздуха;  $\omega$  — круговая частота колебаний.

Раскладывая вектор узловых перемещений  $\{u(x, y, t)\}$  конструкции СБ по формам тонов собственных колебаний, описываемых матрицей [W(x, y)], векторы перемещений, скоростей и ускорений определяются по формулам

$$\{u\} = [W(x, y)]\{q\}; \{V\} = \{\dot{u}\} = [W(x, y)]\{\dot{q}\};$$
  
$$\{\ddot{u}\} = [W(x, y)]\{\ddot{q}\};$$
(4)

где  $\{q\}, \{\dot{q}\}, \{\ddot{q}\}$  — переменные по времени векторы перемещений, скоростей и ускорений точки приведения динамической модели соответственно.

Используя формулы (3) и (4), система уравнений (1) трансформируется в совокупность уравнений установившихся гармонических колебаний СБ с учетом воздействия воздушной среды

$$M_{ki}(\ddot{q}_{i} + 2\zeta_{ki}\omega_{ki}q_{i} + \omega_{ki}q_{i}^{2}) = Q_{1i} + Q_{2i}, \quad (5)$$

где  $\omega_{ki}$  — круговая частота колебаний СБ в вакууме;  $\zeta_{ki}$  — коэффициент демпфирования конструкции СБ в вакууме;  $Q_{1i}$ ,  $Q_{2i}$  — обобщенные силы;

$$M_{ki} = \iint_{c} m_{k}(x, y) W_{i}^{2}(x, y) dS, \qquad (6)$$

где  $m_k(x, y)$  — распределенная масса конструкции для площадки dS;

$$Q_{ti} = \ddot{q}_i M_{Bi} = \ddot{q}_i \left( -\frac{\pi}{4} \rho a C_m \iint_S W_i^2 \cos \alpha dS \right); \quad (7)$$

$$Q_{2i} = \mathbf{Q}_{Bi} \dot{q}_i = \dot{q}_i \left( -\frac{4}{3\pi} \rho q_i \omega_{Bi} C_d \iint_S W_i^2 |W_i| \cos \alpha dS \right),$$
(8)

где  $Q_{Bi}$  — обобщенный интегральный параметр;  $\omega_{Bi}$  — круговая частота колебаний СБ в воздушной среде; *i* — номер тона колебаний, *i* = 1, 2, ..., *N*; *N* — количество учитываемых тонов колебаний.

После преобразований совокупность уравнений колебаний (5) принимает вид

$$(M_{ki} + M_{Bi})\ddot{q}_{i} + (2\zeta_{ki}\omega_{ki}M_{ki} + Q_{Bi})\dot{q}_{i} + M_{ki}\omega_{ki}^{2}q_{i} = 0.$$

Разделив каждый член этого уравнения на  $(M_{ki} + M_{Bi}) = M_i^*$ , получаем систему уравнений, по структуре аналогичную системе (5)

$$\ddot{q}_{i} + 2\zeta_{Bi}\omega_{Bi}\dot{q}_{i} + \omega_{Bi}^{2}q_{i} = 0,$$
  
где  $2\zeta_{Bi}\omega_{Bi} = 2\zeta_{ki}\omega_{ki}M_{ki}/M_{i}^{*} + Q_{Bi}/M_{i}^{*}.$ 
(9)

Поскольку эффективная жесткость *K<sub>i</sub> i*-го тона колебаний конструкции СБ при наличии воздушной среды не изменяется, то справедливо соотношение

$$K_{i} = (M_{ki} + M_{Bi})\omega_{Bi}^{2} = M_{ki}\omega_{ki}^{2}.$$
 (10)

Зная частоты колебаний СБ  $\omega_{Bi}$ , зарегистрированные в процессе проведения МИ, и выделив из результатов расчета динамических характеристик определяемые по формуле (6) значения приведенных масс конструкции  $M_{ki}$ , частоты собственных колебаний СБ (в Гц) при эксплуатации их в условиях орбитального полета  $\lambda_{ki}$  находятся (после определения по формуле (7) значений эквивалентных присоединенных масс воздуха  $M_{Bi}$ ) из соотношения (10) по формуле

$$\lambda_{ki} = \left(\omega_{Bi}\sqrt{1 + M_{Bi}/M_{ki}}\right)/2\pi.$$
 (11)

Анализ экспериментальных данных, обобщенных в работе [3], показывает, что значение коэффициента присоединенной массы  $C_m$  зависит от значения параметра *St*, эквивалентного числу Струхаля

$$St = \frac{2\pi V}{a\omega}.$$

В этой формуле *V* — амплитудное значение скорости, м/с; *a* — характерный линейный размер, м; ω — круговая частота, 1/с.

Для условий проведения модальных испытаний СБ значение параметра  $St \leq 1,0$ . Из экспериментальных данных, приведенных в работе [3], следует, что  $C_m \cong 1,0$ .

В соответствии со статьей [3], значение коэффициента демпфирования  $C_d$ , полученное по результатам экспериментов для пластин, принимается равным 1,25.

Используя соотношение (9), делается оценка влияния воздушной среды на коэффициенты демпфирования  $\zeta_i$ . Интегралы  $M_{Bi}$ и  $Q_{Bi}$ , входящие в формулы (7) и (8), определяются численно.

#### Метод оценки В

Для проверки результатов, получаемых по приведенному выше методу A, и для целей сравнительного анализа используется также *альтернативный* метод **B**. В соответствии с этим методом считается, что колебания СБ в воздушной среде возбуждают безвихревой поток, поле скоростей которого характеризуется потенциалом  $\Phi(x, y, z, t)$ .

Для определения присоединенной массы воздуха при колебаниях СБ используется выражение для кинетической энергии невязкого воздуха  $T_{B}$ , соприкасающегося с наружной поверхностью колеблющейся конструкции СБ [4]

$$T_{B} = -\frac{1}{2} \rho \iint_{S} \Phi \, \frac{d\Phi}{dn} \, dS, \tag{12}$$

где  $\Phi = \Phi(x, y, z, t)$  — потенциал скоростей воздушной среды;  $\rho$  — плотность воздуха; n — нормаль к колеблющейся поверхности; S площадь поверхности конструкции, соприкасающейся с колеблющейся воздушной средой.

Поскольку толщина панелей СБ намного меньше других ее линейных размеров, потенциал скоростей воздушной среды, вызванных колебаниями конструкции СБ, находим, поместив слой пульсирующих источников в плоскость z = 0.

Для малых скоростей колебаний конструкции СБ, которые реализуются при проведении МИ, выражение для значения потенциала скоростей для каждого элемента  $d\xi_1 d\eta_1$  в срединной поверхности СБ можно записать в виде [4]

$$d\Phi(z=0) = \frac{1}{2\pi R_1} \frac{\partial u}{\partial t} \bigg|_{\substack{x = \xi_1 \\ y = \eta_1}} d\xi_1 d\eta_1, \qquad (13)$$

где u = w(x, y, t) — перемещения произвольной точки СБ в направлении, перпендикулярном плоскости *XOY*;  $\xi_1$ ,  $\eta_1$  — координаты точки СБ, в которой располагается пульсирующий источник единичной интенсивности (совокупность этих источников определяет потенциал вызванных пульсирующим источником скоростей воздуха  $\Phi(x, y)$ );  $R_1$  — расстояние между источником единичной интенсивности пульсаций и произвольной точкой поверхности СБ вычисляется по формуле

$$R_{1} = \sqrt{(x - \xi_{1})^{2} + (y - \eta_{1})^{2}}.$$

Раскладывая перемещения конструкции СБ w(x, y, t) в ряд по формам тонов собственных колебаний, т. е. по формуле (3), и используя формулы (12) и (13), приходим к выражению для определения присоединенной массы воздуха для *i*-го тона колебаний СБ (i = 1, 2, ..., N)

$$M_{Bi} = \frac{\rho}{2\pi} \iint_{S} \left[ W_i(x, y) \iint_{S} W_i(\xi_1, \eta_1) \frac{d\xi_1 d\eta_1}{R_1} \right] dx dy.$$
(14)

Интегралы в формуле (14) определяются численно — путем условного разбиения наружной поверхности *S* на большое количество равных прямоугольников, в геометрическом центре каждого из которых известны значения функций, входящих в подынтегральные выражения формулы (14).

При этом считается, что формы собственных колебаний из-за наличия воздушной среды не изменяются, что подтверждают данные работ [5, 6]. Частоты собственных колебаний СБ (в Гц) при эксплуатации их в условиях орбитального полета  $\lambda_{ki}$  вычисляются по формуле (11).

#### Результаты расчета

В качестве «базовых» значений подлежащих исследованию динамических характеристик (резонансных частот и коэффициентов демпфирования) использованы результаты наземных МИ упомянутой СБ, проведенных РКК «Энергия». Значения линейных перемещений точки приведения при проведении анализа для резонансных частот изгибных колебаний определялись по установившимся значениям ускорений, которые были зарегистрированы акселерометром, расположенным в точке с координатами {L, 0}. Для крутильных колебаний амплитудные значения углов поворота определялись по ускорениям, которые были зарегистрированы акселерометрами, расположенными в точках с координатами  $\{L, a/2\}$  и  $\{L, -a/2\}$ .

Анализ влияния воздушной среды проведен по двум приведенным выше методам.

Результаты анализа по методу **A** обобщены в табл. 1.

Таблица 1

Результаты	оценки	по	методу Д	A
------------	--------	----	----------	---

Условия расчета	Частоты колебаний, Гц		ы і, Гц	Коэффициенты демпфирования		
	$\Delta\lambda_1$	$\Delta\lambda_2$	$\Delta\lambda_3$	$\Delta \zeta_1$	$\Delta \zeta_2$	$\Delta \zeta_3$
Эксперимент при воздействии воздуха	0,088	0,663	0,783	0,0083	0,0209	0,0104
Орбитальный полет	0,094	0,718	0,827	0,0068	0,0187	0,0099
Влияние воздуха Δ, %	+6,7	+7,5	+5,6	-18,1	-10,6	-4,8

Примечание. i = 1 соответствует первому тону изгибных колебаний из плоскости солнечной батареи (СБ); i = 2 соответствует первому тону крутильных колебаний СБ; i = 3 соответствует второму тону изгибных колебаний из плоскости СБ.

Как следует из табл. 1, частота первого тона изгибных колебаний СБ из плоскости в условиях отсутствия воздушной среды возрастает на  $\Delta\lambda_1 = 6,7\%$ ; частота второго тона изгибных колебаний СБ из плоскости возрастает на  $\Delta\lambda_3 = 5,6\%$ ; частота первого тона крутильных колебаний возрастает на  $\Delta\lambda_2 = 7,5\%$ .

Коэффициент демпфирования для первого тона изгибных колебаний из плоскости уменьшается на  $\Delta \zeta_1 = 18,1\%$ ; коэффициент демпфирования для второго тона изгибных колебаний из плоскости уменьшается на  $\Delta \zeta_3 = 4,8\%$ ; коэффициент демпфирования для первого тона крутильных колебаний уменьшается на  $\Delta \zeta_2 = 10,6\%$ . Результаты анализа по методу **В** обобщены в табл. 2.

#### Таблица 2

#### Результаты оценки по методу В

Veropus provoto	Частоты колебаний, Гц			
эсловия расчета	$\Delta\lambda_1$	$\Delta\lambda_2$	$\Delta\lambda_3$	
Эксперимент при воздействии воздуха	0,088	0,663	0,783	
Орбитальный полет	0,093	0,736	0,834	
Влияние воздуха Δ, %	+5,4	+11,0	+6,5	

Примечание. i = 1 соответствует первому тону изгибных колебаний из плоскости солнечной батареи (СБ); i = 2 соответствует первому тону крутильных колебаний СБ; i = 3 соответствует второму тону изгибных колебаний из плоскости СБ.

Как следует из табл. 2, частота первого тона изгибных колебаний СБ из плоскости в условиях отсутствия воздушной среды возрастает на  $\Delta \lambda_1 = 5,4\%$ ; частота второго тона изгибных колебаний СБ из плоскости возрастает на  $\Delta \lambda_3 = 6,5\%$ ; частота первого тона крутильных колебаний возрастает на  $\Delta \lambda_2 = 11,0\%$ .

Для других тонов изгибных колебаний из плоскости СБ и крутильных колебаний, а также для всех тонов колебаний СБ в плоскости, влияние воздушной среды, определенное по обоим методам, незначительно и при корректировке динамических моделей может не учитываться.

Сравнение данных, приведенных в табл. 1 и 2, показывает, что результаты, полученные по двум различным методам, аналогичны, хотя и несколько отличаются друг от друга.

При использовании результатов наземных МИ для корректировки параметров динамической модели СБ рекомендуется принимать минимальные значения соответствующих корректирующих поправок частот собственных колебаний.

Методика может быть непосредственно использована для корректировки динамических моделей СБ по результатам наземных МИ, которые проводятся с системой обезвешивания. В случае отсутствия такой системы необходимо учитывать также влияние силы тяжести.

Без ограничения общности, приведенная методика, включающая в себя методы *A* и *B*, может быть использована также при анализе результатов модальных испытаний и других конструкций малой массы с большой площадью поверхности (типа остронаправленных антенн и др.).

#### Подтверждения точности методики расчета

Полученные результаты подтверждаются результатами аналогичных исследований, проведенных в аэрокосмических компаниях США, Европы и Китая.

В частности, они подтверждаются результатами наземных МИ СБ спутника связи *Intelsat V*, проведенных в специальной барокамере компанией *Space Systems/Loral*. Проходившая испытания СБ имела конфигурацию и характеристики, аналогичные приведенным на рис. 1. Сравнение результатов испытаний в барокамере и в обычных условиях показало, что частота первого тона изгибных колебаний из плоскости при отсутствии воздушной среды возросла на 8,5% по сравнению с соответствующим значением частоты при наличии воздушной среды [5]. Форма колебаний практически не изменилась.

Оценки, о которых сообщается в статье [6], показали, что для условий эксплуатации рассмотренной СБ (состоящей из четырех панелей) на орбите частота первого тона изгибных колебаний из плоскости возрастает на 16,6%, частота второго тона изгибных колебаний возрастает на 14,9%, а частота первого тона крутильных колебаний возрастает на 9,2% по сравнению с соответствующими результатами наземных МИ этой СБ. Форма колебаний упомянутых тонов не изменилась.

Косвенным подтверждением правильности предложенной методики могут служить также результаты наземных экспериментов по определению частот собственных колебаний конструкций типа остронаправленных антенн и мембран, опубликованные в работах [7, 8]. В [7] сообщается, что в условиях безвоздушного пространства частоты собственных колебаний в направлении, перпендикулярном поверхности остронаправленной антенны КА Cassini диаметром 4 м, могут возрастать от 6,6% до 8,3% по сравнению с соответствующими значениями частот, определенными экспериментально в земных условиях. В [8] приводятся результаты анализа, показывающие, что в условиях безвоздушного пространства частоты собственных колебаний (из плоскости) для конструкции мембранного типа возрастают на 14% и более по сравнению с результатами наземных молальных испытаний.

### Вывод

Разработана инженерная методика оценки влияния воздушной среды на определяемые в наземных модальных испытаниях резонансные частоты колебаний и коэффициенты демпфирования конструкций малой массы с большими площадями поверхности (типа СБ КА).

В соответствии с данной методикой проведены расчеты значений корректирующих поправок для частот и коэффициентов демпфирования, определенных при наземных модальных испытаниях одной из СБ, разработанной РКК «Энергия». Результаты, полученные по приведенной в данной статье методике, подтвердили необходимость корректировки параметров динамической модели рассмотренной СБ. Эти результаты косвенно подтверждаются аналогичными исследованиями, проведенными в ряде зарубежных аэрокосмических компаний.

#### Список литературы

1. Межин В.С., Обухов В.В. Практика применения модальных испытаний для целей верификации конечно-элементных моделей конструкции изделий ракетно-космической техники // Космическая техника и технологии. 2014. № 1(4). С. 86–91. 2. *Еременко С.Ю*. Метод конечных элементов в механике деформируемых тел. Харьков: Основа, 1991. 272 с.

3. Микишев Г.Н., Рабинович Б.И. Динамика тонкостенных конструкций с отсеками, содержащими жидкость. М.: Машиностроение, 1971. 559 с.

4. Постнов В.А., Калинин В.С., Ростовцев Д.М. Вибрация корабля. Л.: Судостроение, 1983. 248 с.

5. Analysis for solar array // Publication of Space Systems/Loral, 1992. 12 p.

6. Luo Jian, Qiu Ruiqiang, Di Wenbin. Structural dynamics analysis for solar array of a spacecraft // Shanghai Academy of Spaceflight Technology, Shanghai, China, 2001-92, pp. 1–8.

7. Smith K. S., Peng C. Air mass effect on the Cassini high gain antenna // Proceedings of IMAC-XV, 1997, pp. 319–324.

8. Kukathasan S. K., Pellegrino S. Vibration of prestressed membrane sructures in air // AIAA Journal. Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 2002, p. 11.

Статья поступила в редакцию 19.01.2015 г.

#### References

1. Mezhin V.S., Obukhov V.V. Praktika primeneniya modal'nykh ispytanii dlya tselei verifikatsii konechnoelementnykh modelei konstruktsii izdelii raketno-kosmicheskoi tekhniki [The practice of using modal tests to verify finite element models of rocket and space hardware]. Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii, 2014, no. 1(4), pp. 86–91.

2. Eremenko S.Yu. Metod konechnykh elementov v mekhanike deformiruemykh tel [Finite elements method in the mechanics of deformable bodies]. Khar'kov, Osnova publ., 1991. 272 p.

3. Mikishev G.N., Rabinovich B.I. Dinamika tonkostennykh konstruktsii s otsekami, soderzhashchimi zhidkost' [Dynamics of thin-walled structures with compartments containing liquid]. Moscow, Mashinostroenie publ., 1971. 559 p.

4. Postnov V.A., Kalinin V.S., Rostovtsev D.M. Vibratsiya korablya [Ship vibration]. Leningrad, Sudostroenie publ., 1983. 248 p.

5. Analysis for solar array. Publication of Space Systems/Loral, 1992. 12 p.

6. Luo Jian, Qiu Ruiqiang, Di Wenbin. Structural dynamics analysis for solar array of a spacecraft. Shanghai Academy of Spaceflight Technology, Shanghai, China, 2001-92, pp. 1–8.

7. Smith K. S., Peng C. Air mass effect on the Cassini high gain antenna. Proceedings of IMAC-XV, 1997, pp. 319–324.

8. Kukathasan S. K., Pellegrino S. Vibration of prestressed membrane structures in air. AIAA Journal. Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 2002, pp. 11.

УДК 629.7.036.54-63.05.062:621.45.034.038

# РАЗРАБОТКА, ЭТАПЫ МОДЕРНИЗАЦИИ И ИТОГИ ПЯТИДЕСЯТИЛЕТНЕЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ ПЕРВОГО ОТЕЧЕСТВЕННОГО ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ ЗАМКНУТОЙ СХЕМЫ

© 2015 г. Вачнадзе В.Д., Овечко-Филиппов Э.В., Смоленцев А.А., Соколов Б.А.

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

Приведены результаты выполненных в ОКБ-1 (РКК «Энергия») работ по созданию первого отечественного жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) замкнутой схемы (с дожиганием генераторного газа) для разгонного блока Л ракетного комплекса «Молния». Его разработка определила переход в ракетной технике на ЖРД замкнутой схемы, что позволило практически полностью использовать энергетические возможности разных типов ракетного топлива, повысить давление в камерах сгорания и значительно улучшить характеристики ЖРД. В двигателях открытой схемы сделать это было невозможно из-за роста потерь на привод турбонасосных агрегатов.

Опыт, полученный при создании этого двигателя, дал возможность разработать в РКК «Энергия» маршево-рулевые двигатели для разгонных блоков типа Д, ДМ и орбитального корабля «Буран» с высокими энергетическими характеристиками и надежностью. Результаты этих работ используются РКК «Энергия» и в настоящее время при разработке перспективного многофункционального ЖРД, камера которого охлаждается криогенным кислородом.

**Ключевые слова:** маршево-рулевой двигатель, замкнутая схема, дожигание генераторного газа, разгонный блок, криогенный кислород.

# DEVELOPMENT, UPGRADE PHASES AND RESULTS OF FIFTY YEARS OF OPERATION OF OUR COUNTRY'S FIRST CLOSED-LOOP LIQUID ROCKET ENGINE

#### Vachnadze V.D., Ovechko-Filippov E.V., Smolentsev A.A., Sokolov B.A.

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

The paper presents the results of work conducted at OKB-1 (RSC Energia) to develop our country's first closed-loop (with two-stage combustion) liquid rocket engine (LRE) for upper stage L of the Molniya rocket system. Its development marked the transition of rocket technology to closed-loop LRE, which enabled an almost complete utilization of energy contained in various types of rocket propellants, a higher pressure in combustion chambers and significantly improved LRE performance. All this was impossible to achieve in open-loop engines due to higher losses in turbopump drives.

The experience gained during development of this engine enables RSC Energia to develop main and steering engines for upper stages of Block D and DM type and Buran Orbiter which had high performance and reliability. The results of this work are still used by RSC Energia for the development of an advanced multifunctional LRE, the chamber of which is cooled with liquid oxygen.

Key words: main and steering engine, closed loop, two stage combustion, upper stage, liquid oxygen.





ОВЕЧКО-ФИЛИППОВ Э.В.



СМОЛЕНЦЕВ А.А.



СОКОЛОВ Б.А

ВАЧНАДЗЕ Вахтанг Дмитриевич — кандидат технических наук, научный консультант РКК «Энергия», e-mail: vahtang.vachnadze@rsce.ru

VACHNADZE Vakhtang Dmitrievich – Candidate of Science (Engineering), Scientific Consultant at RSC Energia, e-mail: vahtang.vachnadze@rsce.ru

ОВЕЧКО-ФИЛИППОВ Энри Владимирович — кандидат технических наук, старший научный сотрудник РКК «Энергия», e-mail: enry.ovechko-filippov@rsce.ru OVECHKO-FILIPPOV Enry Vladimirovich — Candidate of Science (Engineering), Senior Research Scientist at RSC Energia, e-mail: enry.ovechko-filippov@rsce.ru

СМОЛЕНЦЕВ Александр Алексеевич — главный конструктор двигателей, двигательных и энергетических установок РКК «Энергия», e-mail: alexander.smolentsev@rsce.ru SMOLENTSEV Alexandr Alekseevich — General Designer of engines, engine and energy plants at RSC Energia, e-mail: alexander.smolentsev@rsce.ru

СОКОЛОВ Борис Александрович — доктор технических наук, 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, e-mail: boris.sokolov@rsce.ru

#### Введение

Ракетный комплекс «Восток», на последней ступени которого использовался жидкостной ракетный двигатель (ЖРД) разработки ОКБ-1 (РКК «Энергия») и ОКБ-154 (Конструкторское бюро химавтоматики), решил задачу достижения второй космической скорости и 02.01.1959 г. положил начало изучению Луны автоматическими станциями [1]. Это решение позволило приступить к созданию автоматических межпланетных станций. Для достижения такой цели необходимо было значительно увеличить массу полезной нагрузки, выводимой ракетными комплексами (РК). Обеспечить выполнение этой задачи можно было, в основном, повышением удельного импульса двигателей последних ступеней РК – разгонных блоков (РБ).

Увеличить удельный импульс двигателя можно либо путем освоения новых компонентов топлива, что требует больших материальных затрат и времени, либо усовершенствованием двигателей, работающих на освоенных компонентах топлива. В ОКБ-1 (РКК «Энергия») для РБ Л вновь создаваемого ракетного комплекса

«Молния» [1] впервые в отечественной практике было принято решение разрабатывать новый двигатель, работающий по замкнутой схеме, т. е. с дожиганием генераторного газа, используемого для привода турбины турбонасосного агрегата (ТНА) [2]. Это позволяло устранить потери удельного импульса, связанные с выбросом генераторного газа, но требовало решения ряда сложнейших технических задач, так как в отрасли отсутствовали теоретические и экспериментальные исследования и рекомендации по проектированию как отдельных агрегатов, так и двигателей такого типа. Техническое задание на этот двигатель впервые ставило перед разработчиками очень сложные задачи:

• двигатель должен быть маршево-рулевым, т. е. выполнять функции исполнительного органа системы управления по всем каналам;

• обеспечить надежный запуск в пустоте после длительного пребывания в невесомости;

• иметь высокий удельный импульс в пустоте при использовании применяемого в РК топлива и малую удельную массу;

• обеспечить малый импульс последействия при выключении. Проектные проработки показали, что для привода турбины ТНА в кислородно-керосиновых ЖРД замкнутой схемы наиболее целесообразно использовать весь потребляемый им кислород, подогретый до 450 °С, при высоком давлении, что потребовало создать:

• новый агрегат — газогенератор-подогреватель, который при малой массе и габаритах обеспечивает переход жидкого кислорода с температурой  $t_{\rm вx} = -186$  °C, давлением  $P_{\rm gx} = 140$  кгс/см<sup>2</sup> и расходом G = 15 кг/с в газообразный кислород с  $t \approx 450$  °C с равномерным полем температур;

• ТНА с малой массой и высоким КПД, турбина которого работает на горячем кислороде с высоким противодавлением;

 высотную камеру сгорания, устойчиво работающую на газообразном кислороде с *t* = 400 °C, с малой массой и высоким удельным импульсом;

• компоновку двигателя с малой массой и удобным расположением агрегатов, позволяющим осуществить его качание с малым моментом в двух плоскостях для управления РБ по каналам тангажа, рыскания;

• поворотные рулевые сопла с малым моментом трения, работающие на восстановительном генераторном газе с t = 600 °C, обеспечивающие стабилизацию разгонных блоков по крену.

Поставленные задачи были решены при разработке пневмогидравлической схемы (ПГС) маршевого двигателя нового класса и циклограммы его запуска и работы.

#### Пневмогидравлическая схема двигателя

Пневмогидравлическая схема двигателя с дожиганием генераторного газа разработана с учетом функционального назначения агрегатов и обеспечения надежного запуска его в пустоте после длительного пребывания в невесомости (рис. 1).

Камера сгорания 1 создает тягу, через раму передает ее на РБ и обеспечивает его управление по каналам тангажа, рыскания.



Рис. 1. Пневмогидравлическая схема двигателя с дожиганием генераторного газа: 1 — камера сгорания; 2 — пирозапальное устройство; 3 — сигнализатор давления предварительной ступени; 4 — сигнализатор давления; 5 — сигнализатор давления АВД; 6 — газогенератор-подогреватель; 8 — пусковая турбина; 9 — пирошашка; 10 — рабочая турбина; 11 — насос окислителя; 12 — насос горючего; 13 — клапан окислителя газогенератора; 15 — отсечной клапан окислителя; 17 — клапан окислителя; 18 — клапан горючего; 19 — клапан горючего газогенератора; 20 — регулятор соотношения компонентов; 21 — электропривод; 23 — регулятор кажущейся скорости; 32 — блок продувки; 33 — клапан обратный; 38 — газогенератор блока наддува; 39 — запальное устройство; 43 — теплообменник; 45 — сопла крена Примечание. АВД — аварийное выключение двигателя.

Турбонасосный агрегат обеспечивает подачу компонентов топлива в камеру сгорания, газогенератор–подогреватель и газогенератор блока наддува.

Газогенератор-подогреватель 6 испаряет и подогревает до 450 °С жидкий кислород и обеспечивает работу ТНА. Через отсечной клапан 15 кислород поступает в камеру сгорания и обеспечивает сгорание топлива.

Запуск и останов двигателя осуществляют пирошашка 9, пирозапальное устройство 2 (ПЗУ) камеры сгорания, запальные устройства 39 (ЗУ) газогенератора-подогревателя и газогенератора блока надува, пироклапаны окислителя 13, 15, 17 и горючего 18, 19.

Раскрутку ТНА обеспечивает пирошашка 9.

Воспламенение смеси компонентов топлива в камере сгорания и в газогенераторах обеспечивают пирозапальное устройство 2 и запальные устройства 39.

Пироклапаны окислителя 13, 17 и горючего 18, 19 по командам системы управления обеспечивают подачу и отсечку окислителя и горючего в камеру сгорания и газогенераторы.

Регулятор соотношения компонентов 20 с электроприводом 21 регулируют соотношение компонентов топлива в камере сгорания по командам от системы управления.

Регулятор кажущейся скорости 23 поддерживает заданный режим работы двигателя в полете по тяге, обеспечивая необходимый расход горючего в газогенератор-подогреватель. Поднастройка режима осуществляется по результатам контрольно-технических испытаний (КТИ) двигателя.

Для исключения попадания кислорода в полость горючего продувку полостей горючего камеры сгорания при запуске и выключении двигателя обеспечивают блок продувки 32 и обратный клапан 33, которые пропускают рабочий газ в одном направлении и препятствуют утечке компонентов топлива из камеры сгорания.

Наддув бака «О» осуществляется испаренным в теплообменнике 43 кислородом. Для наддува бака Г использовалась часть газа из газогенератора 38, охлажденная в теплообменнике 43.

Управление РБ Л по крену осуществлялось двумя газовыми соплами с электроприводами 45 и газогенератором 38. Сопла крена по команде системы управления поворачивались на угол до ±45° и создавали воздействие, стабилизирующее РБ по крену.

Циклограмма работы двигателя представлена на рис. 2.

В соответствии с ПГС и теоретическим чертежом на РБ Л выполнена компоновка маршевого двигателя. Так как на маршевый двигатель возлагалось много функций, он не мог быть выполнен как единое изделие, и с учетом назначения агрегатов и расположения их на РБ был скомпонован из четырех блоков:

- двигатель (блок тяги);
- блок наддува;
- блок сопла крена;
- ПЗУ.



Рис. 2. Циклограмма работы ЖРД замкнутой схемы. Команды: 1 — охлаждение; 2 — продувка КС; 3 — зажигание; 4 — предварительная ступень; 5 — срабатывание сигнализатора предварительной ступени; 6 — главная команда на пуск; 7 — открытие клапана «Г» газогенератора подогревателя; 8 — снятие блокировки с СД-45; 9 — включение РСК; 10 — АВД по СД-45 (при аварии); 11 — выключение; 12 — закрытие клапана «О» газогенератора-подогревателя; 13 — выключение по СД-45 при отсутствии команды 11

*Примечание.* КС — камера сгорания; РСК — регулятор соотношения компонентов; АВД — аварийное выключение двигателя; СД — сигнализатор давления.

Как изделие, соответствующее ПГС, двигатель монтировался на огневом стенде и в составе РБ.

Большинство конструкторских проработок агрегатов являлись оригинальными, практически не имевшими аналогов, и требовали большого объема доводочных испытаний (ДИ).

Маршевый двигатель, укомплектованный доработанными по результатам ДИ агрегатами, успешно прошел завершающие ДИ, испытания в составе стендового РБ Л и был допущен к летным испытаниям (ЛИ). Работоспособность каждого поставленного на ЛИ двигателя подтверждалась контрольно-выборочными испытаниями (КВИ) аналога. В дальнейшем все маршевые двигатели проходили огневые КТИ, полную переборку с заменой дефектных деталей. Выдерживавшие КТИ маршевые двигатели комплектовались в партию по шесть штук. Два двигателя из партии подвергались КВИ. При положительных результатах КВИ четыре двигателя с подтвержденными при КТИ характеристиками отправлялись в поставку. Основные параметры маршевого двигателя замкнутой схемы приведены в табл. 1.

	Таблица 1
Основные параметры двигателя замкнут	ой схемы

Назначение	Маршево-рулевой
Основные КТ	Кислород+керосин
Массовое соотношение КТ	2,4
Зажигание КТ	Пиротехническое / с 1999 г. химическое
Схема	С дожиганием окислит. газа
Компоновка	Блок тяги, блок наддува, блок сопла 2, ПЗУ
Тяга в пустоте, кН	66,7
Удельный импульс в пустоте, м/с	3 335
Давление в камере, МПа	5,37
Давление на срезе, кПа	5,3
Мощность ТНА, кВт	500
Обороты ТНА, об/мин	24 000
Температура генераторного газа, °С	400
Время работы, с	300
Высота/диаметр, м	1,586/0,985
Масса конструкции, кг	152,5
Индекс	11Д33

*Примечание.* КТ — компоненты топлива; ТНА — турбонасосный агрегат; ПЗУ — пирозапальное устройство.

Созданный в ОКБ-1 (РКК «Энергия») ЖРД замкнутой схемы дал возможность, используя освоенные в ракетной технике компоненты топлива, получить удельный импульс в пустоте 340 с, т. е. выше, чем у всех существовавших в то время двигателей, и осуществить 12.02.1962 г. первый пуск автоматической межпланетной станции «Венера – 1» массой 640 кг.

#### Модернизация маршевого двигателя 11Д33 для блока И ракетного комплекса «Союз»

Для блока И ракетного комплекса «Союз» [1] РКК «Энергия» разработала двигательную установку из четырех маршевых двигателей 11ДЗЗ (рис. 3). Двигательная установка должна была обеспечивать блок И:

• управляющими моментами по тангажу, рысканию и крену;

• испаренным и подогретым кислородом для наддува бака «О»;

• подогретым гелием для наддува бака «Г» и управления пневмоклапанами.

Двигательная установка должна была иметь химзажигание в камерах сгорания и удельный импульс 3 433 м/с.

Дополнительно ставилась задача обеспечения двукратного запуска двигательной установки.



Рис. 3. Двигательная установка для блока И

Модернизация маршевого двигателя 11Д33 была осуществлена с минимальными доработками. Из состава маршевого двигателя исключены:

 блок сопла крена, так как четыре маршевых двигателя 11Д33 обеспечивают управление блоком по всем плоскостям;

• блок наддува (в связи с исключением сопел крена основных потребителей генераторного газа);

• ПЗУ (в связи с введением химзажигания).

Для обеспечения химзажигания компонентов топлива в камере сгорания в состав маршевого двигателя введен блок запуска и в камеру сгорания — пусковая форсунка двигателя РБ Д. Для повышения удельного импульса в камеру сгорания введен насадок радиационного охлаждения длиной 200 мм, обеспечивающий прирост удельного импульса на 98 м/с.

Для подогрева кислорода и гелия на газовод установлены теплообменники, аналогичные применявшимся на двигателе орбитального корабля «Буран» [2].

С учетом принятых изменений была разработана ПГС, выпущена конструкторская документация для изготовления экспериментальных образцов модернизированного маршевого двигателя.

Циклограмма работы двигателя отличалась от штатной циклограммы маршевого двигателя (см. рис. 2) только временем открытия разделительного клапана окислителя и разделительного клапана горючего до команды «Зажигание» в связи с разной длиной подводящих магистралей и отсутствием команды на ПЗУ камеры сгорания, так как запальное устройство химическое (ЗУХ) срабатывает автоматически по достижении давления горючего на входе 1,99 МПа.

Для проведения экспериментальных испытаний были изготовлены два двигателя (рис. 4).



**Рис. 4. Двигатель для блока И:** 1 — блок ТНА; 2 — теплообменники «О» и «Не»; 3 — рулевая машина; 4 — блок приборов; 5 — блок камеры; 6 — сопло радиационного охлаждения

Оба двигателя прошли на стендах РКК «Энергия» КТИ ~100 с и КВИ ~300 с с положительными результатами и подтвердили работоспособность модернизированного двигателя.

Для реализации двигателя с двукратным запуском была разработана ПГС (рис. 5).

Чтобы исключить разработку новых агрегатов и блоков, предложено обеспечить двукратный запуск (см. рис. 1 и 5):

• заменой блока подогревателя 6 штатного двигателя с пироклапанами одноразового использования по линиям «О» и «Г» на блок подогревателя 3 двигателя РБ Д с гидрои пневмоклапанами 8 и 9 и многоразовым химзажиганием компонентов топлива;

• *заменой пироклапана горючего* 18 на входной магистрали в охлаждающий тракт камеры сгорания *на гидроклапан* 7;

• введением клапана 10 на коллектор охлаждаемого насадка камеры сгорания для дренажа горючего из ее охлаждающего тракта при выключении двигательной установки;

• *введением пусковой форсунки* в камеру сгорания от двигателя РБ Д [3];

• установкой второй пирошашки 26 на ТНА для раскрутки пусковой турбины при повторном запуске двигателя. Чтобы исключить воспламенение второй пирошашки, при первом пуске двигателя предусматривалось ее охлаждение гелием от линии продувки камеры сгорания 24;



Рис. 5. Пневмогидравлическая схема двигателя с двукратным запуском

• заменой пирозапального устройства 2 компонентов топлива в камере сгорания на агрегат обеспечения запуска, состоявший из узлов блока многократного запуска двигателя РБ Д, пусковой емкости 4, пироклапана 15 и двух обратных клапанов 16 и 17.

### Изменение способа воспламенения компонентов топлива в камере сгорания и газогенераторах

В связи с прекращением производства пирозапальных устройств для несамовоспламеняющихся типов топлива «жидкий кислород-керосин», применявшихся в маршевом двигателе, встал вопрос о замене пирозажигания на химическое. При этом камера сгорания и газогенераторы должны были сохраниться без принципиальных изменений. Для этого ЗУХ, обеспечивающее поджиг компонентов топлива в газогенераторах двигателя, спроектировано с сохранением мест крепления в газогенераторах. Объем ЗУХ был выбран так, чтобы время горения пускового горючего было равным времени горения пирозаряда. Для введения химзажигания в камеру сгорания были использованы работы по модернизации двигателя для изделия «Союз». Без изменений использован блок зажигания, и по аналогии доработана камера сгорания — в головку установлена пусковая форсунка с двигателя РБ Д.

Автономные испытания прошли с положительными результатами.

Доработанные под химическое зажигание двигатели прошли ДИ. Запуск, работа на установившемся режиме и останов проведены по уточненной циклограмме. Она отличается от штатной тем, что по команде «Зажигание» не подается напряжение на воспламенители ПЗУ камеры сгорания и газогенераторов. Срабатывание ЗУХ, установленных вместо ПЗУ, происходит автоматически при достижении в подводящих к ним магистралях горючего давления 1,99 МПа. В ходе проведения испытаний отклонений в работе систем двигателей не обнаружено. Основные параметры двигателей с химзажиганием, измеренные при ДИ, соответствуют основным параметрам серийных двигателей при ЛИ.

На основании положительных результатов проведенных в РКК «Энергия» работ пирозажигание было заменено на химзажигание.

Принимая во внимание, что:

• двигатели с химзажиганием прошли испытания без замечаний;

• изменениям в двигателе подвергнута только конструкция зажигательных устройств при практически неизменной конструкции камеры сгорания и газогенераторов; • конструкция ЗУХ основывается на использовании технических решений аналогичных устройств двигателя РБ Д, имеющих многолетний положительный опыт летной эксплуатации;

• процесс воспламенения компонентов топлива в камере сгорания и газогенераторах 11Д33, включая расход и состав пускового горючего, полностью идентичен процессу в двигателях РБ Д, ДМ и корабля «Буран», двигатели 11Д33 с химзажиганием были допущены к установке и испытаниям в составе РБ Л с уточнением его системы управления (исключена подача напряжения на ПЗУ и ЗУ двигателя).

С полигона «Плесецк» 02.12.1999 г. был осуществлен пуск РК «Молния». По принятой схеме работы РК «Молния» РБ Л выведен на опорную орбиту, с которой через 1,5 ч был осуществлен запуск маршевого двигателя 11Д33. Анализ данных телеметрии показал, что запуск и работа двигателя прошли без замечаний. Это мероприятие продлило эксплуатацию двигателя 11Д33 еще на 10 лет.

# Изготовление маршевого двигателя без переборки после КТИ

В связи с резким сокращением в 1990-е гг. производства маршевых двигателей 11Д33 (практически переходом от серийного производства к единичному) остро встала задача сохранения их достигнутой надежности. Учитывая, что огневые КТИ двигателя являются завершающей комплексной проверкой при его изготовлении перед сдачей заказчику, необходимо было с целью уменьшения вероятности внесения дефектов при переборке снизить объем переборок самого двигателя и его агрегатов после КТИ.

Метод изготовления ЖРД без переборки после КТИ впервые был разработан ОКБ-1 (РКК «Энергия») в 1970 г. для двигателя РБ Д ракетного комплекса Н-1 [1, 2] и с того времени широко применяется в производстве ЖРД. Использовать такой метод для двигателя 11Д33 стало возможным после замены в нем пиротехнического зажигания на химическое. С целью сохранения его надежности была разработана техническая документация на изготовление маршевого двигателя 11Д33 с минимальным объемом переборки после КТИ. Она предусматривала следующие изменения в проведении КТИ и последующих работах с двигателем:

• раскрутку пусковой турбины ТНА при КТИ производить воздухом вместо газов пирошашки, что позволяет не проводить ее переборку после КТИ для очистки от продуктов сгорания пирошашки; • не задействовать отсечной пироклапан окислителя, расположенный на входе в головку камеры сгорания при выключении двигателя, и не срезать его после КТИ для замены. В полете он обеспечивает малый импульс последействия при выключении двигателя. При КТИ импульс последействия не контролируется. Работоспособность клапана подтверждается при КВИ его и двигателя. Это мероприятие дает возможность не разрезать после КТИ связку камера– клапан–газовод–ТНА–газогенератор;

• обеспечить перед выключением двигателя переход со штатного горючего РГ-1 на бензин, что позволяет качественно производить термовакуумную сушку двигателя после КТИ;

• ввести термовакуумную сушку двигателя после КТИ по методике двигателя РБ Д;

• испытания на герметичность ТНА и клапанов, кроме пироклапанов, проводить после КТИ в составе двигателя для повторного их использования.

Для реализации принятых решений было выполнено два этапа работ на двух двигателях.

Первый этап — холодные испытания. Цель испытаний — определение параметров воздуха, используемого для раскрутки ТНА пусковой турбиной от систем стенда вместо штатного пиростартера. Критерий оценки холодных испытаний — достижение штатного темпа набора давления после насосов окислителя и горючего при раскрутке ТНА пусковой турбиной. Подача окислителя и горючего в двигатель производилась по принятой на стенде методике и штатной циклограмме. Было проведено три испытания на двух двигателях, при которых получены параметры газа, обеспечивающие штатную раскрутку ТНА.

Второй этап — ДИ двигателей для подтверждения их работоспособности после каждого огневого испытания без последующей за ним переборки.

В процессе ДИ проведена оценка работоспособности двигателя как по результатам анализа измеренных параметров при огневых испытаниях, так и по результатам испытаний, проводимых на двигателе после пусковых контрольных операций.

Аномальных явлений при выходе двигателя на режим, при работе на главной ступени и выключении не обнаружено. Двигатели при проверках после огневых испытаний замечаний не имели.

Основные мероприятия, обеспечивающие переход к безпереборочному варианту поставок в товар маршевого двигателя после КТИ, отработаны и подтверждены при ДИ двигателя.

Переход на поставки маршевого двигателя после КТИ с минимальным объемом переборки:

• не меняет объем контрольных огневых испытаний;

• уменьшает вероятность внесения дефектов после КТИ;

• не требует изменения конструкторской документации и условий эксплуатации;

• не меняет оценку его надежности, полученную по безотказной статистике наземных и летных испытаний в виде нижней границы вероятной безотказной работы — 0,996 при доверительной вероятности 0,9.

На основании положительных результатов испытаний методика проведения КТИ двигателя 11Д33 с минимальным объемом переборки внедрена в производство.

#### Значение разработки маршевого двигателя замкнутой схемы в развитии отечественных ЖРД и итоги 50-летней эксплуатации

Разработка в ОКБ-1 (РКК «Энергия») первого отечественного ЖРД замкнутой схемы, как и первого рулевого ЖРД, обеспечила большой прогресс в развитии ЖРД. При создании этого двигателя был решен ряд важнейших технических задач:

1. Разработана пневмогидравлическая схема двигателя нового класса с дожиганием генераторного газа, обеспечившая:

• практически полное использование энергетических возможностей топливной пары кислород-керосин ;

• использование всего кислорода для привода турбины ТНА (впервые в производстве двигателей);

• надежный запуск в пустоте после длительного пребывания в космосе.

2. Разработана методика проведения испытаний ЖРД, обеспечивающая надежность работы двигателя РБ — последней ступени многоступенчатой ракеты:

• проведение огневых КТИ всех изготовленных двигателей для определения их работоспособности и характеристик;

• комплектация успешно прошедших КТИ двигателей в партии по пять штук с выборкой одного на КВИ;

• виброиспытания двигателей при КВИ на режимах, имитирующих вибронагрузки при работе предыдущих ступеней;

• огневые испытания двигателей при КВИ на режимах, увеличенных по давлению в камере и соотношению компонентов топлива.

Маршевый двигатель 11Д33 находился в эксплуатации 50 лет. Первый пуск РК «Молния» состоялся 10.10.1960 г., последний — 30.09.2010 г. За этот период произошло два отказа при первых пусках в составе РК «Молния». Первый отказ — сварка в вакууме рессоры ТНА. Второй — преждевременный вылет ПЗУ из камеры сгорания. Проведенные мероприятия золочение рессоры с нанесением специальной смазки и повышение прочности ПЗУ с введением его виброиспытаний в составе двигателя при КВИ — исключили в дальнейшем отказы двигателя.

За 50 лет маршевый двигатель 11ДЗЗ участвовал в выведении 284 космических объектов:

 девяти межпланетных автоматических станций к планете Венера;

• двух межпланетных автоматических станций к планете Марс;

• 14 автоматических аппаратов к Луне;

• 259 спутников связи для народнохозяйственных целей, Министерства обороны и иностранных заказчиков.

По статистике стендовых и летных испытаний двигатель имел одну из наиболее высоких оценок по надежности — 0,996 при доверительной вероятности 0,9. По сравнению с современными ему отечественными ЖРД такого класса он имел самый большой удельный импульс в пустоте — 3 335 м/с и наименьшую удельную массу — 22,7 кг на тонну тяги.

#### Выводы

Создание двигателя 11Д33 дало толчок для перехода отечественного двигателестроения на ЖРД с замкнутой схемой и открыло путь к дальнейшему повышению давления в камерах сгорания двигателей различного назначения и работающих на разных компонентах топлива и повышению их экономичности, что было невозможно в двигателях открытой схемы из-за роста потерь на привод ТНА.

Работы по двигателю 11Д33 позволили РКК «Энергия» в течение последующих лет создать ряд маршевых двигателей с многократным включением для разгонных блоков типа Д, ДМ и орбитального корабля «Буран» [1–4] с высокими энергетическими характеристиками и надежностью. Заложенные при разработке маршевого двигателя 11Д33 идеи — работа по замкнутой схеме, кислородное охлаждение камеры сгорания и возможность повышения давления — используются РКК «Энергия» и сегодня при проектировании перспективных ЖРД с более высоким удельным импульсом.

### Список литературы

1. Кобелев В.Н., Милованов А.Г. Средства выведения космических аппаратов. М.: РЕ-СТАРТ, 2009. 528 с.

2. Жидкостные ракетные двигатели, созданные ОКБ-1, ЦКБЭМ-НПО «Энергия» / Под ред. Соколова Б.А. // Ракетно-космическая техника. Труды. Сер. XII. Королёв: РКК «Энергия», 2009. Вып. 1–2. 188 с.

3. Филин В.М. Ракета космического назначения Зенит-З*SL* для программы «Морской старт» // Космическая техника и технологии. 2014. № 2 (5). С. 40–48.

4. Многоразовый орбитальный корабль «Буран» / Под ред. Семенова Ю.П. и др. М.: Машиностроение, 1995. 448 с.

Статья поступила в редакцию 28.10.2014 г.

### References

1. Kobelev V.N., Milovanov A.G. Sredstva vyvedeniya kosmicheskikh apparatov [Spacecraft launch vehicles]. Moscow, RESTART publ., 2009. 528 p.

2. Zhidkostnye raketnye dvigateli, sozdannye OKB-1, TsKBEM-NPO «Energiya» [Liquid propellant rocket engines developed at OKB-1, TsKBEM-NPO Energia]. Ed. Sokolov B.A. et al. Raketno-kosmicheskaya tekhnika. Trudy. Ser. XII. Korolev: RKK «Energiya» publ., 2009, issue 1–2, 188 p.

3. Filin V.M. Raketa kosmicheskogo naznacheniya «Zenit-3SL» dlya programmy «Morskoi start» [«Zenit-3SL» integrated launch vehicle for Sea Launch program]. Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii, 2014, no. 2(5), pp. 40–48.

4. Mnogorazovyi orbital'nyi korabl' «Buran» [Reusable Orbiter Buran]. Ed. Semenov Yu.P. et al. Moscow, Mashinostroenie publ., 1995. 448 p.

# ТРЕБОВАНИЯ К МАТЕРИАЛАМ ДЛЯ ПУБЛИКАЦИИ

1. К публикации в журнале «Космическая техника и технологии» принимаются оригинальные, ранее не публиковавшиеся научно-технические статьи, отвечающие профилю журнала и соответствующие настоящим требованиям.

2. Объем статьи не должен превышать 20 страниц печатного текста, включая таблицы. Статья должна содержать не более 10 рисунков, графиков, иллюстраций. Все страницы должны быть пронумерованы. В тексте статьи должны содержаться рисунки, таблицы, графики и иллюстрации, если они есть по тексту.

3. Изложение материала должно быть в следующей последовательности (ГОСТ Р 7.0.7-2009, требования ВАК):

- индекс УДК (слева);
- название статьи на русском и английском языках;
- фамилия, имя, отчество полностью всех авторов на русском и английском языках;
- контактная информация: *e-mail*;

• аннотация на русском и английском языках, причем на английском языке не менее 100 слов (ГОСТ 7.9-95);

- ключевые слова на русском и английском языках;
- основной текст;
- выводы (или заключение);
- список литературы.

4. Рисунки, таблицы и графики оформляются согласно ГОСТ 7.32-2001. Размер рисунка, графика должен обеспечивать ясность передачи всех деталей. Таблицы должны содержать заголовки.

Иллюстративный материал предоставляется в цветном изображении в форматах *jpeg (jpg)* или *tiff* (*tif*) с разрешением не менее 300 *dpi*. Размер иллюстраций должен быть не более формата A4.

Рисунки, таблицы, графики, иллюстративный материал и подрисуночные подписи дополнительно предоставляются в виде отдельных файлов.

5. Набирать текст необходимо в *MS Word*, используя стандартный шрифт *Times New Roman*, размер – 12, интервал – полтора. Поля со всех сторон – 25 мм.

6. Для набора формул следует использовать редактор формул *Math Equation* или встраиваемый формульный процессор *Math Type*. Формулы в тексте должны быть напечатаны без дополнительных интервалов между строками текста. Нумеруются только те формулы, на которые есть ссылки в тексте согласно ГОСТ 2.105-95.

7. Все используемые буквенные обозначения и аббревиатуры должны быть расшифрованы.

8. Размерность величин должна соответствовать системе СИ.

9. Элементы списка литературы должны содержать фамилии и инициалы всех авторов, полное название работы.

Для книг указывается место издания, издательство, год издания, количество страниц.

Для статей – название журнала или сборника, год выпуска, том, номер, номера первой и последней страниц согласно ГОСТ Р 7.0.5-2008, ГОСТ 7.82-2001.

Для патентов – страна, номер, название, автор, заявитель и патентообладатель, дата подачи заявки, дата приоритета, название издания и его номер, дата публикации.

Автор несет ответственность за правильность данных, приведенных в списке литературы.

- 10. К статье должны быть приложены сведения об авторах:
- фамилия, имя, отчество полностью всех авторов;
- ученое звание и ученая степень каждого из авторов на русском языке;

• должность, место работы (полное название организации, страна, город) на русском и английском языках;

- контактная информация: *e-mail*, телефон;
- корреспондентский почтовый адрес (можно один на всех авторов)

• фотографии авторов (в форматах *jpeg (jpg)* или *tiff (tif)* с разрешением не менее 300 *dpi*, размер не менее 60×40 мм).

Указать сферу профессиональных интересов (не более 7 слов) и общее количество публикаций каждого из авторов.

В сведениях об авторах должен быть указан ответственный автор (автор, которому делегированы полномочия представлять интересы группы авторов), с кем редакция будет взаимодействовать при работе над статьей. 11. Материалы для публикации, оформленные с нарушением указанных правил, не рассматриваются и возвращаются автору на доработку.

12. В редакцию статья представляется с полным комплектом следующих документов:

• представление (сопроводительное письмо) руководителя организации или члена редколлегии журнала;

• рукопись статьи в двух экземплярах, напечатанных на принтере на одной стороне стандартного листа формата А4, подписанная всеми ее авторами;

• подписанный лицензионный договор;

• оригинал экспертного заключения о возможности открытой публикации;

• *CD* или *DVD*-диск, содержащий файлы: текст статьи в формате *doc* с рисунками, графиками, таблицами, иллюстрациями; сведения об авторах; фотографии авторов; файлы иллюстраций, рисунков, таблиц, графиков.

13. Каждая рукопись статьи проходит предварительную экспертизу для определения:

• является ли материал научной или научно-технической статьей;

• является ли статья оригинальной (не публиковавшейся ранее или частично опубликованной и где), результаты получены автором или заимствованы, имеются ли соответствующие ссылки на литературные источники;

• актуальности, новизны и/или практической значимости работы.

По результатам предварительной экспертизы ответственному автору направляются рекомендации по возможности предоставления ее в редакцию или необходимости доработки статьи.

14. Зарегистрированная статья направляется на рецензирование специалистам по тематике статьи. При положительной рецензии с замечаниями авторы обязаны доработать статью в соответствии с рекомендациями рецензента, после чего представить в редакцию доработанный вариант с ответом на рецензию, подписанным авторами (ответственным автором по поручению авторов) с указанием даты. В этом случае датой поступления статьи в редакцию считается дата регистрации доработанного варианта статьи.

Авторы могут не согласиться с рецензентом и представить мотивированное обоснование о нецелесообразности полной или частичной доработки. При несогласии рецензента редколлегия может направить статью другому рецензенту или согласиться с мнением авторов и принять статью к публикации. При двух отрицательных рецензиях статья не может быть опубликована в настоящем журнале.

15. Отредактированная и сверстанная статья для оригинал-макета номера журнала (корректура статьи) в электронном виде по электронной почте или другим способом высылается автору (ответственному автору). Автор обязан в срок до 5 рабочих дней по электронной почте выслать в редакцию предложения об исправлении ошибок. Автор в указанный срок может лично в редакции внести исправления в корректуру.

При отсутствии замечаний автор должен известить об этом редакцию.

При не поступлении в редакцию замечаний в течение 5 рабочих дней корректура считается согласованной и ответственность за возможные ошибки несут авторы. Замечания после этого срока не принимаются.

# Консультации по правильному оформлению подаваемых материалов можно получить в редакции журнала по тел.:8(495) 513-87-46 или по e-mail: ktt@rsce.ru.

Электронную версию журнала «Космическая техника и технологии» можно найти на сайте *http://www.energia.ru/ktt/index.html*.

#### <u>Издатель</u>

Четырежды ордена Ленина, ордена Октябрьской Революции ОАО «Ракетно-космическая корпорация "Энергия" им. С.П. Королёва»

#### <u>Научный редактор</u> Синявский В.В.

#### Редакторская группа

Черных О.А. Лосикова А.А.

<u>Технический редактор</u> Бушуева Е.С.

## Дизайн и верстка

Кузнецова Т.В. Паук Е.В.

#### Разработка макета и дизайн обложки

Алексеева Т.А. Колесникова М.В. Милехин Ю.Н. Паук Е.В.

# <u>Фотограф</u>

Григоренко Н.А.

#### Перевод

Сектор переводов контрактной документации РКК «Энергия»

# <u>Адрес редакции</u>

Ул. Ленина, 4А, г. Ќоролёв, Московская область, Россия, 141070 Тел. 8(495)513-87-46 E-mail: ktt@rsce.ru http://www.energia.ru/ktt/index.html Подписной индекс 40528 («Пресса России»)

Дата выхода в свет 30 III, VI, IX, XII мес.

Подписано в печать 27.05.2015. Формат 60×84/8. Бумага мелованная. Цифровая печать. Объем 11,5 печ.л. Тираж 200 экз. Заказ № 3279

Отпечатано с готового оригинал-макета в типографии ОАО «РКК "Энергия" им. С.П. Королёва»