

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.**, дтн **Мухамедиева Л.Н.**, академик РАН **Попов Г.А.**, дтн **Платонов В.Н.**, дтн **Петров Н.К.**, академик РАН **Пешехонов В.Г.**, дтн, профессор **Рачук В.С.**, дтн, профессор **Салмин В.В.**, дтн, профессор **Сапожников С.Б.**, дтн, профессор **Соколов Б.А.**, член-корр. РАН **Соловьев В.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

БАЛЛИСТИКА, АЭРОДИНАМИКА, МЕХАНИКА ПОЛЕТА, ПРОЧНОСТЬ, ИССЛЕДОВАНИЕ КОСМОСА

Бабаков А.В., Белошицкий А.В., Гайдаенко В.И., Дядькин А.А. Расчет методом потоков структуры течения и аэродинамических характеристик при отделении лобового теплозащитного экрана от возвращаемого аппарата3

Андреев В.Н., Боровков А.И., Войнов И.Б., Дроздов С.М., Дядькин А.А., Казаков М.И., Казаков М.Н., Михайлов М.В. Особенности аэрогазодинамики отделяемого головного блока системы аварийного спасения с работающими двигательными установками10

СОЗДАНИЕ, ЦЕЛЕВОЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЕ И ЭКСПЛУАТАЦИЯ ПИЛОТИРУЕМЫХ АППАРАТОВ И КОМПЛЕКСОВ

Антонова Н.П., Брюханов Н.А., Четкин С.В. Средства посадки пилотируемого транспортного корабля нового поколения ...21

СОЗДАНИЕ И ЭКСПЛУАТАЦИЯ КОСМИЧЕСКИХ АВТОМАТИЧЕСКИХ АППАРАТОВ, КОМПЛЕКСОВ И СИСТЕМ

Безмозгий И.М., Казакова О.И., Софинский А.Н., Чернягин А.Г. Отработка вибропрочности автоматического космического аппарата дистанционного зондирования Земли31

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

Яблочко М.А. Адаптивные алгоритмы аварийной защиты жидкостных ракетных двигателей42

БОРТОВЫЕ И НАЗЕМНЫЕ КОМПЛЕКСЫ УПРАВЛЕНИЯ И СИСТЕМЫ

Савчук Д.В., Старовойтов Е.И. Характеристики бортовых лазерных локационных систем и угловых отражателей для увеличения дальности измерений до 2 000 км при сближении космических аппаратов47

МАТЕРИАЛЫ, ПРОИЗВОДСТВО И ТЕХНОЛОГИИ ИЗДЕЛИЙ РКТ

Махин И.Д., Носачев С.Н., Усов П.А. Особенности применения технологии автоматической импульсной лазерной сварки при изготовлении герметичных корпусов приборов с радиусными углами из слоистых композиционных материалов54

Бронз А.В., Ефремов В.И., Плотников А.Д., Чернявский А.Г. Сплав 1570С — материал для герметичных конструкций перспективных многоразовых изделий РКК «Энергия»62

Махин И.Д., Николаев В.В., Петровичев П.С. Исследование свариваемости сплавов В-1469 и 01570С с использованием электронно-лучевой сварки применительно к конструкции перспективного пилотируемого корабля68

БИЗНЕС, ЭКОНОМИКА И МЕНЕДЖМЕНТ КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ, УПРАВЛЕНИЕ ПРОЕКТАМИ И КАДРАМИ, ИНФОРМАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ, МЕЖДУНАРОДНАЯ ДЕЯТЕЛЬНОСТЬ

Бескровная И.А., Евдокимов Р.А., Кинаш П.М., Ковалев И.И., Тугаенко В.Ю. Сравнительная оценка технико-экономической эффективности использования солнечных и ядерных энергетических установок в составе лунной базы76

Косенко А.Б., Синявский В.В. Влияние ресурса ядерно-энергетической установки многоразового межорбитального электроракетного буксира на удельную стоимость транспортировки единицы массы полезного груза89

Учредитель

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 AND TECHNOLOGY

4(7)
2014

October–December

Scientific and Technical Journal

Published quarterly

Editor-in-chief

RAS academician **Legostaev V.P.**

Published since 2013

Deputy Editors-in-chief

RAS academician **Mikrin E.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. **Belyaev 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 **Popov G.A.**, Dr.Sci.(Eng.) **Platonov V.N.**, Dr.Sci.(Eng.) **Petrov N.K.**, RAS academician **Peshkxonov V.G.**, 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.**, RAS Corr. member **Soloviev V.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

BALLISTICS, AERODYNAMICS, FLIGHT DYNAMICS, STRENGTH, SPACE EXPLORATION

Babakov A.V., Beloshitskiy A.V., Gaydaenko V.I., Dyadkin A.A. Flux method analysis of flow patterns and aerodynamic characteristics during separation of front heat shield from re-entry vehicle3

Andreev V.N., Borovkov A.I., Voynov I.B., Drozdov S.M., Dyadkin A.A., Kazakov M.I., Kazakov M.N., Mikhaylov M.V. Aerogasdynamics behavior of the escape system separable nose assembly with operating propulsion system10

DEVELOPMENT, UTILIZATION AND OPERATION OF MANNED SPACECRAFT AND COMPLEXES

Antonova N.P., Bryukhanov N.A., Chyotkin S.V. Landing equipment of the new generation manned transportation spacecraft ..21

DEVELOPMENT AND OPERATION OF UNMANNED SPACECRAFT, COMPLEXES AND SYSTEMS

Bezmozgiiy I.M., Kazakova O.I., Sofinskiy A.N., Chernyagin A.G. Perfecting vibration strength properties of an unmanned Earth remote sensing spacecraft31

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

Yablochko M.A. Adaptive algorithms for emergency protection for liquid-fuel rocket engines.....42

ONBOARD AND GROUND CONTROL COMPLEXES AND SYSTEMS

Savchuk D.V., Starovoytov E.I. Characteristics of onboard laser ranging systems and corner reflectors to increase the range up to 2 000 km for the rendezvous and docking of space vehicles47

MATERIALS, MANUFACTURING AND PROCESSES FOR ROCKET AND SPACE PRODUCTS

Makhin I.D., Nosachyov S.N., Ussov P.A. Peculiarities of using automatic pulsed laser welding technology in the manufacturing of sealed device enclosures with radius corners made of laminated composite materials54

Bronz A.V., Efremov V.I., Plotnikov A.D., Chernyavsky A.G. Alloy 1570C – material for pressurized structures of advanced reusable vehicles of RSC Energia62

Makhin I.D., Nikolaev V.V., Petrovichev P.S. Study of weldability of alloys B-1469 and 01570C using electron-beam welding as applied to the advanced manned spacecraft structure68

SPACE BUSINESS, ECONOMICS AND MANAGEMENT, PROJECT AND PERSONNEL MANAGEMENT, INFORMATION TECHNOLOGIES, INTERNATIONAL ACTIVITIES

Beskrovnaya I.A., Evdokimov R.A., Kinash P.M., Kovalev I.I., Tugaenko V.Yu. Comparative assessment of technical and economic efficiency of using solar and nuclear power plants as part of a lunar base76

Kosenko A.B., Sinyavskiy V.V. The effect of service life of the nuclear power plant of a reusable electrically-propelled orbital transfer vehicle on the cost of transporting a unit of payload mass89

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 №ФC 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

РАСЧЕТ МЕТОДОМ ПОТОКОВ СТРУКТУРЫ ТЕЧЕНИЯ И АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПРИ ОТДЕЛЕНИИ ЛОБОВОГО ТЕПЛОЗАЩИТНОГО ЭКРАНА ОТ ВОЗВРАЩАЕМОГО АППАРАТА

© 2014 г. Бабаков А.В.¹, Белошицкий А.В.², Гайдаенко В.И.¹, Дядькин А.А.²

¹ Институт автоматизации проектирования Российской академии наук (ИАП РАН)
Ул. 2-я Брестская, д. 19/18, г. Москва, Российская Федерация, 123056, e-mail: icad@icad.org.ru

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

Рассматриваются результаты численного моделирования обтекания возвращаемого аппарата сегментально-конического типа и находящегося вблизи него отделяющегося лобового теплозащитного экрана. Исследуется влияние их относительного расположения на структуру потока и действующие на них аэродинамические силы. Проводится визуализация пространственно-нестационарной вихревой структуры потока. Численное моделирование основано на консервативном конечно-разностном методе потоков. Расчеты осуществляются с использованием параллельных алгоритмов, реализованных на суперкомпьютере кластерной архитектуры. Проведенные расчеты говорят о существенном влиянии относительного положения объектов на их аэродинамические характеристики. Замечено, что аэродинамическое сопротивление лобового теплозащитного экрана увеличивается, а сопротивление возвращаемого аппарата становится отрицательным, что замедляет процесс их расхождения. При появлении поперечных смещений на лобовом теплозащитном экране и возвращаемом аппарате действуют дополнительные возмущающие аэродинамические силы и моменты, влияющие на траектории их относительного движения. Приведенные данные показывают, что лобовой теплозащитный экран статически устойчив в исследованном диапазоне изменения определяющих параметров.

Ключевые слова: аэродинамика, возвращаемый аппарат, теплозащитный экран, численное моделирование, параллельные алгоритмы, визуализация.

FLUX METHOD ANALYSIS OF FLOW PATTERNS AND AERODYNAMIC CHARACTERISTICS DURING SEPARATION OF FRONT HEAT SHIELD FROM RE-ENTRY VEHICLE

Babakov A.V.¹, Beloshitskiy A.V.², Gaydaenko V.I.¹, Dyadkin A.A.²

¹ Institute for Computer-Aided Design, Russian Academy of Science (ICAD)
19/18 Vtoraya Brestskaya, Moscow, 123056, Russian Federation, e-mail: icad@icad.org.ru

² 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 discusses the results of numerical simulation of jet flows of the landing multi-nozzle propulsion system of a segment-cone-type reentry vehicle during interaction with the landing surface. Computed are both the flow of jets spreading over the surface and the flow in the vicinity of the vehicle induced by them. The studies were done for several distances between the landing surface and re-entry vehicle. For each case the steady-state solution was computed. Determined were the time needed for the flow to reach the steady state and the values of the perturbing aerodynamic forces caused by the flow of the surrounding air caused by the induced stream flow. Uniform dependence of these values

on the distance to the landing surface was obtained. In the configuration under review the position of the propulsion system nozzles on all the surfaces of the reentry vehicle there is a negative pressure creating a force which reduces the thrust of the propulsion system in the vertical direction. Generated in the process is a stream of gas from the jets, directed towards the frontal part of the vehicle. Computation was done for the case where the long axis of the vehicle deviated from the vertical. Flow pattern was obtained and the effect of the jets on aerodynamic characteristics was evaluated.

The effect of a reduction in the thrust on the parameters under study was investigated. Under consideration were the effects of reductions in thrust produced by both lower pressure in the jets and by a proportional reduction in their cross section.

The spatially unstable flow structure is visualized. The numerical simulation is based on a conservative finite-difference flux method. The computation is performed using parallel algorithms implemented on a cluster-architecture supercomputer.

Key words: aerodynamics, landing thruster jets, re-entry vehicle, landing surface, numerical simulation, parallel algorithms, visualization.



БАБАКОВ А.В.



БЕЛОШИЦКИЙ А.В.



ГАЙДАЕНКО В.И.



ДЯДЬКИН А.А.

БАБАКОВ Александр Владимирович — доктор физико-математических наук, заместитель директора ИАП РАН, e-mail: avbabakov@mail.ru

BABAKOV Alexander Vladimirovich — Doctor of Science (Physics and Mathematics), Deputy Director of ICAD RAS, e-mail: avbabakov@mail.ru

БЕЛОШИЦКИЙ Александр Васильевич — кандидат физико-математических наук, начальник сектора РКК «Энергия», e-mail: post@rsce.ru

BELOSHITSKIY Alexander Vasilyevich — Candidate of Science (Physics and Mathematics), Head of Subdepartment at RSC Energia, e-mail: post@rsce.ru

ГАЙДАЕНКО Валерий Иванович — доктор технических наук, главный научный сотрудник ИАП РАН, e-mail: g-v-i@mail.ru

GAYDAENKO Valery Ivanovich — Doctor of Science (Engineering), Chief Research Scientist at ICAD RAS, e-mail: g-v-i@mail.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

Введение

В современных космических возвращаемых аппаратах (ВА) применяются лобовые теплозащитные экраны (ЛТЭ), отделяемые от возвращаемого аппарата на малых дозвуковых скоростях на режиме посадки. Наличие в набегающем потоке теплозащитного экрана

вблизи ВА существенно влияет на структуру течения и аэродинамические характеристики ВА. Учет этого влияния необходим при проектировании систем отделения ЛТЭ.

Математическое моделирование обтекания ВА вместе с ЛТЭ может осуществляться на основе нестационарной модели невязкого сжимаемого газа, позволяющей моделировать

крупномасштабные вихревые структуры, предполагая, что вязкость и мелкомасштабная турбулентность не оказывают существенного влияния на основные характеристики потока. Несмотря на указанное упрощение математической модели, подобный подход в трехмерной нестационарной постановке требует использования значительных вычислительных мощностей и больших временных затрат.

В настоящей работе задача об обтекании ВА и ЛТЭ решается в пространственно-нестационарной постановке на основе консервативного численного метода, реализованного на суперкомпьютере кластерной архитектуры. Рассматривается влияние различных расположений ЛТЭ по отношению к ВА на структуру пространственно-нестационарного потока и аэродинамические характеристики ВА и ЛТЭ.

Постановка задачи. Численный метод

Рассматриваются ВА и находящийся неподвижно около него ЛТЭ (рис. 1).

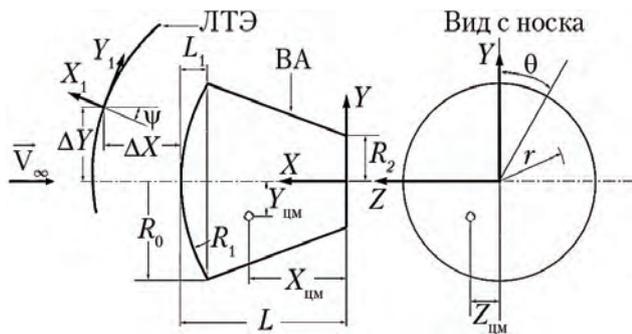


Рис. 1. Схематизация возвращаемого аппарата (ВА) и лобового теплозащитного экрана (ЛТЭ). Система координат

Примечание. L — длина аппарата; L_1 — высота лобовой сферической поверхности; R_0 — радиус мидаля аппарата.

ВА представляет собой тело вращения, состоящее из лобовой сферической поверхности, конической боковой поверхности с углом полураствора 20° и донного среза. ЛТЭ представляет собой сферический сегмент, совпадающий по форме и размерам с лобовой сферической поверхностью ВА. Используются две правосторонние системы координат $OXYZ$ и $O_1X_1Y_1Z_1$, связанные соответственно с ВА и ЛТЭ (рис. 1).

Меридиональные углы θ и θ_1 отсчитываются от положительных направлений соответственно осям OY и O_1Y_1 против часовой стрелки.

Взаимное расположение ВА и ЛТЭ задается значениями Δx , Δy — расстояниями вдоль осей OX и OY между центром лобовой сферической поверхности ВА и

центром поверхности ЛТЭ, а также значением ψ — угла поворота ЛТЭ вокруг оси O_1Z_1 . Влияние разворота ЛТЭ вокруг оси O_1Y_1 не рассматривалось.

Рассматриваемая среда — идеальный газ с отношением удельных теплоемкостей $\gamma = 1,4$ и параметрами стандартной атмосферы на бесконечности. Вектор скорости набегающего потока направлен вдоль отрицательного направления оси OX (угол атаки ВА равен нулю). Число Маха набегающего потока $M_\infty = 0,2$.

В дальнейшем используются безразмерные единицы, в которых линейные размеры отнесены к радиусу мидаля ВА R_0 , плотность, скорость и температура отнесены соответственно к плотности, скорости и температуре набегающего потока. Время отнесено к R_0/V_∞ , где V_∞ — скорость набегающего потока. Значения геометрических размеров ВА следующие:

Длина аппарата L , м	1,732;
Высота лобовой сферической поверхности L_1 , м	0,275;
Радиус кривизны лобовой сферической поверхности R_1 , м	1,953;
Радиус донного среза R_2 , м	0,471.

Координаты центра масс возвращаемого аппарата ($X_{цм}$, $Y_{цм}$, $Z_{цм}$) принимались равными

$$X_{цм} / L = 0,65; Y_{цм} / L = -0,04; Z_{цм} / L = 0,00.$$

Решение задачи осуществлялось на основе нестационарного варианта консервативного метода потоков [1, 2], основанного на конечно-разностной аппроксимации законов сохранения, записанных в интегральной форме для каждого конечного объема вычислительной сетки. Разработанные параллельные алгоритмы [3, 4] реализованы на вычислительном комплексе кластерной архитектуры Межведомственного суперкомпьютерного центра Российской академии наук (МСЦ РАН). В расчетах использовалось до 1 500 процессоров.

Результаты расчетов

В настоящей работе исследовалось влияние относительных расстояний Δx , Δy , угла ψ на структуру потока и аэродинамические силы, действующие на ВА и ЛТЭ. В расчетах использовались вычислительные сетки, включающие до $5 \cdot 10^6$ расчетных объемов. Фрагмент вычислительной сетки представлен на рис. 2.

В качестве начальных данных в момент времени $t = 0$ задается невозмущенный дозвуковой поток, в который помещены ВА и ЛТЭ. Скорости газа в области между ними и в донной области ВА при $t = 0$ принимались равными нулю.

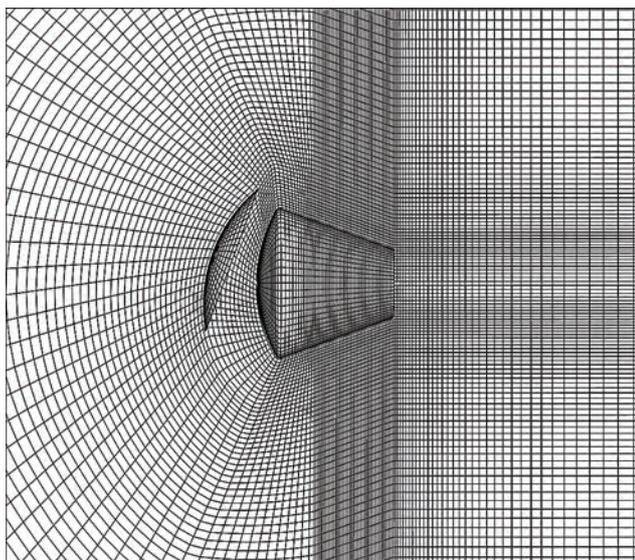


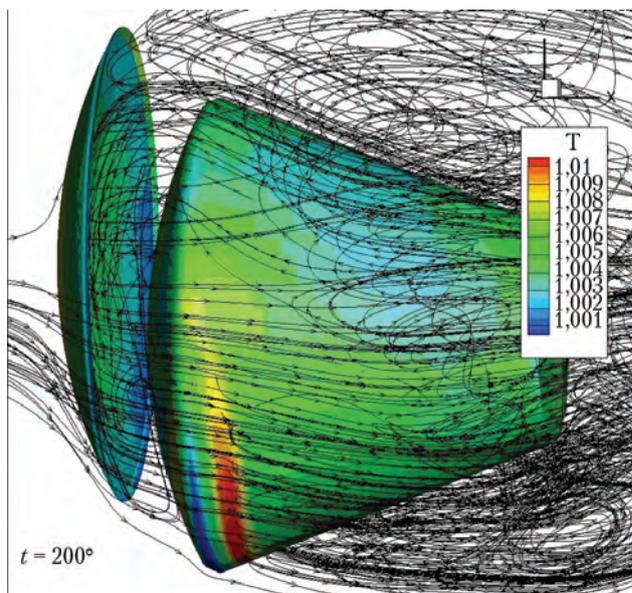
Рис. 2. Фрагмент вычислительной сетки

Общие характеристики течения

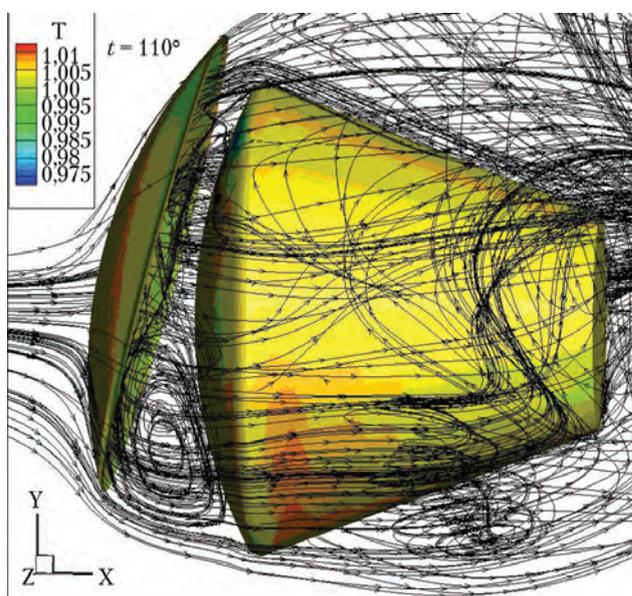
При симметричном расположении теплозащитного экрана по отношению к ВА численное решение сначала имеет симметричный характер, который при дальнейшем интегрировании теряет устойчивость, и течение приобретает пространственно-нестационарный характер, переходящий в устойчивый, но нестационарный режим. При несимметричном расположении ЛТЭ по отношению к ВА численное решение с момента времени $t = 0$ пространственно-нестационарно. В качестве примера, демонстрирующего сложную структуру течения, на рис. 3 изображены мгновенные линии тока для $\Delta x = 0,4$; $\Delta y = 0,3$ и двух значений угла $\psi = 0^\circ$ и $\psi = 15^\circ$. Здесь же цветом показано распределение безразмерной температуры газа по поверхности ВА.

На рис. 4 показаны зависимости от времени t на установившемся режиме аэродинамических характеристик ЛТЭ, а именно, коэффициента подъемной силы C_{ya} , коэффициента боковой силы C_{za} , коэффициента момента тангажа M_z в случае $\Delta x = 0,4$; $\Delta y = 0,3$; $\psi = 10^\circ$.

В дальнейшем приводятся аэродинамические характеристики, усредненные по достаточно большому промежутку времени на установившемся режиме. Моменты аэродинамических сил, действующие на ВА, рассчитаны относительно его центра масс, а моменты сил, действующие на ЛТЭ, — относительно начала координат (O_1, X_1, Y_1, Z_1) . При вычислении коэффициентов моментов сил, действующих на ВА и ЛТЭ, значения моментов относились к скоростному напору набегающего потока, площади миделя (одинаковой для аппарата и экрана) и, соответственно, длине L или L_1 .



а)



б)

Рис. 3. Мгновенные линии тока для случая $\Delta x = 0,4$; $\Delta y = 0,3$: а — $\psi = 0^\circ$; б — $\psi = 15^\circ$

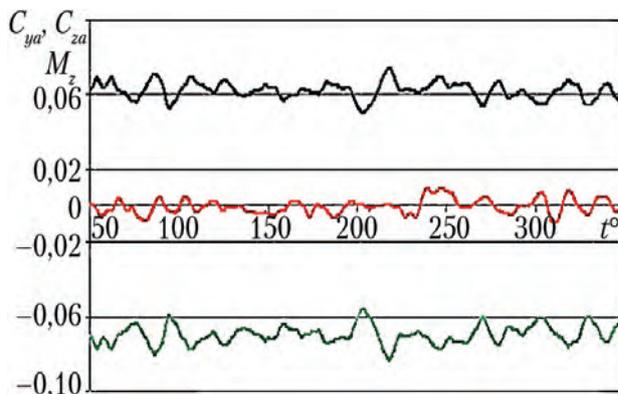


Рис. 4. Зависимость коэффициента подъемной силы C_{ya} , коэффициента боковой силы C_{za} , коэффициента момента тангажа M_z от времени t для лобового теплозащитного экрана для случая $\Delta x = 0,4$; $\Delta y = 0,3$; $\psi = 10^\circ$
Примечание. — C_{ya} ; — C_{za} ; — M_z .

Влияние смещения ЛТЭ на аэродинамические характеристики

В табл. 1, 2 приведены суммарные аэродинамические характеристики ВА и ЛТЭ (коэффициенты лобового сопротивления C_{xa} , подъемной силы C_{ya} , момента тангажа M_z) для различных значений Δx , Δy , ψ .

Таблица 1

Значения коэффициентов C_{xa} , C_{ya} , M_z для возвращаемого аппарата

Δx	Δy	ψ°	C_{xa}	C_{ya}	M_z
0,2	0	0	-0,523	-0,00069	-0,0209
0,3	0,2	0	-0,270	0,06509	-0,0426
0,3	0,2	10	-0,326	0,03236	-0,0328
0,4	0,3	0	-0,118	0,06915	-0,0500
0,4	0,3	10	-0,107	0,01635	-0,0349
0,4	0,3	15	-0,122	-0,01932	-0,0387
0,6	0,4	10	-0,056	0,00797	-0,0488
0,6	0,4	20	-0,085	-0,01279	-0,0645

Таблица 2

Значения коэффициентов C_{xa} , C_{ya} , M_z для лобового теплозащитного экрана

Δx	Δy	ψ°	C_{xa}	C_{ya}	M_z
0,2	0	0	1,665	-0,00031	0,0022
0,3	0,2	0	1,464	0,02701	-0,1898
0,3	0,2	10	1,455	0,05083	-0,3572
0,4	0,3	0	1,382	0,03811	-0,2679
0,4	0,3	10	1,286	0,06000	-0,4216
0,4	0,3	15	1,265	0,07261	-0,5099
0,6	0,4	10	1,228	0,06216	-0,4366
0,6	0,4	20	1,230	0,09769	-0,6865

Из табл. 1 видно, что во всех рассмотренных случаях значения коэффициента лобового сопротивления ВА отрицательны, что вызвано значительным разрежением в области между ЛТЭ и лобовой частью ВА. В этой области возникает интенсивное вихревое течение (см. рис. 3). В качестве примера на рис. 5, 6 показаны зависимости коэффициента давления

$$C_p = 2(P - P_\infty) / (\gamma M_\infty^2 P_\infty)$$

от меридионального угла θ на лобовой сферической поверхности ВА для трех значений угла наклона ЛТЭ $\psi = 0; 10; 15^\circ$, где P_∞ — давление в набегающем потоке на бесконечности, P — давление на поверхности.

На рис. 5 представлены данные на сферической поверхности в плоскости $x = const$ для значения радиуса окружности $r = 0,41$, а на рис. 6 — для значений $r = 0,83$.

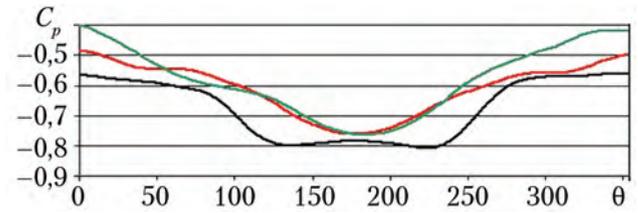


Рис. 5. Зависимость C_p от θ на сферической поверхности возвращаемого аппарата для случая $\Delta x = 0,4; \Delta y = 0,3; r = 0,41$
Примечание. — $\psi = 0^\circ$; — $\psi = 10^\circ$; — $\psi = 15^\circ$.

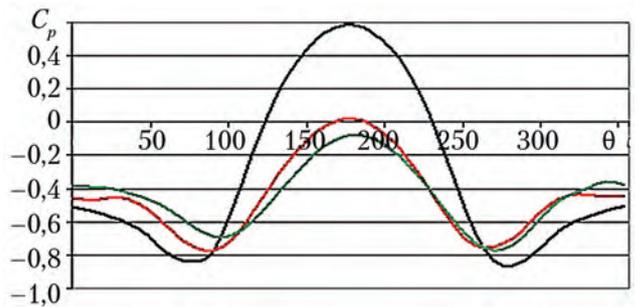


Рис. 6. Зависимость C_p от θ на сферической поверхности возвращаемого аппарата для случая $\Delta x = 0,4; \Delta y = 0,3; r = 0,83$
Примечание. — $\psi = 0^\circ$; — $\psi = 10^\circ$; — $\psi = 15^\circ$.

Из сравнения рис. 5 и 6 видно, что влияние угла наклона ψ на распределение $C_p(\theta)$ увеличивается при увеличении r . Так, на рис. 5 все три кривые достаточно близки между собой, в то время как на рис. 6 кривая, соответствующая $\psi = 0^\circ$, заметно отличается от двух других. На нижней части сферической поверхности ВА появляется область, где разрежение сменяется областью повышенного давления.

На рис. 7 показаны зависимости коэффициентов лобового сопротивления и подъемной силы ВА от угла наклона ψ при $\Delta x = 0,4; \Delta y = 0,3$. Видно, что в этом случае сила лобового сопротивления практически не зависит от угла наклона теплозащитного экрана, а подъемная сила уменьшается с ростом ψ , что согласуется с данными, приведенными на рис. 5, 6.

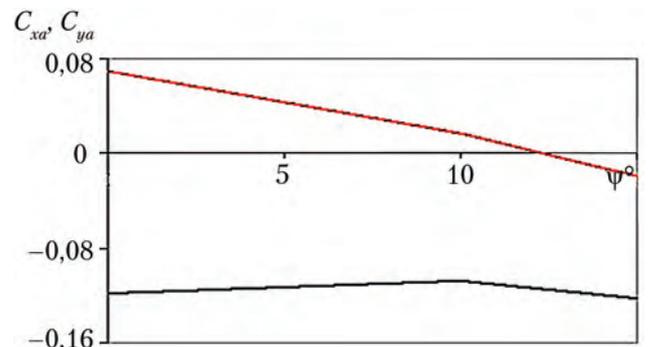


Рис. 7. Зависимость C_{xa} и C_{ya} от ψ для возвращаемого аппарата для случая $\Delta x = 0,4; \Delta y = 0,3$
Примечание. — C_{xa} ; — C_{ya} .

Влияние угла наклона лобового теплозащитного экрана на его аэродинамические характеристики

Рассмотрено смещение ЛТЭ $\Delta x = 0,4$; $\Delta y = 0,3$. На рис. 8 показаны зависимости коэффициента давления C_p от меридионального угла θ_1 на поверхности ЛТЭ для трех значений $\psi = 0$; 10 ; 15° на окружности $r_1 = 0,7$.

Пунктирными линиями приведены данные для наветренной (лобовой) стороны экрана, сплошными — данные для подветренной (донной) стороны. Видно, что за ЛТЭ существует разрежение, которое слабо зависит от угла наклона экрана ψ при $r_1 = 0,7$.

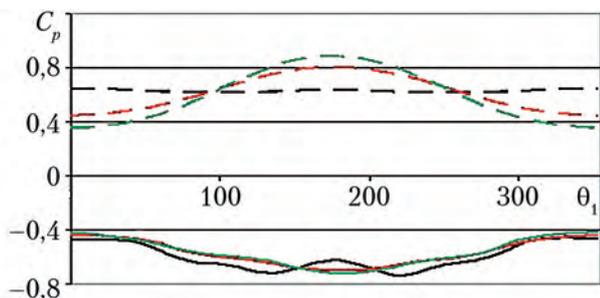


Рис. 8. Зависимость C_p от θ_1 на поверхности лобового теплозащитного экрана для случая $\Delta x = 0,4$; $\Delta y = 0,3$; $r_1 = 0,7$
Примечание. ---; — $\psi = 0^\circ$; ---; — $\psi = 10^\circ$; ---; — $\psi = 15^\circ$.

Зависимости коэффициентов лобового сопротивления и момента тангажа ЛТЭ от его угла наклона для $\Delta x = 0,4$; $\Delta y = 0,3$ представлены на рис. 9, а на рис. 10 показана зависимость коэффициента подъемной силы от угла наклона при тех же значениях Δx и Δy .

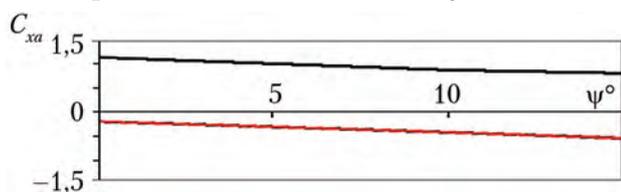


Рис. 9. Зависимость C_{xa} и M_z от ψ для лобового теплозащитного экрана для случая $\Delta x = 0,4$; $\Delta y = 0,3$
Примечание. — C_{xa} ; — M_z .

Приведенные данные показывают, что ЛТЭ статически устойчив в исследованном диапазоне изменения углов ψ . Действующие на ЛТЭ аэродинамические силы при увеличении угла ψ стремятся уменьшить его величину. Сила лобового сопротивления экрана при этом незначительно уменьшается.

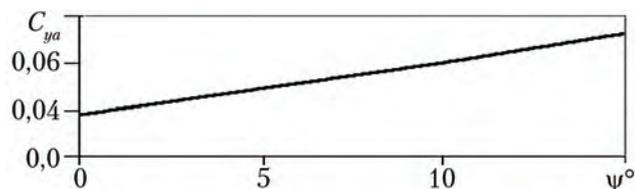


Рис. 10. Зависимость C_y от ψ для лобового теплозащитного экрана для случая $\Delta x = 0,4$; $\Delta y = 0,3$

Заключение

Проведенные исследования показывают, что наличие отделяемого ЛТЭ вблизи ВА существенно влияет на их аэродинамические характеристики, что необходимо учитывать в анализе динамики разделения.

Аэродинамическое сопротивление ЛТЭ увеличивается примерно в 1,5 раза по сравнению с изолированным экраном, а сопротивление ВА становится отрицательным в результате изменения структуры течения между этими объектами, что может замедлять процесс их расхождения.

Взаимное влияние между ЛТЭ и ВА проявляется при достаточно больших расстояниях (до одного диаметра корпуса ВА), уменьшаясь с увеличением расстояния.

При появлении поперечных смещений на ЛТЭ и ВА действуют дополнительные возмущающие аэродинамические силы и моменты, которые необходимо учитывать при расчете траекторий их относительного движения.

Результаты настоящей работы, полученные для значения $M_\infty = 0,2$, могут быть распространены и на другие малые дозвуковые скорости набегающего потока, поскольку на этих режимах аэродинамические характеристики слабо зависят от числа M_∞ .

Список литературы

1. Белоцерковский О.М., Северинов Л.И. Консервативный метод потоков и расчет обтекания тела конечных размеров вязким теплопроводным газом // Журнал вычислительной математики и математической физики. 1973. Т. 12. № 2. С. 385–397.
2. Бабаков А.В. О возможности численного моделирования нестационарных вихревых структур в ближнем следе // Журнал вычислительной математики и математической физики. 1988. Т. 28. № 2. С. 267–277.
3. Бабаков А.В. Численное моделирование пространственно-нестационарных струй сжижаемого газа на многопроцессорном вычислительном комплексе // Журнал вычислительной математики и математической физики. 2011. Т. 51. № 2. С. 251–260.
4. Бабаков А.В., Новиков П.А. Моделирование нестационарных вихревых структур в ближнем следе плохообтекаемых тел на вычислительном комплексе параллельной архитектуры // Журнал вычислительной математики и математической физики. 2011. Т. 51. № 2. С. 261–267.

Статья поступила в редакцию 30.06.2014 г.

References

1. Belotserkovskii O.M., Severinov L.I. *Konservativnyi metod potokov i raschet obtekaniya tela konechnykh razmerov v yazkim teploprovodnym gazom* [Conservative flux method and analysis of flow around a finite body of viscous heat-conducting gas]. *Zhurnal vychislitel'noi matematiki i matematicheskoi fiziki*, 1973, vol. 12, no. 2, pp. 385–397.
2. Babakov A.V. *O vozmozhnosti chislennogo modelirovaniya nestatsionarnykh vikhrevykh struktur v blizhnem slede* [About the feasibility of numerical simulation of non-stationary vortex structures in the near wake]. *Zhurnal vychislitel'noi matematiki i matematicheskoi fiziki*, 1988, vol. 28, no. 2, pp. 267–277.
3. Babakov A.V. *Chislennoe modelirovanie prostranstvenno-nestatsionarnykh strui szhimaemogo gaza na mnogoprotsessornom vychislitel'nom komplekse* [Numerical simulation of spatially-nonstationary jets of compressible gas using a multiple-processor computer system]. *Zhurnal vychislitel'noi matematiki i matematicheskoi fiziki*, 2011, vol. 51, no. 2, pp. 251–260.
4. Babakov A.V., Novikov P.A. *Modelirovanie nestatsionarnykh vikhrevykh struktur v blizhnem slede plokhobtekaemykh tel na vychislitel'nom komplekse parallel'noi arkhitektury* [Simulating non-stationary vortex structures in the near wake of blunt bodies using a parallel architecture computer system]. *Zhurnal vychislitel'noi matematiki i matematicheskoi fiziki*, 2011, vol. 51, no. 2, pp. 261–267.

ОСОБЕННОСТИ АЭРОГАЗОДИНАМИКИ ОТДЕЛЯЕМОГО ГОЛОВНОГО БЛОКА СИСТЕМЫ АВАРИЙНОГО СПАСЕНИЯ С РАБОТАЮЩИМИ ДВИГАТЕЛЬНЫМИ УСТАНОВКАМИ

© 2014 г. Андреев В.Н.³, Боровков А.И.², Войнов И.Б.², Дроздов С.М.⁴,
Дядькин А.А.¹, Казаков М.И.¹, Казаков М.Н.³, Михайлов М.В.¹

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

² Санкт-Петербургский государственный политехнический университет (СПбГПУ) Ул. Политехническая, 29, г. Санкт-Петербург, Российская Федерация, 195251, e-mail: office@spbstu.ru

³ Центральный научно-исследовательский институт машиностроения (ЦНИИмаш) Ул. Пионерская, 4, г. Королев, Московская область, Российская Федерация, 141070, e-mail: corp@tsniimash.ru

⁴ Центральный аэрогидродинамический институт имени проф. Н.Е. Жуковского (ЦАГИ) Ул. Жуковского, 1, г. Жуковский, Московская область, Российская Федерация, 140180, e-mail: info@tsagi.ru

В статье, используя расчетные и экспериментальные данные, анализируются особенности обтекания отделяемого головного блока (ОГБ) с работающими двигательными установками системы аварийного спасения пилотируемого транспортного корабля. Показано значительное влияние струй работающих двигательных установок на аэродинамические характеристики. Выявлены характерные режимы обтекания. Продемонстрирована возможность использования существующих программных комплексов для компьютерного моделирования обтекания ОГБ, в том числе с работающими двигательными установками, и прогнозирования аэродинамических характеристик на различных режимах полета.

В статье приведены данные по сравнению результатов расчетных и экспериментальных исследований аэродинамических характеристик ОГБ с неработающими двигательными установками, демонстрирующие обоснованность выбора программных комплексов AeroShape-3D и ANSYS CFX для решения рассматриваемой задачи. Представлены диаграммы распределения коэффициента давления на поверхности корпуса и распределения плотности и скоростей течения около ОГБ с работающими и неработающими двигательными установками на различных режимах течения. Показано сравнение струйных составляющих аэродинамических коэффициентов ОГБ, полученных расчетом, с экспериментальными данными в полетном диапазоне изменения чисел Маха от 0,6 до 6,0.

Ключевые слова: двигательная установка, отделяемый головной блок, система аварийного спасения.

AEROGASDYNAMICS BEHAVIOR OF THE ESCAPE SYSTEM SEPARABLE NOSE ASSEMBLY WITH OPERATING PROPULSION SYSTEM

Andreev V.N.³, Borovkov A.I.², Voynov I.B.², Drozdov S.M.⁴,

Dyadkin A.A.¹, Kazakov M.I.¹, Kazakov M.N.³, Mikhaylov M.V.¹

¹ 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

² Saint-Petersburg State Polytechnic University (SPbSPU)
29 Polytekhnicheskaya, Saint-Petersburg, 195251, Russian Federation, e-mail: office@spbstu.ru

³Central Engineering Research Institute (TsNIImash)

4 Pionerskaya Street, Korolev, Moscow region, 141070, Russian Federation, e-mail: corp@tsniimash.ru

⁴Central Aerohydrodynamic Institute named after Professor N.E. Zhukovsky (CAI)

1 Zhukovskaya Street, Zhukovskiy, Moscow region, 140180, Russian Federation, e-mail: info@tsagi.ru

The paper uses computational and experimental data to analyze the behavior of the flow around the separated nose assembly with operating thrusters of the escape system of a manned transportation spacecraft. It demonstrates a significant effect of the jets on aerodynamic characteristics. Distinctive flow regimes have been identified. The feasibility of using the existing software systems for computer simulation of the flow around the separable nose assembly, including the case with operating propulsion system, and for predicting aerodynamic properties in different flight modes.

The paper provides data on the comparison of results of computational and experimental studies of aerodynamic properties of the separable nose assembly with inactive propulsion system, which demonstrate the validity of selecting software packages AeroShape-3D and ANSYS CFX for this task. The paper provides profiles of the pressure factor distribution of the surface of the hull and density and flow rate distributions near the nose assembly with both operating and inactive propulsion system in different flow modes. It provides a comparison of jet components of the nose assembly aerodynamic factors obtained through computation with experimental data within the in-flight variation range of Mach numbers from 0,6 to 6,0.

Key words: propulsion system, separable nose assembly, escape rocket stage.



АНДРЕЕВ В.Н.



БОРОВКОВ А.И.



ВОЙНОВ И.Б.



ДРОЗДОВ С.М.



ДЯДЬКИН А.А.



КАЗАКОВ М.И.



КАЗАКОВ М.Н.



МИХАЙЛОВ М.В.

АНДРЕЕВ Виктор Николаевич — исполняющий обязанности начальника сектора ЦНИИМаш, e-mail: eremin_V@mail.ru

ANDREEV Victor Nikolaevich — Acting Head of Sector at TsNIImash, e-mail: eremin_V@mail.ru

БОРОВКОВ Алексей Иванович — кандидат технических наук, профессор, проректор по перспективным проектам СПбГПУ, e-mail: borovkov@compmechlab.com

BOROVKOV Alexey Ivanovich — Candidate of Science (Engineering), Professor, Pro-rector for advanced projects at SPbSPU, e-mail: borovkov@compmechlab.com

ВОЙНОВ Игорь Борисович — начальник отдела СПбГПУ, e-mail: voinov@compmechlab.com

VOYNOV Igor Borisovich — Head of Department at SPbSPU, e-mail: voinov@compmechlab.com

ДРОЗДОВ Сергей Михайлович — доктор физико-математических наук, начальник отдела ЦАГИ, e-mail: smdrozdov@yandex.ru

DROZDOV Sergey Mikhaylovich — Doctor of Science (Physical and Mathematical), Head of Department at CAI, e-mail: smdrozdov@yandex.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

КАЗАКОВ Михаил Иванович — начальник сектора РКК «Энергия», e-mail: post@rsce.ru

KAZAKOV Mikhail Ivanovich — Head of Subdepartment at RSC Energia, e-mail: post@rsce.ru

КАЗАКОВ Михаил Николаевич — кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник

ЦНИИмаш, e-mail: kazakov_mikhail@mail.ru

KAZAKOV Mikhail Nikolaevich — Candidate of Science (Engineering), Lead Research Scientist at TsNIImash, e-mail: kazakov_mikhail@mail.ru

МИХАЙЛОВ Максим Викторович — инженер РКК «Энергия», e-mail: post@rsce.ru

MIKHAYLOV Maxim Viktorovich — Engineer at RSC Energia, e-mail: post@rsce.ru

Введение

Для отделения возвращаемого аппарата (ВА) с экипажем пилотируемого транспортного корабля (ПТК) нового поколения от аварийной ракеты-носителя (РН) используется реактивный блок аварийного спасения (РБАС), который в связке с ВА образует отделяемый головной блок (ОГБ) (рис. 1). При возникновении аварии РБАС срабатывает и уводит ВА на безопасное расстояние, после чего основной ракетный двигатель (ОРД) выключается, и с помощью специального двигателя в носовой части РБАС осуществляется разворот ОГБ по углу атаки на 160° с целью формирования оптимальных условий отделения ВА от РБАС и ввода парашютной системы для мягкой посадки ВА.

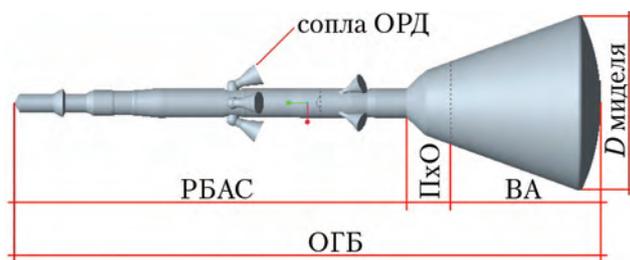


Рис. 1. Компоновочная схема отделяемого головного блока

Примечание. ОГБ — отделяемый головной блок; ОРД — основной ракетный двигатель; РБАС — реактивный блок аварийного спасения; ПХО — переходный отсек; ВА — возвращаемый аппарат.

В данной работе анализируются результаты компьютерного моделирования обтекания ОГБ с целью определения его аэродинамических характеристик (АХ) для решения вопросов баллистики, динамики движения и нагружения конструкции. Рассматриваются режимы обтекания ОГБ с работающим РБАС в диапазоне углов атаки $0...30^\circ$ и с

выключенным РБАС в диапазоне углов атаки $0...180^\circ$. Влияние на аэродинамические характеристики струй двигателя разворота ОГБ по углу атаки не учитывается, так как оно незначительно. Поскольку авария может произойти на любом атмосферном участке траектории выведения корабля, задача решается в диапазоне скоростей, соответствующих числам Маха $0,3...6,0$. На этих режимах, как правило, реализуются максимальные скоростные напоры и предельные значения аэродинамических сил и моментов. Результаты расчетных исследований сравниваются с экспериментальными данными, полученными в аэродинамических трубах (АДТ) ЦАГИ и ЦНИИмаш.

Методы и технология исследований

В соответствии с принятой в РКК «Энергия» технологией определения АХ проектируемых изделий с использованием компьютерного моделирования [1] проведено тестирование двух программных комплексов (ПК) — *AeroShape-3D* [2] и *FlowVision* [3], и показана возможность их использования для решения данной задачи. В качестве основного выбран ПК *AeroShape-3D*, с помощью которого исследовано обтекание ОГБ с работающим и выключенным РБАС. Программный комплекс *FlowVision* использован для дублирующих расчетов характеристик ОГБ с выключенным РБАС. Параллельно в СПбГПУ проведены расчеты обтекания ОГБ для отдельных режимов с использованием ПК *ANSYS CFX* [4] на сетках с существенно увеличенным числом расчетных ячеек (порядка $24 \cdot 10^6$ ячеек) по сравнению с $2 \cdot 10^6$ ячеек

в расчетах РКК «Энергия». Расчеты проведены для натуральных значений числа Рейнольдса.

Верификация (валидация) расчетных значений АХ выполнена с использованием модельных экспериментальных данных, полученных на последующих этапах работ. Экспериментальные данные для ОГБ с выключенным РБАС получены на весовой модели масштаба М1:70 в АДТ ЦНИИмаш и на дренажно-весовой модели масштаба М1:20 в АДТ ЦАГИ. Экспериментальные данные по влиянию струй РБАС получены при углах атаки 0 и 10° на струйной весовой модели масштаба М1:35 в АДТ ЦНИИмаш. Струи двигательных установок (ДУ) имитировались в опытах истечением холодного воздуха высокого давления. В силу конструктивных особенностей модели замерялись силы и моменты, действующие не на всю модель ОГБ, а на ее фрагмент, включающий ВА и переходный отсек (ПхО) между РБАС и ВА. Конструкция модели и внутримодельных полых тензовесов позволила исключить тягу сопел из измеряемых составляющих сил и моментов, что повысило точность измерений исследуемых характеристик.

При испытаниях в ЦАГИ наряду с определением интегральных аэродинамических характеристик — C_x (коэффициент продольной силы), C_y (коэффициент нормальной силы), m_z (коэффициент момента тангажа) — измерялось давление в контрольных точках на поверхности модели (24 точки).

При анализе результатов использована связанная система координат (ГОСТ 20058-80) с началом в вершине лобового теплозащитного экрана (ЛТЭ) ВА и следующие характерные площадь и длина: $S = S_{\text{миделя}}$; $L = L_{\text{ОГБ}}$.

Коэффициент момента тангажа определен относительно условного центра масс, расположенного в носике РБАС.

Анализ результатов исследований. Форма представления результатов

Результаты компьютерного моделирования представлены в виде векторных диаграмм и распределения плотности в поле течения около ОГБ (рис. 2, 5), зависимостей аэродинамических коэффициентов C_x , C_y , m_z от угла атаки α при фиксированных значениях числа Маха M_∞ (рис. 3, 4), а также в форме эпюр распределения коэффициента давления C_p по длине корпуса ОГБ $C_p(L)$ и в его поперечных сечениях $C_p(\gamma)$ на рис. 6, 7. Длина L отсчитывается от вершины РБАС в направлении донной части корпуса, а меридиональный угол γ — от наветренной ($\gamma = 0$) образующей. На рисунках, наряду с расчетными, показаны экспериментальные данные. Экспериментальные данные на рис. 3, 4 представлены для диапазона углов атаки 0...55°. При больших значениях угла атаки экспериментальные исследования не проводились.

Влияние струй ДУ на АХ оценивалось в виде разности коэффициентов C_x , C_y , m_z ОГБ с работающим и неработающим РБАС:

$$\begin{aligned}\Delta C_x &= C_{x\text{CC}} - C_{x\text{BC}}; \\ \Delta C_y &= C_{y\text{CC}} - C_{y\text{BC}}; \\ \Delta m_z &= m_{z\text{CC}} - m_{z\text{BC}},\end{aligned}$$

где $C_{x\text{CC}}$ — коэффициент с учетом влияния струй; $C_{x\text{BC}}$ — коэффициент без учета влияния струй.

Расчетные и экспериментальные значения составляющих ΔC_x , ΔC_y , Δm_z сравниваются для фрагмента ОГБ, который взвешивался в струйных испытаниях (ПхО + ВА).

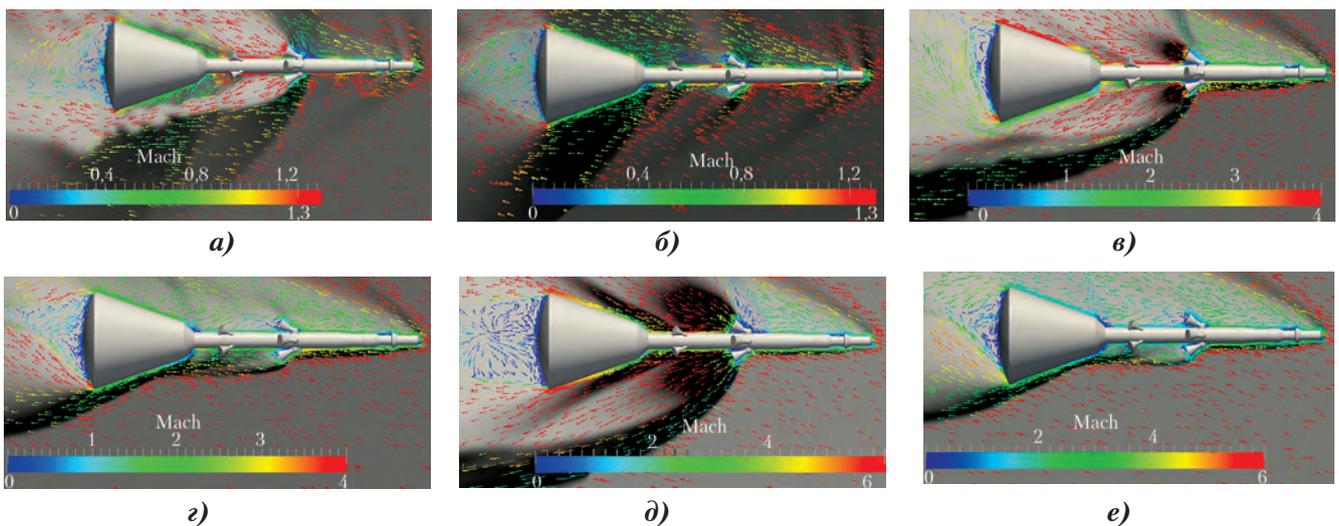


Рис. 2. Распределение плотности и векторов скоростей (чисел Маха) в поле течения около отделяемого головного блока (ОГБ) в плоскости угла атаки ОГБ ($\gamma = 0^\circ$) при $\alpha_n = 20^\circ$: а — с работающим ОРД ($M_\infty = 1,3$; $n_a = 3,4$); б — с неработающим ОРД ($M_\infty = 1,3$); в — с работающим ОРД ($M_\infty = 4,0$; $n_a = 94,2$); г — с неработающим ОРД ($M_\infty = 4,0$); д — с работающим ОРД ($M_\infty = 6,0$; $n_a = 750,2$); е — с неработающим ОРД ($M_\infty = 6,0$)

Примечание. ОРД — основной ракетный двигатель.

Сравнение расчетных и экспериментальных данных для ОГБ с неработающим ОРД

Анализ структуры течения около ОГБ показывает, что в поле течения возникают зоны отрыва в следе за соплами неработающих ДУ, около конического переходника в зоне сопряжения РБАС с ПхО и на боковой поверхности ВА, а также скачки уплотнения в диапазоне трансзвуковых скоростей. Обширная отрывная зона формируется в донной области ОГБ (см. рис. 2). Структура течения, полученная расчетом, аналогична структуре течения на теневых снимках, полученных в ходе экспериментов в аэродинамических трубах ЦНИИмаш.

Расчетные и экспериментальные значения интегральных аэродинамических коэффициентов хорошо согласуются между собой при сверхзвуковых скоростях ($M_\infty \geq 1,0$) во всем исследованном диапазоне углов атаки. Пример сравнения приведен на рис. 4. В то же время при дозвуковых скоростях хорошее согласование расчетных и экспериментальных данных наблюдается лишь до углов атаки $\alpha \leq 30^\circ$ (рис. 3).

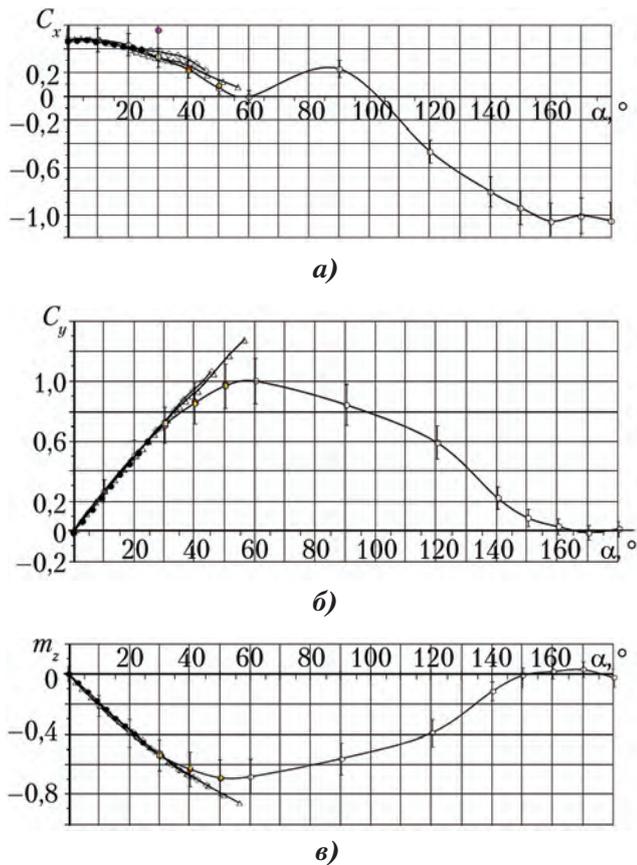


Рис. 3. Сравнение результатов расчетных и экспериментальных исследований аэродинамических характеристик отделяемого головного блока при $M_\infty = 0,6$: \circ — расчет с использованием AeroShape-3D; \square — расчет с использованием FlowVision; \bullet — расчет СПбГПУ с использованием ANSYS CFX; \blacktriangle — эксперимент ЦАГИ; \blacklozenge , \oplus — эксперимент ЦНИИмаш

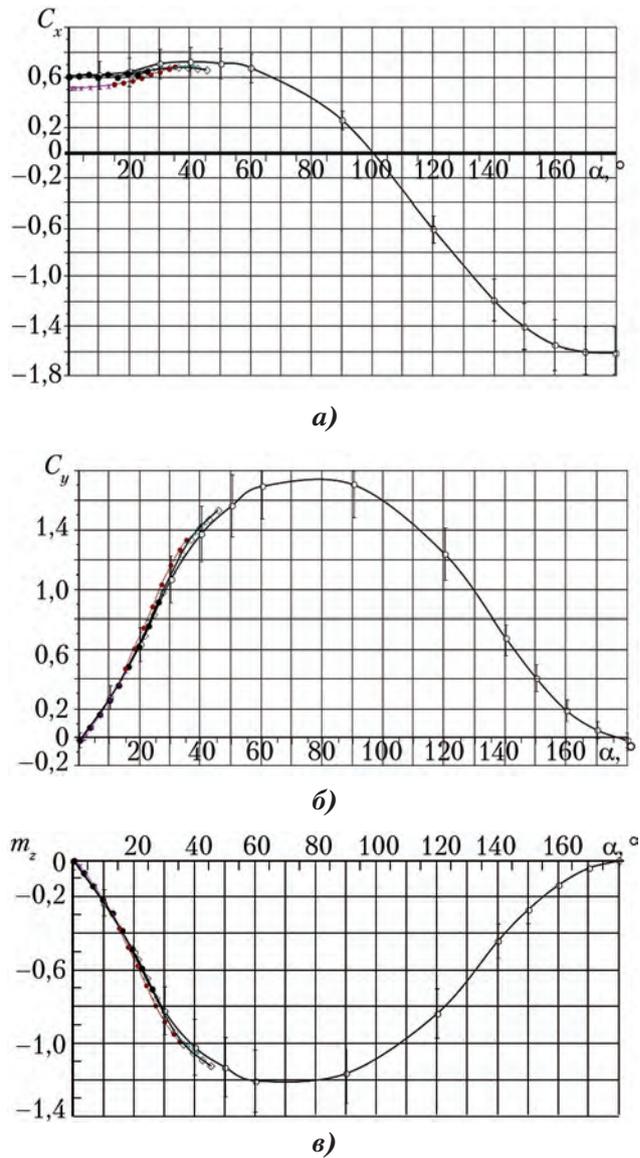


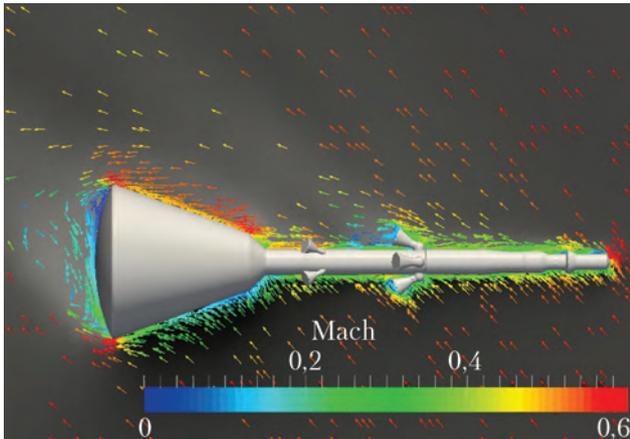
Рис. 4. Сравнение результатов расчетных и экспериментальных исследований аэродинамических характеристик отделяемого головного блока при $M_\infty = 2,0$: \circ — расчет с использованием AeroShape-3D; \bullet , \oplus — эксперимент ЦНИИмаш; \blacktriangle , \blacklozenge , \oplus — эксперимент ЦАГИ

Возможной причиной расхождений данных при больших углах атаки является возникновение развитого отрыва пограничного слоя на боковой поверхности ВА вдоль его образующих ($\gamma \sim 130$ и 230°) с формированием вихревых жгутов на подветренной стороне корпуса (рис. 5).

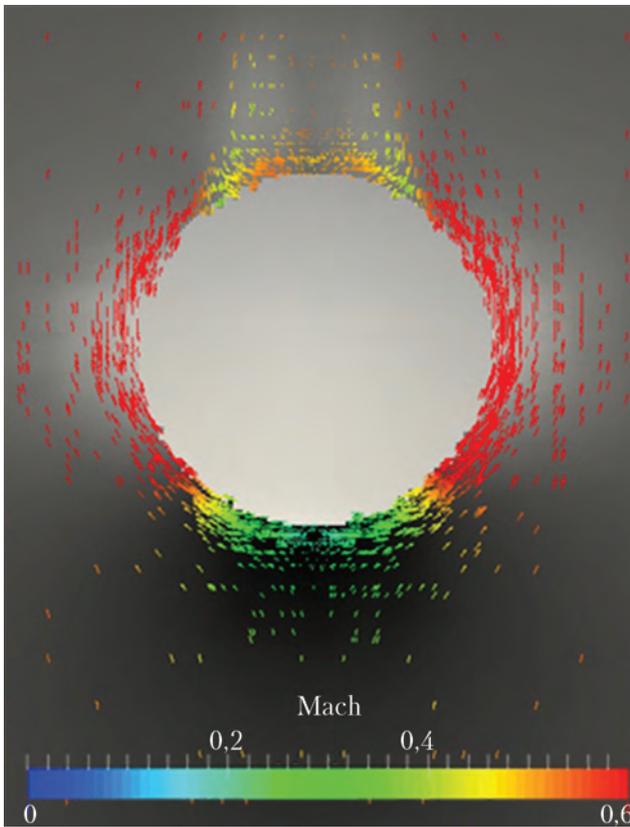
Предполагаемыми факторами повышенных расхождений являются также:

- значительные отличия в значениях характерных чисел Рейнольдса Re_L в полете ($\sim 14,5 \cdot 10^7$) и при испытаниях в АДТ ($\sim 8,1 \cdot 10^6$) на этих режимах (Re_L — число Рейнольдса, посчитанное по длине корпуса ОГБ);
- неполная адекватность математической модели исследуемому физическому процессу на этих режимах (в части влияния вязкости);

- неоптимальный выбор размеров расчетной области и размерности расчетной сетки;
- влияние донной державки на течение при испытаниях в АДТ.



а)



б)

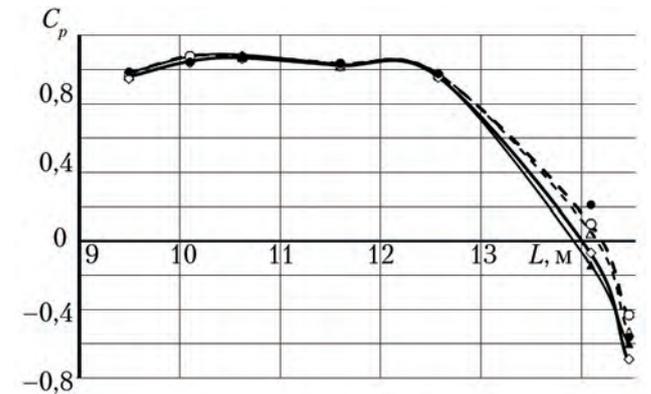
Рис. 5. Распределение плотности и векторов скоростей (чисел Маха) в поле течения около отделяемого головного блока (ОГБ) с неработающим основным ракетным двигателем при $M_\infty = 0,6$; $\alpha_n = 50^\circ$: а – в плоскости симметрии ОГБ; б – в поперечном сечении с координатой $0,855L$ от носка ОГБ

Расчетные исследования с вариацией чисел Re_L показали, что при одинаковых значениях чисел Рейнольдса в расчетах и в опыте сходимость данных по коэффициенту давления C_p на поверхности ОГБ значительно улучшается (рис. 6), но значения коэффициентов C_x , C_y , m_z практически не меняются (табл. 1).

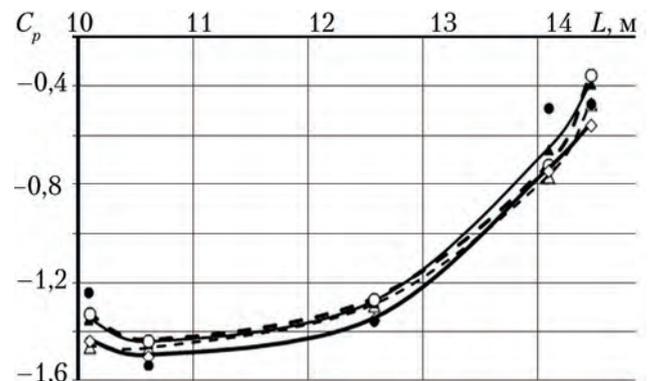
Таблица 1

Влияние числа Рейнольдса Re_L и расчетной сетки на аэродинамические характеристики отделяемого головного блока при $M_\infty = 0,6$

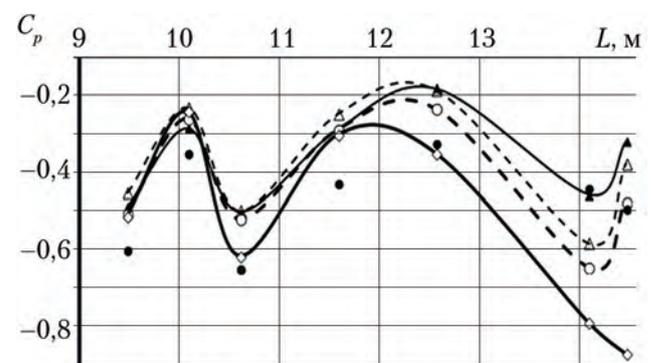
АХ	Расчеты				Эксперимент
	Исходная сетка			Модифицированная сетка	
	$8,1 \cdot 10^6$	$14,5 \cdot 10^6$	$145 \cdot 10^6$		$145 \cdot 10^6$
C_x	0,0952	0,0857	0,0723	0,236	0,128
C_y	0,974	0,981	0,971	1,000	1,174
m_z	-0,678	-0,687	-0,684	-0,709	-0,796



а)



б)



в)

Рис. 6. Изменение коэффициента давления C_p на поверхности возвращаемого аппарата при $M_\infty = 0,6$; $\alpha_n = 50^\circ$ (расчет с использованием AeroShape-3D): \blacktriangle – расчет для $Re_L = 145 \cdot 10^6$; \square – расчет для $Re_L = 14,5 \cdot 10^6$; \blacktriangle – расчет для $Re_L = 8,1 \cdot 10^6$; \bullet – эксперимент ЦАГИ, $Re_L = 8,1 \cdot 10^6$, $\alpha = 51,2^\circ$; \oplus – расчет для $Re_L = 145 \cdot 10^6$ с модифицированной расчетной сеткой

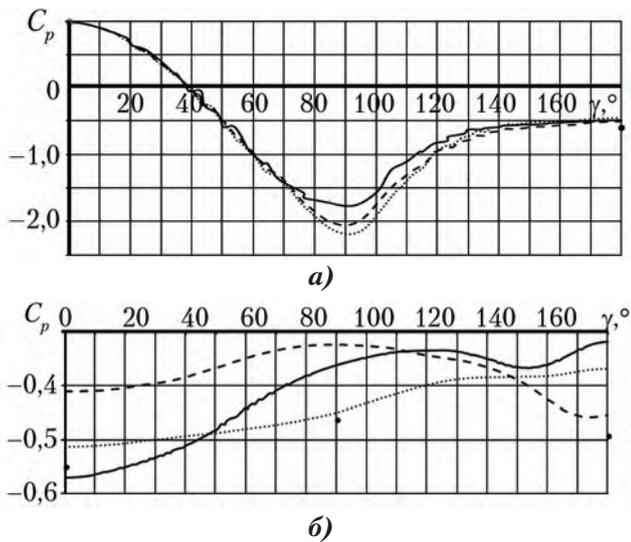


Рис. 7. Изменение коэффициента давления в зависимости от меридионального угла в поперечных сечениях при $M_\infty = 0,6$; $\alpha_n = 50^\circ$: а – в сечении 0,685L; б – в сечении 0,96L; ---- – расчет для $Re_L = 145 \cdot 10^6$; --- – расчет для $Re_L = 14,5 \cdot 10^6$; — – расчет для $Re_L = 8,1 \cdot 10^6$; • – эксперимент ЦАГИ, $Re_L = 8,1 \cdot 10^6$, $\alpha = 51,2^\circ$

Более существенное влияние на интегральные АХ, особенно на значения коэффициента продольной силы, оказывает модификация расчетной сетки, которая сопровождается изменением структуры течения в донной области (рис. 8). Значения C_y и m_z меняются при этом в меньшей мере, хотя сходимость данных также улучшается. Для завершения анализа требуется проведение дополнительных расчетов АХ для модели с державкой и без нее. Судя по полученным результатам, причиной повышенных расхождений является совокупное действие перечисленных факторов.

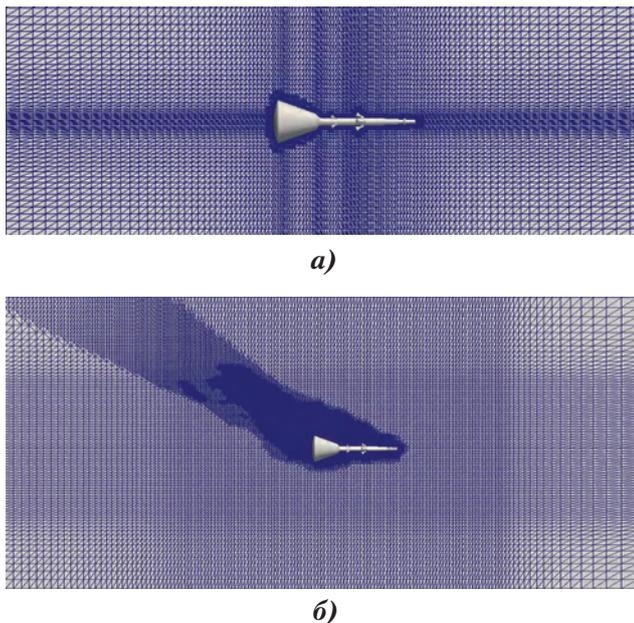


Рис. 8. Варианты расчетной сетки при исследовании течения около отделяемого головного блока при $M_\infty = 0,6$ и $\alpha_n = 50^\circ$: а – исходная расчетная сетка ($\sim 1,6 \cdot 10^6$); б – модифицированная сетка ($\sim 2,5 \cdot 10^6$)

В целом компьютерное моделирование с учетом заданной для проектных исследований полосы разброса АХ обеспечивает надежное прогнозирование характеристик ОГБ с неработающими ДУ во всем исследованном диапазоне чисел Маха 0,3...6,0 при углах атаки $\alpha \leq 30^\circ$ и в диапазоне 0...180° при $M_\infty \geq 1,0$.

Сравнение расчетных и экспериментальных данных по влиянию струй ОРД. Пересчет экспериментальных данных на условия полета

Экспериментальные исследования проводились на модели с имитацией струй ОРД истечением холодного воздуха высокого давления. Сравнение геометрических и газодинамических параметров сопел изделия и модели (в размерности изделия) представлено в табл. 2.

Таблица 2

Сравнение геометрических и газодинамических параметров сопел изделия и модели

Параметры	ОРД	
	Изделие	Модель
Диаметр среза сопла d_a , мм	546	546
Диаметр критического сечения сопла $d_{кр}$, мм	156	238
Угол раствора сопла θ_a , °	38°33'	38°33'
Угол отклонения оси сопла от оси РБАС $\phi_{\alpha'}$, °	25	25
Отношение удельных теплоемкостей на срезе сопла $\alpha_a = C_p/C_v$	1,19	1,4
Число Маха на срезе сопла M_a	3,45	3,23
Давление на срезе сопла P_a , кгс/см ²	0,92	var
Температура газа на срезе сопла T_a , К	1 400	93

Расчетные исследования проводились при номинальных значениях нерасчетности струй n_a ($n_a = P_a/P_\infty$, где P_a – давление на срезе сопла, P_∞ – атмосферное давление в точке типовой траектории выведения ПТК). В опытах необходимые значения n_a достигались за счет изменения давления P_0 в форкамере модели в диапазоне 1,0...~120 кгс/см².

Пересчет экспериментальных значений аэродинамических коэффициентов на натурные условия осуществлялся ЦНИИмаш с использованием критерия приближенного моделирования, согласно которому при одинаковых значениях числа Маха набегающего потока M_∞ и углов атаки должно выполняться следующее условие:

$$\begin{aligned} [(P_a/P_\infty)(\alpha_a M_a^2/\alpha_\infty M_\infty^2)(S_a/S)]_{\text{мод}} = \\ = [(P_a/P_\infty)(\alpha_a M_a^2/\alpha_\infty M_\infty^2)(S_a/S)]_{\text{изд}}. \end{aligned}$$

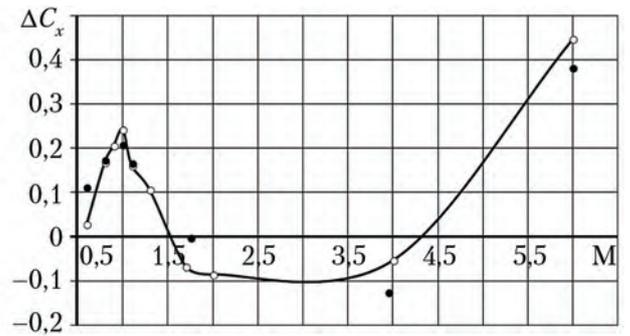
Сравнение расчетных и экспериментальных значений (с учетом их пересчета) составляющих аэродинамических коэффициентов ΔC_x , ΔC_y , Δm_z ОГБ, обусловленных влиянием струй ОРД, приведено на рис. 9 в виде зависимостей коэффициентов от числа Маха при углах атаки 0 и 10° . Наблюдается хорошее согласование данных.

Особенности обтекания ОГБ с работающим ОРД. Режимы течения

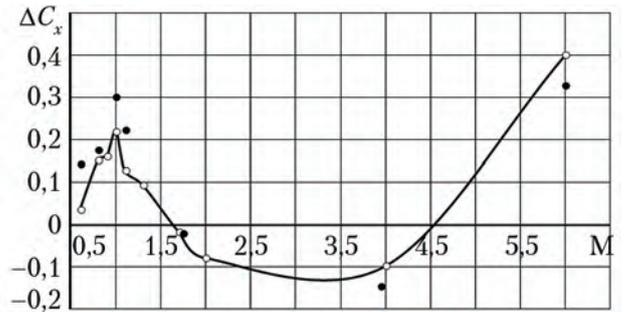
Расчетные исследования выявили три следующих основных режима течения.

1. При дозвуковых и умеренных сверхзвуковых скоростях ($M_\infty < 1,3$) и малых нерасчетностях ($n_a \sim 1..5$) струи ОРД ведут себя как изолированные на достаточно большом удалении от среза сопел (см. рис. 2, а). Они взаимодействуют с набегающим потоком, а вблизи конического переходника и конической поверхности корпуса ВА начинают взаимодействовать между собой, обуславливая изменение давления на поверхности ПХО и ВА. На конической поверхности ВА наблюдаются ярко выраженные локальные зоны повышенного давления в плоскостях взаимодействия струй между собой и зоны пониженного давления на наветренной стороне (рис. 10, а, б). Положение зон и значения коэффициентов давления в них меняются в зависимости от числа Маха, угла атаки и нерасчетности струй. Коэффициенты давления в зонах влияния струй достигают значений $C_p = 0,8..1,5$. Одновременно за счет эжектирующего воздействия струй на течение у боковой поверхности ВА заметно увеличивается разрежение в донной области на поверхности ЛТЭ (рис. 11), что сопровождается возрастанием C_x по сравнению с вариантом неработающего ОРД. В результате понижения давления за счет влияния струй на наветренной стороне конической поверхности снижается несущая способность хвостовой части ОГБ ($\Delta C_y < 0$) и уменьшается статическая устойчивость ОГБ ($\Delta m_z > 0$) (рис. 9).

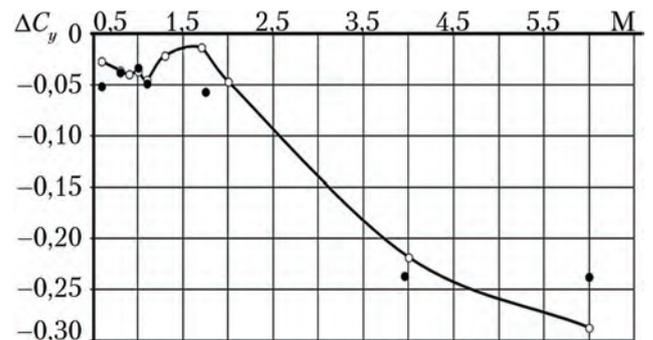
2. При увеличении числа Маха ($1,3 \leq M_\infty \leq 4,0$) и высоты полета H картина течения меняется, в основном, за счет роста нерасчетности струй ОРД (n_a достигает ~ 90) и соотношения скоростных напоров q_a/q_∞ в струях и набегающем потоке. Повышенное нерасчетности обуславливает значительное увеличение поперечного размера струй и взаимодействие между ними в непосредственной близости от среза сопел ОРД (см. рис. 2, в).



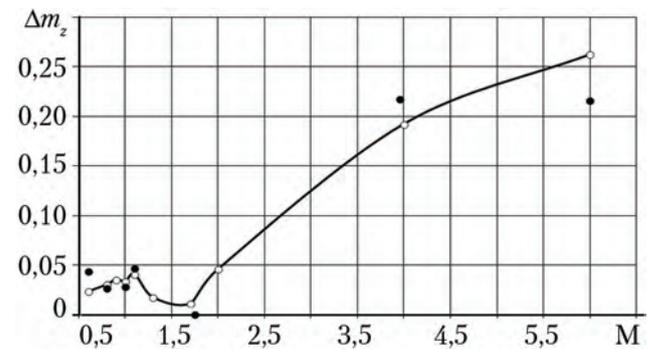
а)



б)



в)



г)

Рис. 9. Влияние струй основного ракетного двигателя на аэродинамические характеристики отделяемого головного блока: а – угол атаки $\alpha_n = 0^\circ$; б – $\alpha_n = 10^\circ$
Примечание. • – эксперимент ЦНИИмаш; ◊ – расчет AeroShape-3D.

В результате при сверхзвуковых скоростях струи ДУ экранируют большую часть поверхности ВА от воздействия набегающего потока, что сопровождается уменьшением C_p на конической части боковой поверхности аппарата (рис. 10, в, г). При этом значительно уменьшается эжектирующее влияние струй на величину

донного давления (рис. 11). Одновременно в средней и хвостовой частях корпуса ВА появляются локальные зоны повышенного давления ($C_p \sim 0,8...1,0$), обусловленные взаимодействием струй между собой и их воздействием на поверхность ВА.

В результате экранирующего влияния струй коэффициент продольной силы C_x ОГБ уменьшается ($\Delta C_x < 0$), продолжает снижаться по мере роста чисел Маха несущая способность конической части ВА, в результате чего отрицательные значения составляющей коэффициента нормальной силы ΔC_y возрастают, а значительное увеличение положительной составляющей момента тангажа Δm_z может приводить к потере статической устойчивости ОГБ с учетом одновременного смещения его центра масс в сторону донной части в результате выработки топлива ОРД (рис. 9).

3. С дальнейшим ростом нерасчетности струй на больших сверхзвуковых скоростях ($M_\infty > 4,0$; $n_a \sim 100...1\,000$) течение в струях ОРД и в протоках между ними существенно видоизменяется — протоки сужаются, что, с одной стороны, сопровождается усилением экранирующего эффекта конической части ВА (см. рис. 2, е, д), в результате чего C_p уменьшается, а с другой стороны, начинается прямое воздействие струй на конический переходник РБАС и прилегающую к нему поверхность ВА. В зонах прямого воздействия струй значения коэффициента C_p достигают непривычно больших значений порядка 8,0 (рис. 10, д, е). Это связано с тем, что скоростной напор набегающего потока q_∞ , используемый при расчете коэффициентов C_p на этих скоростях и высотах полета ОГБ ($H \sim 30...50$ км), на два порядка меньше скоростного напора q_a струй ДУ, воздействующих на поверхность ($q_\infty \sim 250...1\,000$ кгс/м², $q_a \sim 60\,000$ кгс/м²).

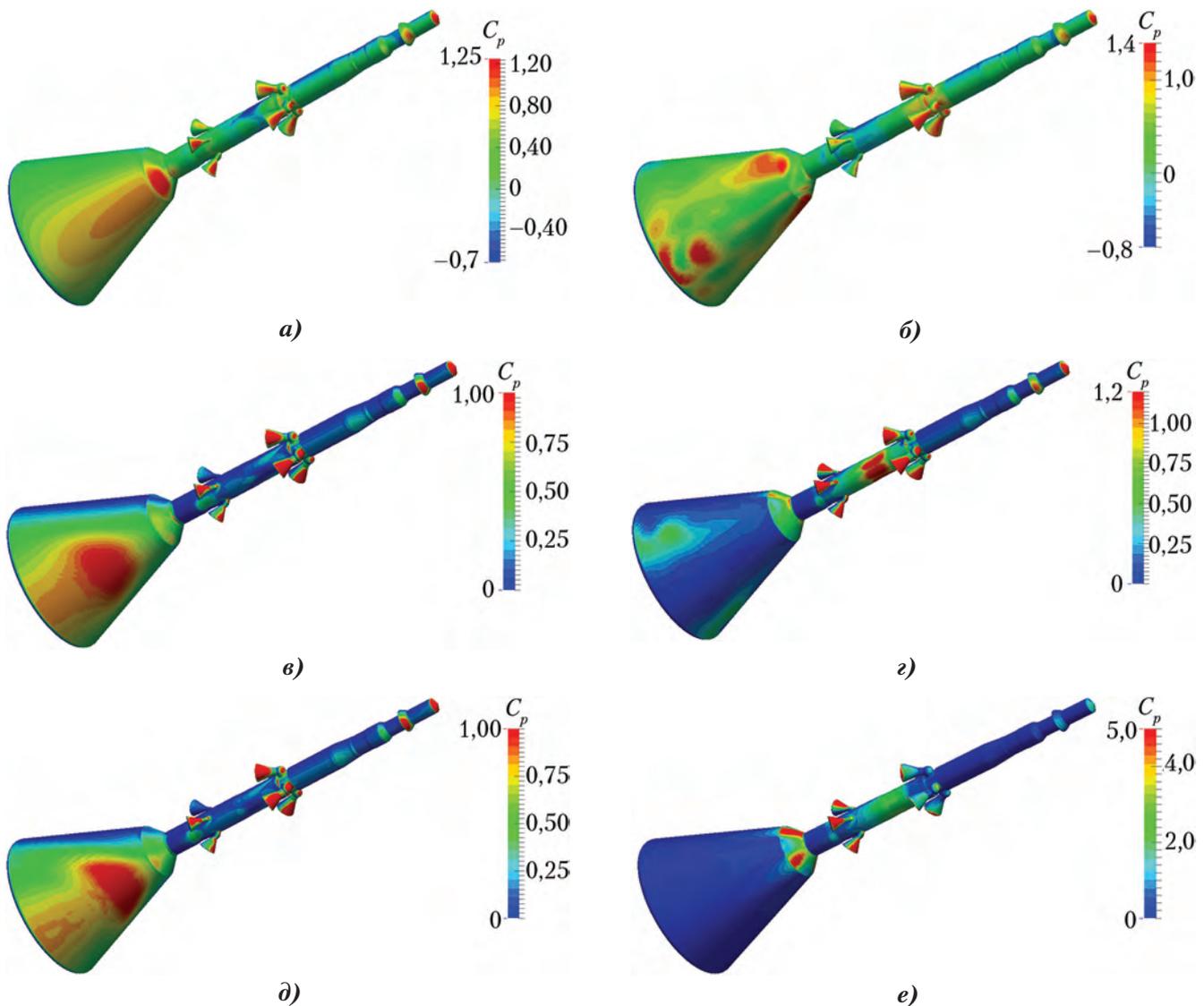


Рис. 10. Влияние струй ОРД на распределение коэффициента давления по поверхности ОГБ: а — $M_\infty = 1,3$; $\alpha_n = 20^\circ$, с неработающим ОРД; б — $M_\infty = 1,3$; $\alpha_n = 20^\circ$, с работающим ОРД, $n_a = 3,4$; в — $M_\infty = 4,0$; $\alpha_n = 20^\circ$, с неработающим ОРД; г — $M_\infty = 4,0$; $\alpha_n = 20^\circ$, с работающим ОРД, $n_a = 94,2$; д — $M_\infty = 6,0$; $\alpha_n = 20^\circ$, с неработающим ОРД; е — $M_\infty = 6,0$; $\alpha_n = 20^\circ$, с работающим ОРД, $n_a = 750,2$
Примечание. ОРД — основной ракетный двигатель; ОГБ — отделяемый головной блок.

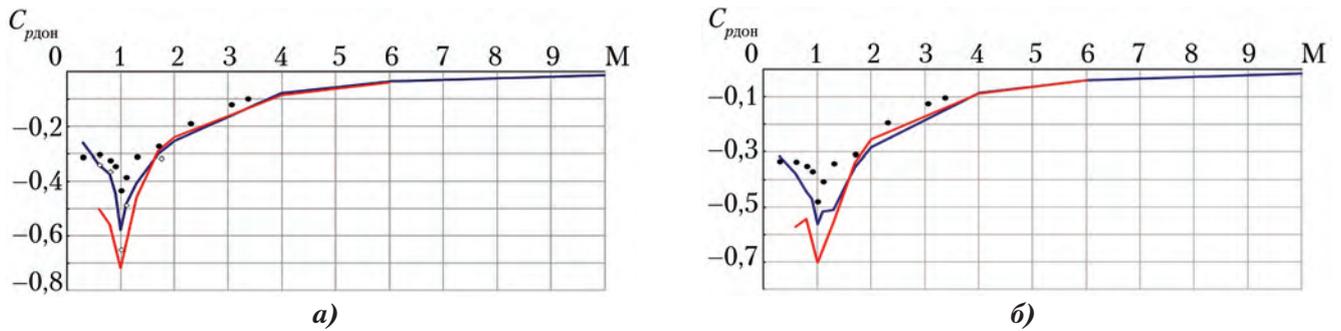


Рис. 11. Влияние струй основного ракетного двигателя (ОРД) на величину коэффициента донного давления $C_{p\text{дон}}$ отделяемого головного блока: а – $C_{p\text{дон}}$ от числа M_∞ при $\alpha_n = 0^\circ$; б – $C_{p\text{дон}}$ от числа M_∞ при $\alpha_n = 20^\circ$
Примечание. — расчет с неработающим ОРД; — расчет с работающим ОРД; \diamond – эксперимент ЦНИИмаш, неработающий ОРД; \bullet – эксперимент ЦАГИ, неработающий ОРД

Поэтому сравнительно небольшие значения давления, обусловленные воздействием струй, дают большие значения C_p .

Прямое воздействие струй на ПхО и прилегающую поверхность ВА сопровождается интенсивным увеличением по мере роста чисел Маха коэффициента продольной силы ОГБ (ΔC_x возрастает) и замедлением снижения ΔC_y и увеличения Δm_z (см. рис. 9). С ростом угла атаки характер влияния струй ОРД по числам Маха не меняется. Однако при увеличении α в диапазоне $0...30^\circ$ абсолютные значения ΔC_x уменьшаются, а ΔC_y и Δm_z увеличиваются.

При ненулевых углах атаки фактическая нерасчетность струи сопла, расположенного на наветренной стороне ОГБ, уменьшается, а для сопла на подветренной стороне – увеличивается в результате изменения местного статического давления в поле течения вблизи среза сопел на наветренной и подветренной сторонах при неработающем ОРД. В силу этого поперечные размеры струй на наветренной и подветренной сторонах различаются, и это отличие увеличивается по мере роста угла атаки (см. рис. 2, а–д).

Расчетные данные, приведенные в табл. 3, демонстрируют изменение местного статического давления P_s на срезе сопел неработающего ОРД (P_{s1} – для наветренного сопла, P_{s2} – для подветренного сопла), фактической нерасчетности струй (соответственно n_{a1} и n_{a2}) и параметров набегающего потока в зависимости от числа Маха M_∞ и угла атаки. С ростом угла атаки различия в нерасчетностях наветренной и подветренной струй увеличиваются, а следовательно, и тяги R_1 наветренного и R_2 подветренного сопел будут отличаться на величину ΔR высотных поправок тяги:

$$\Delta R = \Delta R_2 - \Delta R_1 = (P_a - P_{s2})S_a - (P_a - P_{s1})S_a,$$

где $P_{s1} = C_{ps1}q_\infty + p_\infty$; $P_{s2} = C_{ps2}q_\infty + p_\infty$.

Составляющая ΔR обуславливает дополнительный газодинамический момент $\Delta m_z R$, действующий в направлении уменьшения возмущения, т. е. угла атаки. Величина этого стабилизирующего момента достигает максимума в диапазоне чисел Маха $\sim 1,0...2,0$ и составляет 3...6% от газодинамической составляющей момента Δm_z , обусловленной перераспределением давления по поверхности ОГБ при истечении струй ОРД.

Таблица 3

Влияние нерасчетности струй на газодинамическую составляющую m_z

M_∞	$\alpha, ^\circ$	$q_\infty, \text{Па}$	C_{ps1}	C_{ps2}	n_{a1}	n_{a2}	Δm_{zR}	$\delta_s, \%$
0,6	10	17 007,13	-0,20751	-0,38116	1,41	1,48	3,2310E-04	2,48
0,6	20	17 007,13	-0,34790	-0,35640	1,47	1,47	1,5812E-05	0,08
0,6	30	17 007,13	-0,42006	-0,28500	1,50	1,44	-2,5130E-04	0,89
1,0	10	28 350,60	-0,12697	-0,23318	2,44	2,66	1,9762E-04	2,22
1,0	20	28 350,60	-0,20811	-0,20525	2,61	2,60	-5,3264E-06	0,06
1,0	30	28 350,60	-0,27608	-0,15599	2,76	2,50	-2,2345E-04	4,16
1,7	10	30 985,18	-0,21294	-0,18210	10,34	9,32	-5,7392E-05	4,12
1,7	20	30 985,18	-0,28761	-0,14861	14,06	8,41	-2,5864E-04	6,19
1,7	30	30 985,18	-0,37051	-0,03518	23,45	6,34	-6,2395E-04	6,29
4,0	10	10 715,00	-0,04948	-0,00918	211,19	105,02	-7,4994E-05	0,30
4,0	20	10 715,00	-0,05564	0,01525	249,80	80,50	-1,3191E-04	0,30
4,0	30	10 715,00	-0,05829	0,07825	271,11	50,24	-2,5407E-04	0,63
6,0	10	3 028,64	-0,01960	0,03973	1 481,22	374,98	-1,1040E-04	0,27
6,0	20	3 028,64	-0,02043	0,03978	1 544,88	374,74	-1,1204E-04	0,17
6,0	30	3 028,64	-0,02088	0,09151	1 582,27	227,02	-2,0913E-04	0,28

Выводы

На основе компьютерного моделирования исследовано влияние струй ОРД РБАС на аэродинамические характеристики ОГБ. Выявлены характерные режимы и особенности течения в широком диапазоне чисел Маха и углов атаки. Результаты расчетных исследований подтверждены данными экспериментальных исследований в аэродинамических трубах ЦНИИмаш и ЦАГИ.

В зависимости от значений числа Маха и нерасчетности струй двигателей реализуются три характерных режима течения:

- в диапазоне чисел Маха 0,6...1,3 и малых нерасчетностях $n_a < 5$ определяющим фактором является эжектирующее влияние струй;
- в диапазоне чисел Маха 1,3...4,0 и умеренных нерасчетностях $n_a < 90$ определяющим является экранирующее влияние струй;
- в диапазоне гиперзвуковых скоростей ($M_\infty > 4,0$) и больших нерасчетностях $n_a > 100$ струи оказывают прямое воздействие на ВА.

Список литературы

1. 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. 14–22.
2. *AeroShape-3D. User's manual* (Руководство пользователя). 2007.
3. Система моделирования движения жидкости и газа *FlowVision*, версия 2.0504. Руководство пользователя // М.: ООО «ТЕСИС», 2005. 1230 с.
4. *ANSYS Theory Reference. SAS IP, Inc.* (Теоретический справочник). 2006.
Статья поступила в редакцию 18.06.2014 г.

References

1. 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 aerogas dynamics studies of rocket and space systems during design process]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii*, 2014, no. 3(6), pp. 14–22.
2. *AeroShape-3D. User's manual (Rukovodstvo pol'zovatelya)*. 2007.
3. *Sistema modelirovaniya dvizheniya zhidkosti i gaza FlowVision, versiya 2.0504. Rukovodstvo pol'zovatelya* [Fluid motion simulation system FlowVision, version 2.0504. User's Manual]. Moscow, ООО «TESIS» publ., 2005. 1230 p.
4. *ANSYS Theory Reference. SAS IP, Inc. (Teoreticheskii spravochnik)*. 2006.

СРЕДСТВА ПОСАДКИ ПИЛОТИРУЕМОГО ТРАНСПОРТНОГО КОРАБЛЯ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ

© 2014 г. Антонова Н.П., Брюханов Н.А., Четкин С.В.

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

В статье приводится обзор средств приземления космических кораблей, рассматриваются виды посадки, критерии выбора способов приземления, средства обеспечения безопасности экипажа при посадке, назначение и состав комплексов средств приземления и требования к ним. Рассматриваются достоинства и недостатки средств приземления бывших в эксплуатации, эксплуатируемых и разрабатываемых космических кораблей РКК «Энергия», а также космических кораблей, разработанных за рубежом. Приводятся варианты состава комплекса средств приземления пилотируемого транспортного корабля нового поколения для реализации реактивной и парашютно-реактивной схем посадки, которые прорабатывались РКК «Энергия» на этапах эскизного и технического проектирования, приводятся их достоинства и недостатки, критерии выбора. Анализируется перераспределение функций между составными частями разработанного комплекса средств приземления, назначение и основные характеристики входящих в него составных частей, таких как парашютная система, посадочная твердотопливная двигательная установка, посадочное устройство и амортизационные кресла космонавтов. Приводится сравнительный анализ средств приземления проектируемых и эксплуатируемых космических кораблей РКК «Энергия» по массовому критерию.

Ключевые слова: средства приземления, реактивная схема посадки, парашютно-реактивная схема посадки, парашютная система, посадочная твердотопливная двигательная установка, посадочное устройство, амортизационные кресла космонавтов.

LANDING EQUIPMENT OF THE NEW GENERATION MANNED TRANSPORTATION SPACECRAFT

Antonova N.P., Bryukhanov N.A., Chyotkin S.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 paper provides an overview of spacecraft landing equipment, reviews the types of landing, criteria for selecting types of landing, equipment assuring crew safety during landing, purpose and configuration of landing equipment and requirements for it. It reviews advantages and disadvantages of landing equipment of those RSC Energia vehicles that were operated in the past, those that are operated at present, and those that are currently under development, as well as of the spacecraft that are being developed abroad. The paper presents configurations of landing equipment of the new-generation manned transportation spacecraft for implementation of rocket landing and rocket-assisted parachute landing system options, that were studied at RSC Energia during preliminary and detailed design phases, lists their advantages and drawbacks, selection criteria. The paper analyzes redistribution of functions between components of the landing system, the purpose and key characteristics of the components such as the parachute system, landing solid rocket system, landing device and shock-absorbing crew seats. The paper provides a comparative analysis of landing systems by mass criterion of the RSC Energia spacecraft that are under design and those that are currently in operation.

Key words: landing equipment, rocket landing system, rocket-assisted parachute landing system, parachute system, solid-propellant rocket landing system, landing device, shock-absorbing crew seats.



АНТОНОВА Н.П.



БРЮХАНОВ Н.А.



ЧЕТКИН С.В.

АНТОНОВА Наталья Павловна — инженер РКК «Энергия», e-mail: post@rsce.ru
ANTONOVA Natalya Pavlovna — Engineer at RSC Energia, e-mail: post@rsce.ru

БРЮХАНОВ Николай Альбертович — первый заместитель генерального конструктора, главный конструктор пилотируемых космических комплексов РКК «Энергия», e-mail: nikolay.bryukhanov@rsce.ru
BRYUKHANOV Nikolay Albertovich — First Deputy General Designer of RSC Energia, Chief Designer of manned space systems at RSC Energia, e-mail: nikolay.bryukhanov@rsce.ru

ЧЕТКИН Сергей Владимирович — начальник отдела РКК «Энергия», e-mail: post@rsce.ru
CHYOTKIN Sergey Vladimirovich — Head of Department at RSC Energia, e-mail: post@rsce.ru

Введение

В конце июля 2013 г. состоялось заседание научно-технического совета Федерального космического агентства, на котором был одобрен технический проект пилотируемого транспортного корабля (ПТК) нового поколения, предназначенного для полетов на околоземные и окололунные орбиты. В настоящее время, в соответствии с Государственным контрактом, РКК «Энергия» приступила к следующей стадии разработки — выпуску рабочей документации на опытные изделия и макеты, проведению автономных испытаний.

В соответствии с требованиями заказчика и главного конструктора, возвращаемый аппарат ПТК после штатной посадки и проведения ремонтно-восстановительных работ должен иметь возможность повторного применения. Это существенно расширяет объем требований, предъявляемых к средствам приземления (СП) нового корабля по сравнению с эксплуатируемыми кораблями «Союз», и увеличивает количество задействуемых для решения этой задачи технических средств, входящих в СП.

Важной особенностью, которую нужно учитывать при проектировании нового корабля, является и то, что планируется осуществлять запуски ПТК с космодрома «Восточный» и совершать посадку на территории России, что обеспечит нашей стране независимый доступ в космос в части пилотируемых полетов. Районы на территории России, пригодные для приземления ПТК, имеют ограниченные размеры,

что требует уменьшения составляющей рассеивания точек посадки, в том числе от СП (ветровой снос возвращаемого аппарата на парашютной системе).

Особенности процесса посадки космических кораблей и требования к средствам приземления. Назначение комплексов средств приземления

Завершающим этапом полета любого пилотируемого космического корабля при возвращении на Землю является его посадка, осуществляемая с помощью СП. Основная задача СП состоит в последовательном уменьшении скорости снижения спускаемого аппарата до величин, обеспечивающих соблюдение требований безопасной посадки, выдерживание допустимых уровней нагрузок и других воздействий на спускаемый аппарат и его экипаж.

Особенности спускаемого аппарата, обусловленные жесткими массовыми ограничениями со стороны всего ракетно-космического комплекса, предъявляют к СП требования оптимизации по массовому критерию.

Кроме ограничений по массе, требования к СП космического корабля во многом определяются особенностями процесса посадки. Начавшийся процесс спуска с орбиты невозможно прекратить, а значит, система посадки должна быть надежной, а именно:

- содержать резервные средства торможения;

- реализовывать алгоритмы распознавания отказов и введения в действие резервных средств в случае возникновения нештатных ситуаций;
- будучи приведена в действие, система посадки должна быть приспособлена к автономной работе без обратной связи с наземными пунктами управления.

Важными особенностями являются также ограниченность возможностей управления выходом спускаемого аппарата в намеченный район посадки, ветровой снос, возможность посадки при срочном спуске в широком диапазоне географических условий, в т. ч. на сушу с различным рельефом местности и на акваторию [1, 2].

Таким образом, с учетом перечисленных выше особенностей, СП любого пилотируемого космического корабля должны обеспечивать возможность посадки как на сушу, так и на акваторию. Однако, принимая во внимание конкретные условия эксплуатации корабля и расположение стартового комплекса (СК) космодрома, его близость или удаленность от крупных акваторий, целесообразно ограничить условия посадки, отдав предпочтение осуществлению штатной посадки на сушу или на воду, и задавать основные параметры СП и конструкции спускаемого аппарата для выбранного типа поверхности.

Например, выведение на орбиту американских космических кораблей проходит большей частью над океаном, и только в случае аварии на старте или после прекращения выведения на первых секундах полета корабль может совершить посадку на сушу. Это обстоятельство и стремление максимально снизить массовые

затраты на СП повлияли на выбор акватории в качестве основного посадочного полигона.

При выведении российских кораблей «Союз» с космодрома Байконур большая часть трассы выведения, а также трассы точек посадки спускаемого аппарата в случае аварии ракеты-носителя на старте или участке выведения, проходит над сухопутной территорией России, Казахстана и Китая, имеющей к тому же сложный горный рельеф с высотами до 3 000 м над уровнем моря, что учитывалось при разработке кораблей и их СП [2]. На рис. 1 приведена трасса точек посадки спускаемого аппарата корабля «Союз» в случае аварии ракеты-носителя при выведении с космодрома Байконур.

Выведение с космодрома «Восточный», а также имеющийся опыт обеспечения посадки кораблей «Союз», который указывает на большую безопасность сухопутной посадки, обусловили выбор посадки на сушу в качестве штатной схемы посадки разрабатываемого в настоящее время ПТК. Средства приземления ПТК предназначены для обеспечения посадки возвращаемого аппарата (ВА) не только при штатном и досрочном прекращении полета, но также при срочном спуске и при прекращении полета в случае аварии ракеты-носителя на старте или на участке выведения.

В случае штатной посадки на сухопутные участки с благоприятными внешними условиями СП обеспечивают скорости, угловые положения и параметры ударных воздействий, приемлемые для экипажа и позволяющие повторно использовать многоразовые элементы ВА. В случае же посадки на малопригодные по внешним условиям сухопутные районы и акватории на первый план выходит сохранность жизни и здоровья экипажа.

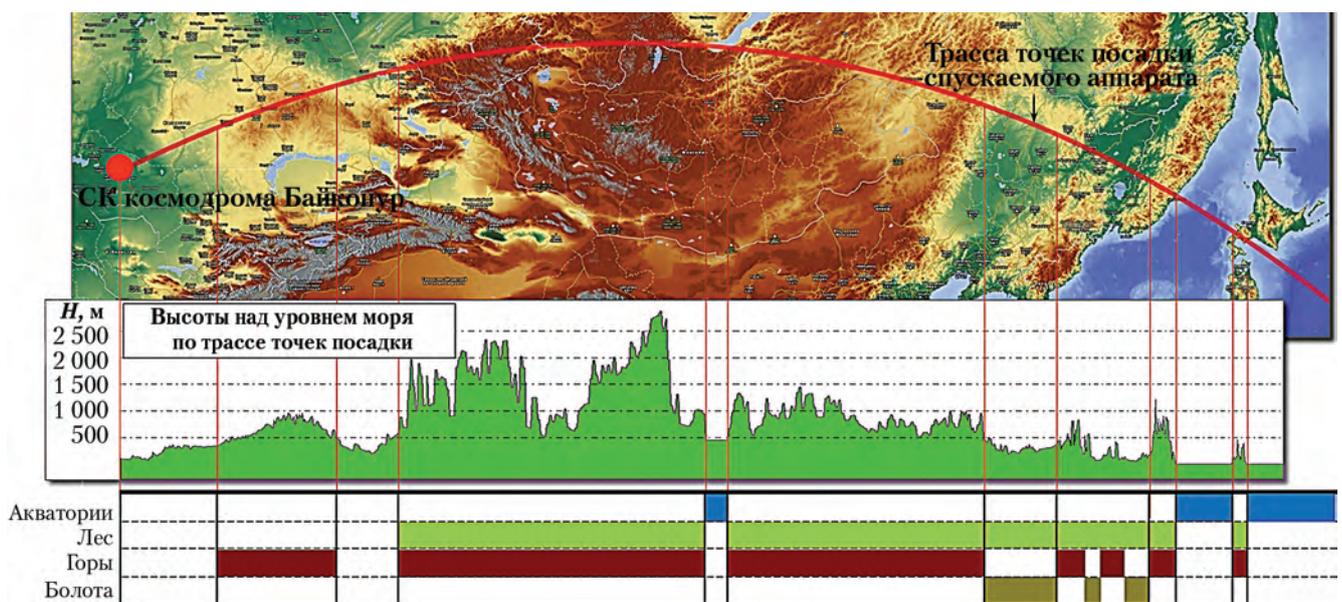


Рис. 1. Трасса точек посадки спускаемого аппарата корабля «Союз» в случае аварии ракеты-носителя при выведении с космодрома Байконур

Способы посадки космических кораблей, критерии выбора. Средства обеспечения безопасности экипажа при посадке

Первые пилотируемые корабли, созданные в СССР — «Восток» и «Восход» — имели форму шара, не обладающую аэродинамическим качеством, и спускались с орбиты по баллистической траектории, как и первый американский пилотируемый космический корабль «Меркурий», имевший сегментальную форму, но также не обладавший аэродинамическим качеством. Баллистический спуск не требует управления, однако низкая точность посадки и сравнительно высокие перегрузки обуславливают необходимость управления процессом спуска. Следующее поколение космических кораблей — «Союз», американские «Джемини» и «Аполлон» — имели спускаемые аппараты, обладающие малым аэродинамическим качеством, что позволяло реализовать управляемый «скользящий» спуск с ограниченными возможностями маневрирования. Стремление к созданию многоразовых кораблей, обеспечению сохранности корпуса корабля и оборудования, а также снижению уровня перегрузок, испытываемых экипажем, требовало увеличения возможностей маневрирования и привело в итоге к созданию американского «Шаттла» и советского «Бурана» — крылатых кораблей, обладающих высоким аэродинамическим качеством, осуществляющих самолетную посадку на взлетно-посадочную полосу с возможностью совершения бокового маневра до 2 000 км. Однако, опыт эксплуатации «Шаттлов» показал их переразмеренность и значительные экономические затраты на эксплуатацию. В 2011 г. «Шаттл» совершил свой последний полет [1, 3].

В настоящее время основное внимание уделяется проработкам космических кораблей, которые смогут осуществлять полеты за пределы низкой околоземной орбиты, что при современном уровне развития технологий практически исключает применение для решения этой задачи космических аппаратов крылатой схемы. Новое поколение кораблей, разрабатываемых сейчас в России и США, реализует «вертикальную» схему посадки. Однако для низких орбит сохраняется интерес к кораблям крылатых схем. Так, США в настоящее время проводят испытания прототипов беспилотного крылатого корабля (аналогичные проекты в нашей стране не выходят за рамки НИР).

В процессе проектных изысканий при создании ПТК рассматривались различные конфигурации ВА, в т. ч. анализировались формы спускаемых аппаратов кораблей «Союз»,

«Аполлон», применяемого для доставки грузов на Международную космическую станцию корабля *Dragon* и разрабатываемого в США многоцелевого корабля *Orion*.

Предпочтение было отдано сегментально-конической форме с углом полураствора конуса боковой образующей 20°. Таким образом, выбранная форма ВА ПТК обладает малым аэродинамическим качеством, что определяет вертикальный способ посадки.

Для обеспечения вертикальной посадки ВА с малым аэродинамическим качеством могут использоваться парашютные, реактивные и комбинированные СП.

Парашютные системы (ПС), применяемые для снижения скорости спуска ВА, позволяют решить проблемы посадки при минимальных затратах массы и внутренних объемах ВА. Различают одноступенчатые (однокаскадные) и многоступенчатые (многокаскадные) ПС. Для одноступенчатой ПС характерен прямой ввод в действие основного парашюта, на котором происходит приземление объекта, однако в большинстве случаев, используя одноступенчатую парашютную систему, не удается выполнить требования, предъявляемые к массе системы и ее объему в уложенном состоянии. Поэтому проектируют многоступенчатые системы, которые могут состоять из двух, трех и более ступеней. В таких системах каждая предыдущая ступень должна затормозить и (или) стабилизировать объект. Как правило, ПС космических кораблей имеют вытяжные, тормозные и основные парашюты. Кроме того, ПС может иметь один основной купол (подобно применяемой на кораблях «Союз») или быть многокупольной (как на кораблях «Аполлон»). При использовании однокупольной ПС рационально ее резервирование запасной ПС, размещаемой в отдельном контейнере, на случай отказов в работе основной. Многокупольная ПС имеет большую массу, однако ее применение позволяет исключить запасную ПС за счет «горячего» резервирования основных парашютов, что снижает массовые затраты [1, 4, 5].

Альтернативой парашютной системе может быть применение реактивной системы посадки, основанной исключительно на работе ракетных двигателей, без использования парашютов. Как правило, для таких систем применяются жидкостные двигательные установки, а в последнее время, в связи с существенным прогрессом в этой области, практический интерес представляет применение твердотопливных двигательных установок, которые имеют возможность глубокого регулирования суммарной тяги и дифференцированного управления тягой каждого сопла.

По сравнению с жидкостными, твердотопливные двигательные установки обладают рядом преимуществ, среди которых стоит отметить следующие [6]:

- простота конструкции;
- простота запуска, время выхода на режим не более 0,3 с;
- бóльшая надежность;
- твердотопливные двигатели эффективны в качестве стартовых ускорителей, действующих кратковременно. При большой тяге и малом времени работы такие комплексы легче и имеют меньшие габариты, чем изделия с жидкостными ракетными двигателями;
- стоимость разработки комплексов с ракетными двигателями твердого топлива в 2...4 раза меньше, чем аналогичных с жидкостными двигателями;
- безопасность в обращении с твердым топливом выше, чем с жидким, вследствие меньшей взрыво- и пожароопасности.

Сравнительно невысокие удельные характеристики твердого топлива компенсируются меньшей массой и габаритами конструкции.

Преимуществом реактивной системы является обеспечение небольших линейных и угловых скоростей ВА к моменту посадки ($V_B < 3$ м/с; $V_T < 3$ м/с; $\omega_{\Sigma} < 10$ °/с), тогда как ПС, с учетом ограничений по массе, объемам, обеспечению безопасности при расчетных отказах, реализуют существенно бóльшие линейные и угловые скорости ВА к моменту посадки ($V_B < 7...10$ м/с; $V_T < 15$ м/с; $\omega_{\Sigma} < 20$ °/с).

В случае штатной парашютной посадки на воду при взаимодействии ВА с водной средой возникают сравнительно небольшие нагрузки на конструкцию и экипаж, тогда как при парашютной посадке на сушу возникающие нагрузки требуют существенного упрочнения конструкции и введения специальных защитных средств для экипажа.

Сравнительно небольшая скорость контакта с поверхностью при реактивной посадке обеспечивает относительно невысокие нагрузки на конструкцию и экипаж при посадке как на воду, так и на сушу.

Для снижения нагрузок при парашютной посадке применяются комбинированные средства приземления, которые могут включать различные виды амортизаторов — пневматические или работающие по принципу разрушения, пластически деформируемые конструкции, реактивные твердотопливные двигатели. Снижение нагрузок на экипаж может быть достигнуто также за счет амортизации кресел. Главное достоинство амортизаторов состоит в том, что они имеют наибольшую энергоемкость при минимальных массе и объеме.

Реактивные твердотопливные двигатели реализуют существенно меньшие перегрузки, практически недостижимые при использовании амортизаторов. При проектировании парашютно-реактивных СП целесообразно задавать такую конечную скорость парашютирования, при которой, с использованием резервных средств (например, амортизаторов кресел) в случае отказа твердотопливных двигателей, нагрузки на экипаж не будут превышать допустимых для человека значений. По такому принципу конструировались СП корабля «Восход» и эксплуатируемого корабля «Союз». При первых пилотируемых полетах на кораблях «Восток» приземление космонавта осуществлялось с использованием индивидуального парашюта после катапультирования из спускаемого аппарата. Перед посадкой катапультированное кресло отделялось от человека, и космонавт приземлялся с расчетной скоростью ~6 м/с. Спускаемый аппарат приземлялся автономно на парашюте со скоростью ~10 м/с. Начиная с полетов кораблей «Восход» и «Союз», приземление экипажа обеспечивается уже в составе спускаемого аппарата. Помимо ПС и двигателей мягкой посадки, в качестве дополнительного индивидуального средства защиты, спускаемые аппараты этих кораблей оборудованы креслами амортизационного типа, в которых космонавты располагаются в индивидуально профилированном ложементе [1, 7].

На рис. 2 приведена схема посадки корабля «Союз» с использованием основной или запасной ПС и двигателей мягкой посадки [2].

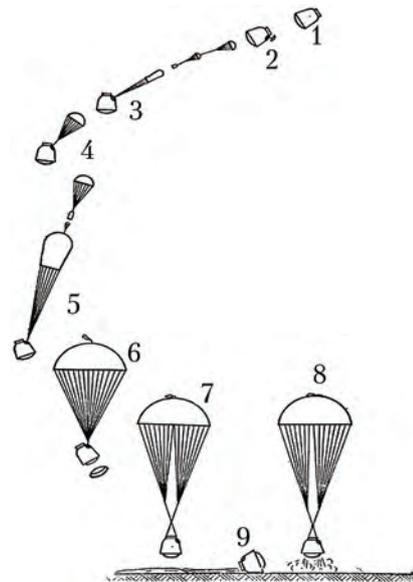


Рис. 2. Схема штатной посадки спускаемого аппарата корабля «Союз»: 1 — начало спуска; 2 — отстрел крышки парашютного контейнера; 3 — ввод вытяжными парашютами тормозного; 4 — спуск на тормозном парашюте; 5 — отделение тормозного парашюта и ввод основного; 6 — спуск на основном парашюте и отделение лобовой теплозащиты; 7 — перецепка на симметричную подвеску; 8 — включение тормозных двигателей; 9 — посадка

Для обеспечения возможности повторного применения ВА в состав СП должны включаться средства, обеспечивающие исключение посадочного удара корпуса ВА о грунт (механические посадочные опоры, пневматические амортизаторы и др.). Таким образом, выбор параметров средств приземления ВА космического корабля осуществляется по следующим критериям:

- минимизация массы и занимаемого объема;
- обеспечение безопасности экипажа;
- снижение нагрузок на экипаж и конструкцию;
- повышение точности посадки;
- обеспечение минимального повреждения (или полное исключение повреждения) элементов конструкции ВА при посадке.

Средства приземления пилотируемого транспортного корабля нового поколения

В ходе работ над эскизным проектом ПТК, с целью оптимизации характеристик, некоторые системы и элементы конструкции корабля прорабатывались в виде нескольких альтернативных вариантов. В частности, при проектных изысканиях по СП прорабатывались реактивный и парашютно-реактивный варианты [8].

Прорабатываемые **реактивные средства приземления** основывались на следующих решениях:

- основным средством гашения скорости ВА является посадочная твердотопливная двигательная установка (ПТДУ);
- посадка обеспечивается на заранее выбранные пригодные для реактивной посадки площадки ограниченного размера с высотой над уровнем моря не более 1 000 м, что позволяет за счет аэродинамического торможения получить на момент задействования средств приземления параметры движения ВА, лежащие в области энергетических возможностей ПТДУ;
- остаточная скорость ВА гасится четырехопорным посадочным устройством (ПУ);
- в случае посадки вне выбранных штатных районов, в т. ч. на воду (при срочном спуске или аварии на участке выведения), а также в случае отказов в системе управления или при нерасчетных отказах ПТДУ, происходит разделение командного и агрегатного отсеков ВА, и посадка командного отсека (КО) осуществляется по парашютно-реактивной схеме, путем последовательного ввода в действие многокупольной ПС и непосредственно перед посадкой короткоимпульсных твердотопливных двигателей мягкой посадки (ДМП).

На рис. 3 приведена схема приземления ПТК с использованием реактивных средств при штатной посадке и парашютно-реактивных средств при возникновении нештатных ситуаций.

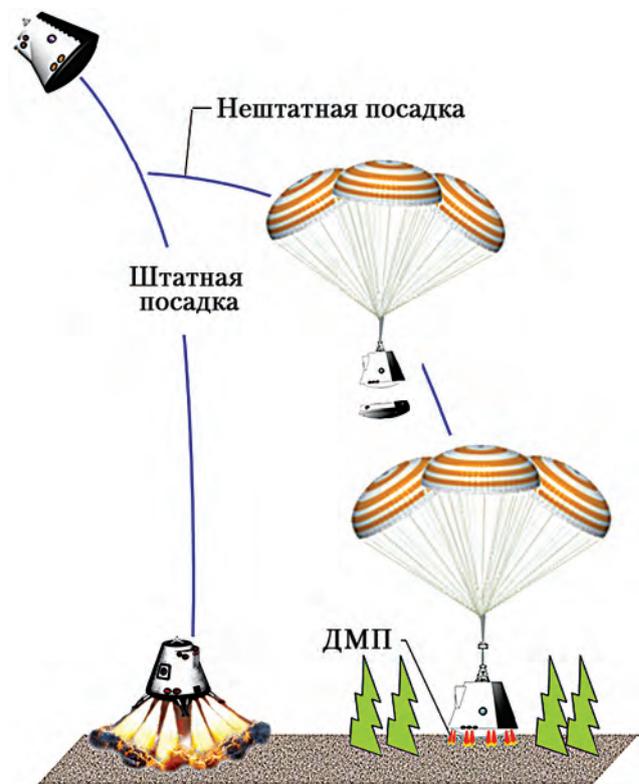


Рис. 3. Схема посадки пилотируемого транспортного корабля с использованием штатных реактивных и резервных парашютно-реактивных средств приземления

Основные достоинства такого варианта посадки состоят в следующем:

- реактивная посадка обеспечивает меньший суммарный радиус рассеивания точек посадки в сравнении с парашютной посадкой;
- к моменту посадки ПТДУ обеспечивает близкие к нулю величины линейной и угловой скорости ВА (в т. ч. исключается ветровая составляющая скорости до 15 м/с, свойственная кораблям «Союз»), а также близкий к нулю угол отклонения продольной оси ВА от нормали к поверхности посадки;
- посадочное устройство исключает опрокидывание и соударение ВА с грунтом и обеспечивает внешнюю амортизацию посадочного удара для создания более комфортных и заведомо безопасных для экипажа условий посадки, а также возможности повторного применения многоразовых элементов ВА.

Однако, проработка варианта комплекса СП с основными реактивными и запасными парашютно-реактивными средствами выявила ряд серьезных проблем:

- Для реализации повышенной точности посадки ВА и обеспечения безопасности экипажа в рассматриваемых нештатных ситуациях потребовалось бы включить в состав ВА фактически два независимых комплекса СП, что повлекло бы за собой дополнительные затраты массы и объемов ВА, увеличение стоимости и объемов экспериментальной отработки.

- Применение запасных парашютно-реактивных средств приземления повышает высоту начала работы ПТДУ из-за необходимости обеспечения заданного перепада высот на ввод парашютной системы при отказе ПТДУ.

- В случае задействования схемы спасения экипажа в КО, отделившийся агрегатный отсек (АО) совершает неуправляемое снижение и при ударе о землю (со скоростью до 80 м/с), в связи с присутствием на борту АО твердого ракетного топлива ПТДУ и компонентов ракетного топлива СИО С (системы исполнительных органов спуска), возможен взрыв (последствия аналогичны ситуации неуправляемого полета самолета после осуществления экипажем аварийного покидания).

- Кратковременность процесса реактивной посадки (20...25 с) определяет высокие требования к характеристикам динамического контура управления, быстроте реакции на динамические возмущения и диагностирование отказов, что с учетом отсутствия беспилотных и пилотируемых прототипов увеличивает технические риски реализации проекта.

Большую часть перечисленных проблем решает применение **парашютно-реактивных средств приземления** как при штатной посадке, так и в расчетных нештатных ситуациях [8]. В основе парашютно-реактивных средств приземления лежат следующие решения:

- для обеспечения максимальной точности посадки ввод ПС в действие производится на возможно низких высотах, с учетом высоты прогнозируемого района посадки над уровнем моря;

- для обеспечения многократности ВА в состав СП входят минимизированная ПТДУ и ПУ; ПТДУ обеспечивает создание таких условий к моменту начала работы ПУ, при которых будет обеспечена посадка ВА на ПУ без опрокидывания и контакта с грунтом;

- во всех случаях посадки, включая аварии ракеты-носителя на старте или участке выведения и срочный спуск, обеспечивается посадка всего возвращаемого аппарата, без отделения КО;

- на случай рассматриваемых отказов ПТДУ, для обеспечения безопасности экипажа при посадке с повышенными скоростями, в состав средств приземления входят амортизационные кресла (рис. 4).

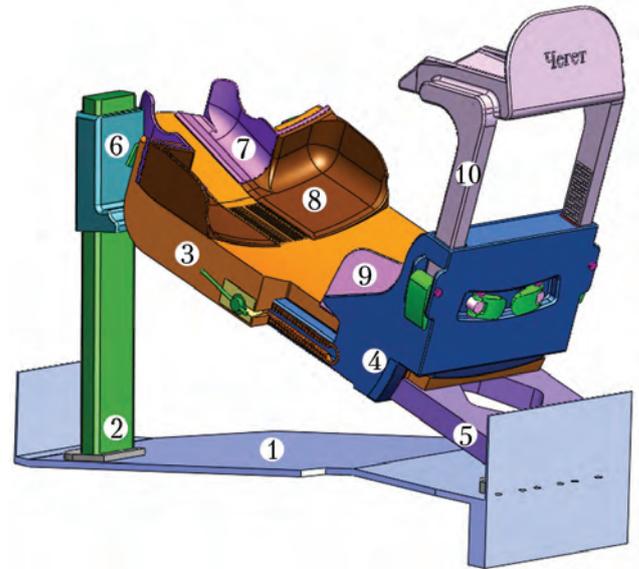


Рис. 4. Кресло «Чегет»: 1 — часть пола космического корабля; 2 — стойка вертикального амортизатора; 3 — плечевая часть платформы; 4 — тазовая часть платформы; 5 — направляющая смещения платформы в момент срабатывания горизонтального амортизатора; 6 — ползун с вертикальным амортизатором; 7 — головные обхваты; 8 — плечевые обхваты; 9 — тазовые обхваты; 10 — подножка

ПС, ПТДУ и ПУ выполняют снижение скорости ВА с ограничениями по линейным ускорениям и угловым возмущениям, обеспечивающими умеренный уровень воздействия на экипаж и конструкцию. Амортизационные кресла в расчетных случаях посадки с повышенными скоростями обеспечивают улучшение условий физиологической переносимости космонавтами факторов ударных инерционных сил.

ПС обеспечивает гашение вертикальной скорости снижения ВА к моменту начала посадочных операций до значений:

- в штатном случае — до $V_B = 6,5 \pm 1,5$ м/с;
- при отказе одного основного купола — до $V_B = 8,0 \pm 1,7$ м/с.

- ПТДУ (рис. 5) обеспечивает гашение скорости установившегося спуска ВА на основных куполах ПС до значений вертикальной и горизонтальной составляющих скорости $V_B = 0$ м/с; $V_T = 0$ м/с при штатной работе ПС, отказе одного основного купола ПС и при скорости ветра в этих случаях до 15 м/с.

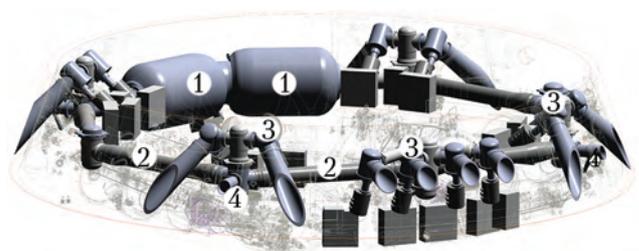


Рис. 5. Посадочная твердотопливная двигательная установка: 1 — корпус для размещения твердого ракетного топлива (камера сгорания ПТДУ); 2 — система газоходов; 3 — сопловые блоки; 4 — клапаны сброса продуктов сгорания

Соответственно, требуемый импульс ПТДУ определяется из условия гашения скоростей ВА до значений:

- вертикальной составляющей скорости V_V с 9,7 до 0,0 м/с;
- горизонтальной составляющей скорости V_T с 15,0 до 0,0 м/с.

Максимальные нормальная (V_H) и тангенциальная (V_T) составляющие остаточной скорости после работы ПТДУ при штатном состоянии ПС и при отказе одного из ее куполов принимаются $V_H = 3,0$ м/с; $V_T = 3,0$ м/с.

Остаточные скорости обусловлены следующими случайными факторами, которые не могут быть парированы системой управления:

- начальными угловыми возмущениями ВА на ПС;
- погрешностями системы управления (погрешности измерителей высоты, скорости, углового положения ВА, погрешности разворота ВА перед выдачей импульса горизонтального торможения ПТДУ, временные задержки схем);
- погрешностями управления тягами сопловых блоков, отработки суммарного импульса ПТДУ, определения давления в камере сгорания ПТДУ, управления внутрикамерными процессами, отработки рулевых приводов ПТДУ;
- воздействиями на ВА газодинамических силовых факторов при работе ПТДУ, включая донное разряжение и отражение струй от грунта;
- уклоны грунта в месте посадки.

Последним в работу вводится четырехопорное механическое посадочное устройство, которое обеспечивает:

- в случае штатной работы ПС или при отказе одного купола при штатной работе ПТДУ:
 - гашение остаточных скоростей после работы ПТДУ на торможение V_H до 3,0 м/с, V_T до 3,0 м/с;
 - парирование угловых возмущений;
 - устойчивость ВА на ПУ к опрокидыванию и многоразовость ВА в заданном диапазоне начальных кинематических параметров ВА;
 - клиренс между ВА и грунтом не менее 0,25 м.

• в случае штатного состояния ПС и отказа работы ПТДУ по штатной схеме – максимально возможное гашение энергии преимущественно при первом ударе для обеспечения безопасности экипажа.

На рис. 6 и 7 представлены ВА ПТК с выпущенным ПУ и посадочная опора ПУ в раскрытом состоянии.

Посадочное устройство рассчитывается для условий безлесной равнинной сухопутной местности, без объектов человеческой

деятельности, с уклонами места посадки до 10° , а также для посадки на мерзлые/скальные грунты, песчаные и глинистые грунты низкой, средней прочности и прочные грунты естественного залегания, без крупнокаменистых россыпей и валунов.



Рис. 6. Возвращаемый аппарат пилотируемого транспортного корабля с выпущенным посадочным устройством: 1 – корпус возвращаемого аппарата; 2 – посадочные опоры посадочного устройства; 3 – сопла посадочной твердотопливной двигательной установки

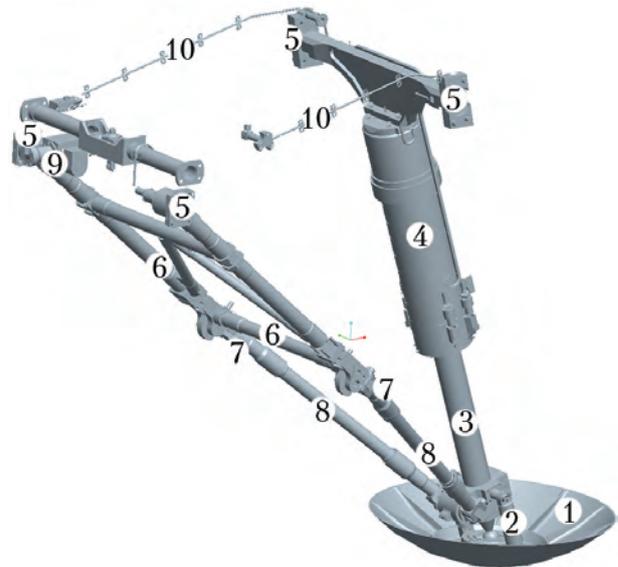


Рис. 7. Посадочная опора в раскрытом состоянии: 1 – опорная тарель; 2 – механизм ориентирования опорной тарели; 3 – выдвигной шток; 4 – центральная стойка; 5 – кронштейны крепления к силовой раме ВА; 6 – откидная рама; 7 – разрушаемые элементы при нештатных ситуациях; 8 – подкосы; 9 – пневмопривод; 10 – пневмомагистрали

В случае посадки на сухопутные участки, непригодные для работы ПУ, а также при посадке на акваторию, осуществляется блокировка раскрытия ПУ.

Амортизационные кресла обеспечивают безопасность экипажа при вертикальной скорости контакта ВА с грунтом (при отказе ПТДУ) до 7 м/с.

Таблица 1

Рассматриваемые средства приземления, масса их составных частей и их суммарные массы рассматриваемых средств приземления

«Союз ТМА»*, кг		ПТК с реактивными СП, кг		ПТК с парашютно-реактивными СП, кг	
Основная парашютная система	110	Посадочная твердотопливная двигательная установка	1 630	Парашютная система	450
Запасная парашютная система	85	Посадочное устройство	450	Посадочная твердотопливная двигательная установка	500
Вытеснительные емкости	6	Парашютная система отделяемого командного отсека	160	Посадочное устройство	450
Двигатели мягкой посадки	56	Двигатели мягкой посадки отделяемого командного отсека	123	Амортизационные кресла (4 шт.)	108
Амортизационные кресла (3 шт.)	82	Амортизационные кресла (6 шт.)	162	Обеспечивающая конструкция	293
Обеспечивающая конструкция	171	Обеспечивающая конструкция	200		
Итого:	510	Итого:	2 725	Итого:	1 801

Примечание. * В состав средств приземления (СП) корабля «Союз ТМА» входит автономная автоматика; средства приземления пилотируемого транспортного корабля (ПТК) управляются системой управления бортовым комплексом; для возможности их сопоставления в массовую сводку средств приземления корабля «Союз ТМА» составные части автоматике не включены.

Таблица 2

Сравнение средств приземления по массовому критерию

Средства приземления	Суммарная масса, кг	Масса ВА, кг	Отношение массы СП к массе ВА, %
«Союз ТМА»	510	3 100	16
ПТК с реактивными СП	2 725	8 500	32
ПТК с парашютно-реактивными СП	1 801	8 500	21

Примечание. ВА – возвращаемый аппарат; СП – средства приземления; ПТК – пилотируемый транспортный корабль.

Из табл. 2 следует, что реактивные средства приземления имеют наибольшую массу, отнесенную к массе ВА. Парашютно-реактивные средства приземления ПТК имеют сравнительно бóльшую массу, отнесенную к массе

Расчетный случай обеспечения безопасности при отказе ПТДУ приводит к некоторой неоптимальности перераспределения функций между ПС и ПТДУ по критерию массового совершенства (рис. 8). Минимальная масса ПС и ПТДУ – 855 кг – реализуется при проектной скорости парашютирования 8,5 м/с. Выбранная скорость парашютирования 6,8 м/с приводит к перетяжелению ПС и ПТДУ (их суммарная масса составит 920 кг), но при этом в случае отказа ПТДУ вероятность спасения экипажа, размещенного в амортизационных креслах, составит 60–70% (в остальных 30–40% случаев экипаж может получить травмы, не опасные для жизни).

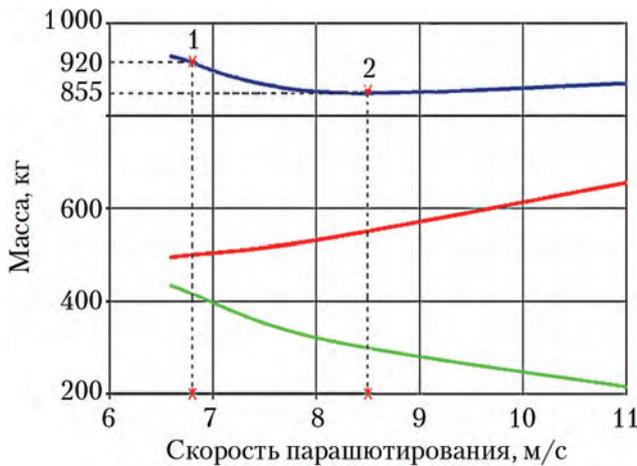


Рис. 8. Зависимость затрачиваемой массы от перераспределения функций между трехкупольной ПС и ПТДУ: — масса ПС + ПТДУ; — масса ПТДУ; — масса ПС; 1 – выбранное перераспределение функций между ПС и ПТДУ; 2 – оптимальное перераспределение функций между ПС и ПТДУ
Примечание. ПС – парашютная система; ПТДУ – посадочная твердотопливная двигательная установка.

Необходимо отметить, что приведенный на рис. 8 график построен по результатам разработки ПТК парашютно-реактивной схемы посадки с трехкупольной ПС и ПТДУ газосвязанной схемы. Количественные оценки оптимальной проектной скорости парашютирования могут отличаться при другой массе ВА, иной конструкции ПС (например, однокупольной), применении вместо ПТДУ отдельных твердотопливных двигателей мягкой посадки и др.

Сравнение средств приземления по критерию массы

В табл. 1 приведен укрупненный поблочный состав и массовая сводка СП корабля «Союз», реактивных и парашютно-реактивных СП ПТК.

В табл. 2 приведены сводные данные по массовому критерию сравнения СП корабля «Союз», реактивных и парашютно-реактивных средств приземления ПТК.

ВА в сравнении со средствами приземления «Союз ТМА». Это является, в основном, следствием требования обеспечения возможности повторного применения ВА и увеличения численности экипажа с трех до шести человек.

Заключение

Статья обобщает результаты разработки РКК «Энергия» средств приземления пилотируемого транспортного корабля нового поколения. Требования безопасной посадки возвращаемого аппарата ПТК, обеспечения безопасности экипажа при посадке и сохранения конструкции для ее повторного применения выполняются за счет разрабатываемых парашютно-реактивных средств приземления в составе парашютной системы, посадочной твердотопливной двигательной установки, посадочного устройства и амортизационных кресел космонавтов.

Список литературы

1. Рабинович Б.А. Безопасность космонавта при посадочном ударе спускаемого аппарата о грунт. М.: 2014. 278 с.

2. Космические аппараты / Под ред. проф. Феоктистова К.П. М.: Военное издательство, 1983. 319 с.

3. Шумилин А.А. Авиационно-космические системы США. История, современность, перспективы. М.: Вече, 2005. 528 с.

4. Лялин В.В., Морозов В.И., Пономарев А.Т. Парашютные системы. Проблемы и методы их решения. М.:Физматлит, 2009. 576 с.

5. Рысев О.В., Пономарев А.Т., Васильев М.И., Вишняк А.А., Днепров И.В., Моисеев Ю.В. Парашютные системы. М.: Наука. Физматлит, 1996. 288 с.

6. Калинин В.А., Ягодников Д.А. Технология производства ракетных двигателей твердого топлива: учебное пособие. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2011. 687с.

7. Барер А.С. Предел переносимости: Очерки об устойчивости человека к неблагоприятным факторам авиационного и космического полетов. М.: БЛОК-Информ-Экспресс, 2012. 427 с.

8. Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королева в первом десятилетии XXI века. 2001-2010 / Под ред. Лопоты В.А. М.: РКК «Энергия», 2011. 832 с. *Статья поступила в редакцию 11.07.2014 г.*

References

1. Rabinovich B.A. *Bezopasnost' kosmonavta pri posadochnom udare spuskaemogo apparata o grunt* [Crew safety during landing impact of a descent vehicle against hard soil]. Moscow, 2014. 278 p.

2. *Kosmicheskie apparaty* [Spacecraft]. Ed. prof. Feoktistov K.P. Moscow, Voennoe izdatel'stvo publ., 1983. 319 p.

3. Shumilin A.A. *Aviatsionno-kosmicheskie sistemy SShA. Istoriya, sovremennost', perspektivy* [US Aerospace Systems. History, present day, future prospects]. Moscow, Veche publ., 2005. 528 p.

4. Lyalin V.V., Morozov V.I., Ponomarev A.T. *Parashyutnye sistemy. Problemy i metody ikh resheniya* [Parachute systems. Problems and techniques for their solution]. Moscow, Fizmatlit publ., 2009. 576 p.

5. Rysev O.V., Ponomarev A.T., Vasil'ev M.I., Vishnyak A.A., Dneprov I.V., Moiseev Yu.V. *Parashyutnye sistemy* [Parachute systems]. Moscow, Nauka. Fizmatlit publ., 1996. 288 p.

6. Kalinichev V.A., Yagodnikov D.A. *Tekhnologiya proizvodstva raketnykh dvigatelei tverdogo topliva: uchebnoe posobie* [Manufacturing process for solid-propellant rocket motors: Textbook]. Moscow, MGTU im. N.E. Baumana publ., 2011. 687 p.

7. Barer A.S. *Predel perenosimosti: Ocherki ob ustoichivosti cheloveka k neblagopriyatnym faktoram aviatsionnogo i kosmicheskogo poletov* [Survivability limit: Essays on the resistance of human body to the adverse effects of air and space flights]. Moscow, BLOK-Inform-Ekspress publ., 2012. 427 p.

8. *Raketno-kosmicheskaya korporatsiya «Energiya» imeni S.P. Koroleva v pervom desyatiletii XXI veka. 2001-2010* [S.P.Korolev Rocket and Space Corporation Energia in the first decade of the XXI century. 2001-2010]. Ed. Lopota V.A. Moscow, RKK «Energiya» publ., 2011. 832 p.

УДК 629.78.018.4.02:528.8

ОТРАБОТКА ВИБРОПРОЧНОСТИ АВТОМАТИЧЕСКОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

© 2014 г. Безмозгий И.М., Казакова О.И., Софинский А.Н., Чернягин А.Г.

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

На примере разработанного РКК «Энергия» автоматического космического аппарата дистанционного зондирования Земли показан полный цикл решения инженерных задач обеспечения вибропрочности конструкции изделия. Освещены все стадии расчетных и экспериментальных работ, роль при их выполнении динамической конечно-элементной модели. Приведены фактически полученные результаты, описаны ошибки в расчетах и конструировании, явившиеся причиной разрушений при испытаниях, описаны ремонтные варианты доработок конструкции в зонах разрушений.

Ключевые слова: космический аппарат, конструкция, вибропрочность, конечно-элементная модель, расчеты, экспериментальная отработка.

PERFECTING VIBRATION STRENGTH PROPERTIES OF AN UNMANNED EARTH REMOTE SENSING SPACECRAFT

Bezmozgii I.M., Kazakova O.I., Sofinskiy A.N., Chernyagin A.G.

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 automatic spacecraft of the Earth remote sensing was designed and experimentally fine-tuned in RSC Energia. The spacecraft was launched successfully on the 16th of April in 2014. In terms of strength the automatic satellite is a complex mechanical system. The abundance of instruments, units, antennas, power sources, optic-mechanical elements and the other onboard equipment makes this system sensitive to dynamic loads. This article shows the information about the full cycle of the solving of engineering problems which are connected with the ensuring of an item's strength. Finite element model of a construction plays the leading role in the process of solving of these issues. The process of making of this model, its structure and dimension as well as necessary resources of computing machinery are shown. The specific design features of the hardware and their representation in finite-element model are marked. All operations were conducted in the CAE system ANSYS. Operations with model during the processes of calculation and experimental testing are reflected. The results of the test are presented. The damage and its causes was described as well as repair changes were indicated. The comparative results of calculation and measurement in process of the test were presented. The ways of the correction and adjustment to models on result of the were given.

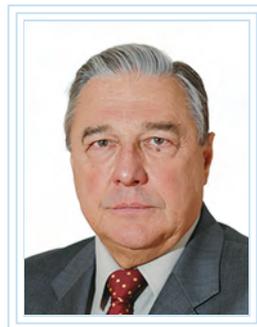
Key words: spacecraft, structure, vibration strength, finite element model, calculation, developmental testing.



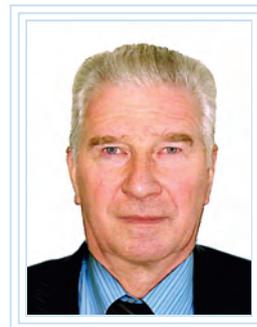
БЕЗМОЗГИЙ И.М.



КАЗАКОВА О.И.



СОФИНСКИЙ А.Н.



ЧЕРНЯГИН А.Г.

БЕЗМОЗГИЙ Иосиф Менделевич — кандидат технических наук, начальник лаборатории РКК «Энергия», e-mail: iosif.bezmozgy@rsce.ru
BEZMOZGIY Iosif Mendeleovich — Candidate of Science (Engineering) Head of Laboratory at RSC Energia, e-mail: iosif.bezmozgy@rsce.ru

КАЗАКОВА Ольга Игоревна — аспирант МГТУ им. Н.Э. Баумана, инженер-конструктор II категории РКК «Энергия», e-mail: post@rsce.ru
KAZAKOVA Olga Igorevna — Postgraduate at BMSTU, Design Engineer II category at RSC Energia, e-mail: post@rsce.ru

СОФИНСКИЙ Алексей Николаевич — кандидат технических наук, заместитель начальника отделения РКК «Энергия», e-mail: alexey.sofinskiy@rsce.ru
SOFINSKIY Alexey Nikolaevich — Candidate of Science (Engineering), Deputy Head of Department at RSC Energia, e-mail: alexey.sofinskiy@rsce.ru

ЧЕРНЯГИН Александр Григорьевич — кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник РКК «Энергия», e-mail: alexander.chernyagin@rsce.ru
CHERNYAGIN Alexander Grigoryevich — Candidate of Science (Engineering), Leading Researcher at RSC Energia, e-mail: alexander.chernyagin@rsce.ru

Введение

Отработка вибропрочности конструкций ракетно-космической техники (РКТ) — сложный комплексный многоуровневый многоэтапный системный процесс, состоящий из двух взаимосвязанных частей: расчетно-теоретической и экспериментальной. В статье [1] показано, что центральное место в этом процессе, как на стадии проведения проектных расчетов и разработки конструкции, так и при организации, проведении и анализе результатов испытаний, занимает конечно-элементная модель (КЭМ) конструкции изделия. Модель появляется на стадии эскизного проектирования изделия, развивается вместе с разработкой его конструкции, с ее помощью проводятся проектные и проверочные расчеты конструкции, формируется программа прочностных испытаний, определяются места установки задающих и измеряющих датчиков, обрабатываются результаты испытаний. В то же время, динамическая модель конструкции изделия выступает как объект экспериментальной отработки: по результатам измерений при испытаниях осуществляется уточнение ее параметров, проводится настройка по собственным частотам и коэффициентам усиления виброускорений. Откорректированная и экспериментально подтвержденная модель, полученная в результате уточнений, является эффективным инструментальным средством проведения расчетов с гарантией достоверных результатов для возникающих новых условий эксплуатации, включая нештатные ситуации, а также при изменении конструкции или состава навесного оборудования (НО), при модерни-

зации изделия, и наконец, при разработке подобных изделий того же класса. Достоверная, верифицированная модель позволяет, получив надежные результаты расчета, уменьшить объем или совсем исключить экспериментальную отработку и тем самым сократить сроки и стоимость соответствующих работ.

Цель настоящей статьи — показать фактический процесс, замкнутый инженерный цикл практически осуществленной отработки вибропрочности на примере созданного РКК «Энергия» автоматического космического аппарата (КА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) [2], выведенного на орбиту ракетой-носителем «Союз-У» 16 апреля 2014 г. и успешно функционирующего с конца апреля 2014 г. При описании этого процесса освещаются все стадии работ:

- создание КЭМ с формированием ее структуры и назначением параметров;
- использование полученной модели в расчетах, конструировании и постановке экспериментальных работ;
- моделирование нагрузений при испытаниях;
- обработка результатов испытаний;
- корректировка и настройка модели по результатам испытаний.

Показаны практическая реализация концептуальных принципов построения модели, сформулированных в статье [1], особенности и сложности адекватного отображения специфических качеств конструкции, примененные для этого конечные элементы. Приведены фактически полученные результаты расчетов и испытаний, их сравнение, анализ причин расхождений. Выработаны практические

рекомендации по способам сближения расчетных и экспериментальных данных, корректировке параметров модели, ее настройке. Описаны разрушения конструкции, имевшие место в процессе испытаний, изложены причины ошибок расчетов и конструирования, приведших к недостаточной прочности, показаны варианты доработок дефектных зон.

Конструкция автоматического космического аппарата

Автоматический КА состоит из корпуса и размещенных на нем элементов служебных и целевых систем. Служебные системы, обеспечивающие функционирование аппарата, — это двигательная установка (ДУ), система электроснабжения (СЭС), бортовой комплекс управления (БКУ), система служебного канала управления (ССКУ), система обеспечения теплового режима (СОТР). Бортовой целевой комплекс — система оптико-электронного наблюдения (СОЭН) [3] и система высокоскоростной радиолокации (СВРЛ). С точки зрения прочности аппарат представляет собой механическую систему, состоящую из корпуса (первичная конструкция) и закрепленного на нем НО, сформированного из элементов служебных и целевых систем (вторичная конструкция). Общий вид КА представлен на рис. 1, а. Состав КА как механической системы — объекта вибропрочности показан на рис. 1, б.

Корпус образован восемью панелями, состыкованными между собой болтами через промежуточные кронштейны. Шесть боковых панелей складываются в шестигранную призму, замкнутую по краям нижней торцевой и

верхней торцевой панелями. Из шести боковых три панели — приборные. Эти панели — основное место размещения аппаратуры систем. Для крепления приборов в каждую панель установлены закладные втулки, а для обеспечения теплового режима встроены тепловые трубы. Нижняя торцевая панель имеет силовые фитинги, в которые закрепляются замки для организации разделяемого стыка с ракетой-носителем. К этим же фитингам крепятся узлы разворота солнечных батарей (СБ). На нижней торцевой панели установлены никель-водородные аккумуляторные батареи (НВАБ) и панель ДУ с баллоном высокого давления и двигателями. С помощью трех стержневых систем к нижней торцевой панели крепится оптико-электронный модуль (ОЭМ) — основная составная часть СОЭН. На верхней торцевой панели размещены узлы зачехловки СБ, наружная бленда СОЭН, панель СВРЛ и штанга крепления электромагнитного исполнительного органа (ЭМИО).

Все панели корпуса, а также панель ДУ, выполнены в виде клееной трехслойной конструкции, состоящей из двух несущих слоев и заполнителя. В качестве несущих слоев применен высокопрочный алюминиевый сплав, в качестве заполнителя — соты из алюминиевой фольги. В панелях СБ несущие слои — пластины из углепластика [4], а заполнитель — так же, как и в корпусных панелях, алюминиевые соты. Все клеевые соединения выполнены на основе пленочного клея горячего отверждения. Зоны вклейки в трехслойные панели силовых элементов и тепловых труб укреплены клеем, вспенивающимся при температуре изготовления.

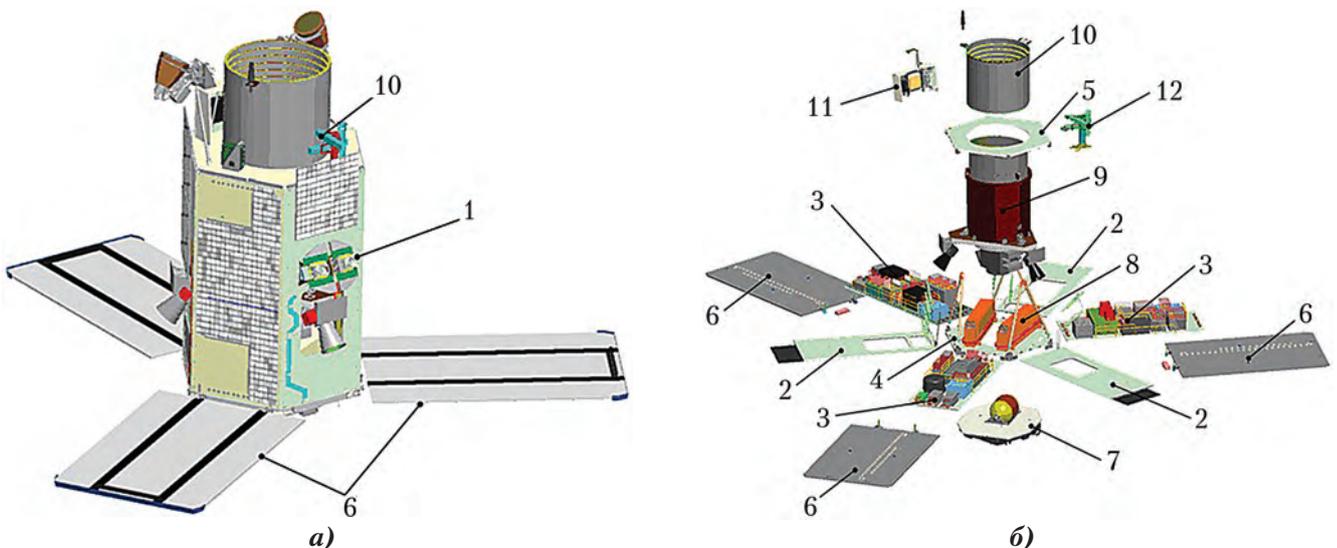


Рис. 1. Автоматический КА: а — общий вид; б — состав КА (1 — корпус; 2 — корпусные панели; 3 — приборные панели; 4 — нижняя торцевая панель; 5 — верхняя торцевая панель; 6 — солнечные батареи; 7 — панель двигательной установки; 8 — никель-водородные аккумуляторные батареи; 9 — оптико-электронный модуль; 10 — бленда системы оптико-электронного наблюдения; 11 — панель системы высокоскоростной радиолокации; 12 — штанга электромагнитного исполнительного органа)

Широкое применение трехслойных конструкций обусловлено их высокой эффективностью сопротивления изгибу и сжатию (устойчивость). Специфика трехслойных конструкций в значительной степени определяет особенности КЭМ корпуса КА. Моделирование многослойных конструкций возможно с различной степенью детализации и послойной дифференциации в зависимости от целевой направленности решаемой задачи. Практически, в данной конкретной задаче обеспечения вибропрочности для формирования моделей корпусных, приборных панелей, верхней торцевой панели, панели ДУ и панелей СБ применены двухмерные конечные элементы, приведенные к срединной плоскости, с условными осредненными жесткостными и массовыми характеристиками заполнителя. Для моделирования сотового заполнителя нижней торцевой панели, в связи с ее большой толщиной (60 мм), применены трехмерные (объемные) элементы, также с условными характеристиками заполнителя. При моделировании панелей СБ учтена анизотропия углепластиковых несущих слоев. Определенные трудности пришлось преодолеть в моделировании зон встраивания в трехслойные панели закладных силовых элементов, укрепленных вспенивающимся клеем, и тепловых труб. При создании КЭМ изделий, в которых основной интерес представляют вторичные конструкции, дискретное включение в них моделей НО обязательно. Степень их детализации различается в зависимости от конкретных особенностей сопрягаемых конструкций.

Конечно-элементная модель

Расчетные работы, связанные с созданием и использованием КЭМ [5, 6], проводятся в программном комплексе *ANSYS* [7, 8]. Исходными данными для построения КЭМ изделия является 3D-модель конструкции.

В соответствии со сформулированными в статье [1] принципами построения динамической КЭМ для формирования модели КА в основном использованы стержневые и оболочечные конечные элементы (КЭ). Для реализации этого принципа в препроцессоре *ANSYS* создана промежуточная расчетная геометрическая модель путем максимально возможного преобразования трехмерной модели в балочно-оболочечную. Геометрическая модель после преобразования состоит из 239 объемов и 6 810 поверхностей. Вынужденное применение объемных КЭ обусловлено необходимостью адекватно представить толстую трехслойную нижнюю торцевую панель и опорную панель агрегата ОЭМ. Для моделирования болтов, винтов, заклепок использованы пружинные элементы и специальные

методы связей узлов модели. Для максимального упрощения и ускорения процесса трансформирования модели, что особенно актуально на начальной стадии разработки конструкции, модель построена по блочному принципу, кроме того, блочное построение дает возможность работать с моделью одновременно нескольким специалистам. Выражением блочного принципа являются отдельно смоделированные каждая из панелей с установленным на ней НО, а также автономные модели ОЭМ, СВРЛ, ЭМИО и других узлов и элементов конструкции. Для сопряжения блоков предварительно определены общая система координат и координаты их узлов стыковки. КЭМ КА формируется сопряжением КЭМ блоков между собой. При изменении конструкции соответствующий блок в КЭМ КА заменяется на модифицированный.

Для моделирования трехслойных панелей использованы многослойные оболочечные КЭ *SHELL181*. Особенность данного типа элементов состоит в том, что для каждого слоя задаются свои геометрические (толщина) и физические (материал) свойства. Кроме того, для элемента может быть задано смещение центра жесткости пакета относительно координатной поверхности. В модели также использованы более простые конечные элементы *SHELL43*, которыми представляются однослойные оболочечные элементы конструкции (например, корпуса приборов). Для моделирования объемных конструкций использованы КЭ *SOLID45*, основная форма которых — восьмиугольная призма, а дополнительные формы — шестиугольная призма, пирамида и тетраэдр. Балочные и стержневые конструкции (фермы, рамы, окантовки панелей) отображаются элементами типа *BEAM4* и *BEAM188*, отличающимися тем, что для *BEAM4* информация задается в виде интегральных геометрических характеристик (площадь, моменты инерции), для *BEAM188* — в виде формы поперечного сечения с возможностью смещения относительно координатной плоскости. Интегральные характеристики элементов вычисляются при работе программы. Отдельные модели блоков связываются между собой по узлам либо методом *COUPLING*, который обеспечивает совместное деформирование узлов по заданному направлению, либо пружинными элементами *COMBIN14*, которые позволяют задавать жесткостные и демпфирующие свойства связи узлов. Элементы конструкции, имеющие поверхностное контактное сопряжение, связываются в модели КЭ *TARGE170* и *CONTA174*. Для НО, кроме указанных выше элементов, использованы одноточечные массовые КЭ *MASS21*, которые отражают массу и моменты инерции или всего прибора, или его внутренней конструкции, если

корпус прибора моделируется отдельно. Связь узла расположения массы с остальной конструкцией прибора осуществляется либо жесткими регионами, которые обеспечивают совместное деформирование узлов связи, либо элементами *TARGE170* и *CONTA175*, позволяющими распределять массу между контактными элементами пропорционально их жесткости. При использовании метода *COUPLING* и жестких регионов формируются уравнения связи узлов модели между собой. Связь элементов НО с корпусом осуществлена элементами *COMBIN14*.

Полностью собранная КЭМ представлена на рис. 2, а. Отдельные блоки модели показаны на рис. 2, б.

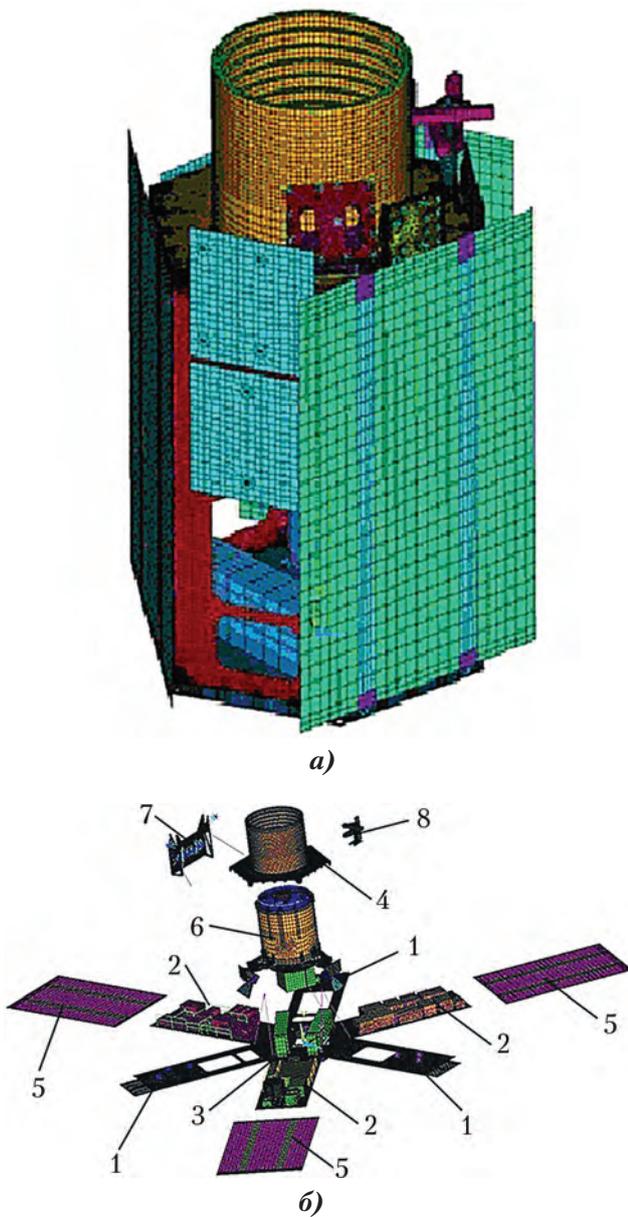


Рис. 2. Конечно-элементная модель: а — космического аппарата; б — его составных частей (1 — корпусные панели; 2 — приборные панели; 3 — нижняя торцевая панель; 4 — верхняя торцевая панель с блендой; 5 — солнечные батареи; 6 — оптико-электронный модуль; 7 — панель высокоскоростной радиолокации; 8 — штанга электромагнитного исполнительного органа)

Как показано в статье [1], параметры матрицы демпфирования зависят от многих факторов: свойств конструкционных материалов, характера соединения между собой деталей, вида колебательных процессов, характера и уровня напряженно-деформированного состояния (НДС), частоты, амплитуды и формы колебаний, температуры и др. Для исследования диссипативных свойств конструкций рассматриваемого вида были проведены предварительные испытания на вибростенде одной из приборных панелей с размещенным на ней НО в габаритно-массовом исполнении. В результате для начального варианта КЭМ изделия принято демпфирование с коэффициентом 0,01...0,05.

После построения конечно-элементной сетки полная КЭМ описываемого изделия содержит примерно 386 000 элементов и 327 000 расчетных узлов. В модели использовано 219 000 элементов *SHELL181*, 53 000 *SHELL43*, 101 000 *SOLID45*, 7 000 *BEAM188*. Для моделирования приборов использовано 96 массовых элементов. При формировании узлов связи отдельных элементов модели использовано 2 415 связей *COUPLING*, 17 874 уравнений связи и 633 элемента *COMBIN14*. Трудоемкость работ с моделью, охватывающая полный цикл создания изделия, составила приблизительно 8 000 человеко-часов: 900 — на этапе эскизного проектирования, 5 000 — на этапе разработки конструкции и выпуска рабочей документации, 1 300 — при подготовке и проведении экспериментальной отработки и 800 — при обработке результатов испытаний. Подготовительные работы по созданию КЭМ проводились на четырехядерных персональных ЭВМ с оперативной памятью 8 Гб. На этих же ЭВМ выполнены тестовые расчеты, подтверждающие математическую корректность отдельных блоков модели. Определение динамических характеристик полной модели КА на этих ЭВМ потребовало значительных временных затрат (6–8 ч, в зависимости от количества вычисляемых собственных частот). В связи с этим для расчетов по интегрированной модели привлечена двухпроцессорная двенадцатиядерная персональная ЭВМ с оперативной памятью 96 Гб. В результате для модального анализа требуется около 20 мин, задача гармонического анализа с применением метода суперпозиций решается в течение 2-3 мин.

Работа с моделью

Описанная выше конструкция корпуса КА, а также компоновка и крепление бортовых систем на корпусе разработаны с учетом воздействия квазистатических

нагрузок, назначенных по представлениям об изделии, полученным в ходе эскизного проектирования. КЭМ создавалась и уточнялась параллельно с разработкой конструкции в едином итерационном процессе по упомянутому ранее блочному принципу. Интегрированная модель позволила проведением модального и гармонического анализа определить собственные частоты и формы, а также коэффициенты усиления виброускорений. Уточненные таким образом нагрузки использованы для расчета прочности элементов конструкции корпуса и крепления НО.

Проведенные расчеты выявили также зоны конструкции, представляющие наибольший интерес для экспериментальных исследований динамических процессов. Необходимо отметить, что отличие конструкции и состава экспериментального изделия (вибропрочностного макета) от штатного диктует необходимость разработки конечно-элементной динамической модели объекта испытаний. Кроме того, для воспроизведения условий испытаний необходимо включение в общую модель КЭМ оснастки, обеспечивающей закрепление изделия на вибростенде.

На основе модального и гармонического анализа для системы оснастка–макет определена общая частотная картина макета с соответствующими коэффициентами усиления, назначены места установки задающих и измерительно-регистрирующих датчиков. На режимах определения амплитудно-частотных характеристик (АЧХ) задающий датчик располагался на стыке макета с оснасткой. Количество и места расположения задающих датчиков из числа измерительно-регистрирующих, стоящих на корпусе, корректировались для каждого случая нагружения по результатам определения АЧХ. Измерительно-регистрирующие датчики в количестве 83 шт. располагались на панелях корпуса и наиболее массивном навесном оборудовании. С целью определения степени достоверности модели, выработки мероприятий по ее отладке и настройке, с последующей верификацией, проведены расчеты испытательных случаев применительно к местам установки датчиков.

Нельзя упускать из виду тот факт, что операции проводятся с моделью экспериментального изделия, и их результаты должны быть перенесены на модель изделия штатного, что не всегда просто из-за неоднозначности влияния параметров на характеристики. Это обстоятельство является одним из недостатков действующей системы обеспечения вибропрочности, о конкретных сложностях которой уместно упомянуть и которые сводятся

к необходимости выполнить следующие достаточно трудоемкие работы:

- изготовить дорогостоящее специальное экспериментальное изделие — макет для вибропрочностных испытаний;
- разработать КЭМ макета;
- установить соответствие между моделями штатного изделия и макета;
- установить соответствие экспериментальных результатов, полученных на макете, штатному изделию в условиях их неизбежных отличий;
- адекватно перенести уточнения параметров модели макета в модель штатного изделия.

Изложенные недостатки свидетельствуют о необходимости и неизбежности движения в сторону перехода в экспериментальной отработке и подтверждении вибропрочности на штатное летное изделие (*protoflight*), что, ликвидируя указанные недостатки, порождает свои сложности, заключающиеся в необходимости осуществить другие, также непростые мероприятия:

- разработать достоверную модель всего изделия, включая ракету-носитель и разгонный блок;
- определить нагрузки, соответствующие реальным или нормированным условиям эксплуатации;
- разработать и апробировать надежную методику допустимой вырезки опасных частотных диапазонов или ограничения амплитудных значений нагрузок (*notching*);
- организовать установку на летное изделие полноценной системы наземных измерений с последующим максимально возможным ее демонтажом;
- обеспечить требующийся для летного изделия уровень чистоты в испытательной лаборатории;
- предусмотреть увеличение длительности общего цикла работы с летным экземпляром аппарата.

Экспериментальная отработка

При нагружении конструкции в процессе вибропрочностных испытаний произошло разрушение внешней торцевой панели (ВТП) в зоне крепления штанги ЭМИО и в местах крепления тяг панели СВРЛ. В зоне крепления кронштейна ЭМИО имел место отрыв внутреннего листа обшивки от втулки, локальные разрушения сотового заполнителя на расстоянии 1...4 ячейки в радиальном направлении от втулки и отделение втулки с окружающим ее компаундом от сотового заполнителя. В точках крепления тяг панели

СВРЛ выявлено объемное разрушение сотового заполнителя без отделения компаунда от сот и без отделения листов обшивки от втулки. Зависимости величины виброускорения в единицах g от частоты, измеренные в процессе нагружения, предшествовавшего разрушению, приведены на рис. 3, а. Величины виброускорений, определенные при проведении расчетного анализа, показаны на рис. 3, б. Следует отметить, что зафиксированные при испытаниях уровни виброускорений, как и полученные расчетом с помощью КЭМ, были ниже значений, на которые конструкция проектировалась. Разрушения же обусловлены недостаточной локальной прочностью ВТП в зонах установки закладных элементов, что объясняется их неудачным расположением: для штанги ЭМИО — расположение закладных втулок вблизи неокантованного края ВТП, для тяг СВРЛ — в зоне стыка двух фрагментов сотового заполнителя. Таким образом, расчетное использование модели дало правильные результаты, как по коэффициентам усиления, так и по НДС. Причиной же не предсказанного расчетом разрушения явилось неправильное использование экспериментально определенных предельных возможностей закладных элементов, а именно, не было учтено снижение несущей способности, обусловленное реальными технологическими факторами.

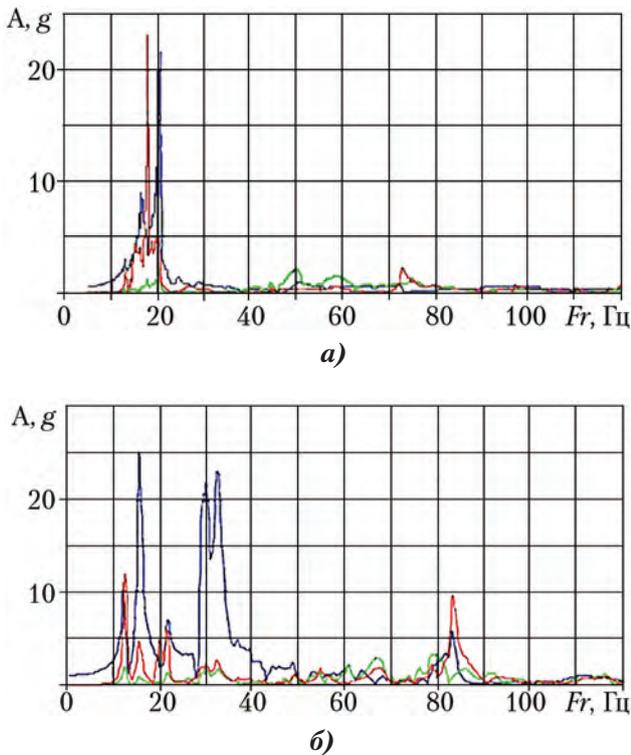


Рис. 3. Амплитуда виброускорения на датчике № 46 (верхняя точка ЭМИО): а — при испытаниях АЧХ1 в направлении оси X; б — расчетная при нагружении в направлении оси X; ■ — Nx; ■ — Ny; ■ — Nz
Примечание. ЭМИО — электромагнитный исполнительный орган.

По результатам анализа разрушений, с целью повышения несущей способности панели в зонах закладных элементов, конструкция ВТП с двух сторон была усилена пластинами из алюминиевого сплава толщиной 3 мм, а штанга ЭМИО была укорочена на 135 мм. При этом минимальные парциальные частоты штанги ЭМИО повысились с 19 до 31 Гц. Как следствие, снизились локальные нагрузки на закладные элементы. Накладки в зонах крепления панели СВРЛ не привели к существенному сдвигу парциальных частот, но выполнили функцию увеличения несущей способности ВТП в соответствующих зонах. Эффективность и достаточность проведенных доработок подтверждена на втором этапе испытаний.

Экспериментальные значения коэффициентов усиления (КУ) виброускорений при испытаниях по определению АЧХ для указанных выше элементов, полученные после проведения доработок конструкции, представлены на рис. 4.

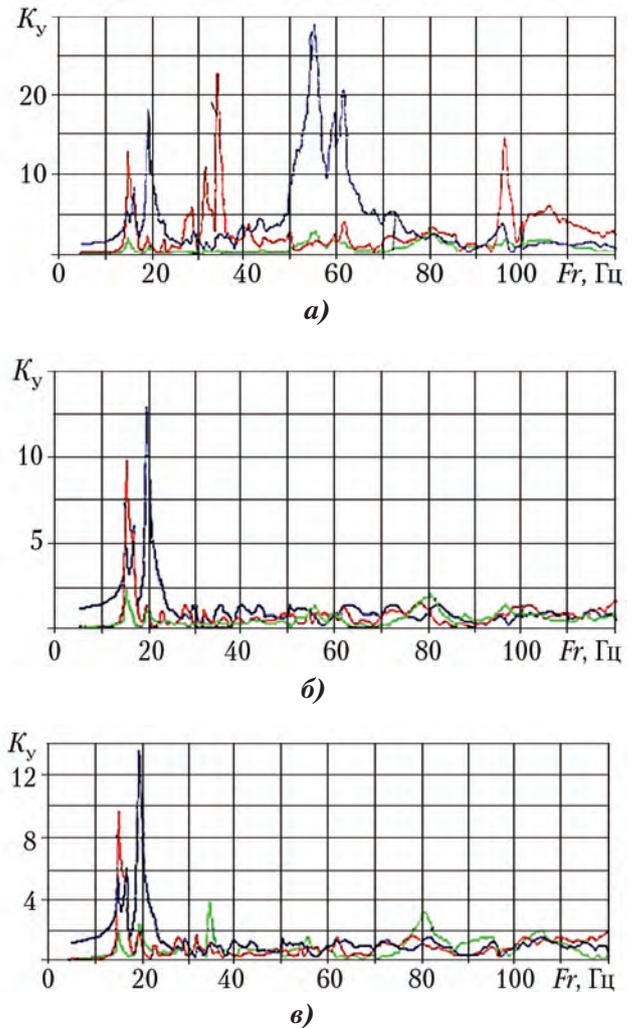


Рис. 4. Коэффициент усиления виброускорений при испытаниях АЧХ1 в направлении оси X: а — на датчике № 46 (верхняя точка ЭМИО); б — на датчике № 35 (верхняя торцевая панель); в — на датчике № 67 (в зоне крошителей ЭМИО); ■ — Nx; ■ — Ny; ■ — Nz
Примечание. ЭМИО — электромагнитный исполнительный орган.

Анализ полученных после доработки экспериментальных данных показывает, что после проведения доработок конструкции ВТП значения частоты первых тонов собственных колебаний на консольных элементах НО сохранились на уровне 15-16 Гц, что является следствием того, что данный резонанс связан с общими, балочными деформациями корпуса. Величины коэффициентов усиления виброускорений на этой резонансной частоте несколько уменьшились. Кроме того, после доработки на штанге ЭМИО проявились собственные тона с более высокими частотами (в диапазонах 30...35 Гц и 55...60 Гц).

Разрушения имели место также в процессе автономных испытаний СОЭН. Элементы узла крепления вторичного зеркала успешно прошли испытания по подтверждению статической прочности [3], однако при проведении технологических проверок вибропрочности объектива СОЭН выявлено разрушение подшипника в узле крепления вторичного зеркала (рис. 5).



Рис. 5. Разрушение подшипника узла вторичного зеркала

Предварительное моделирование поведения конструкции объектива СОЭН при динамических нагрузках не проводилось. При анализе результатов испытаний выявлено наличие резонансов на элементах конструкции корпуса блока двухзеркального на частотах 34 и 44,3 Гц с десятикратным увеличением амплитуды виброускорения. Динамический анализ, выполненный на модели телескопа, вычлененной из общей динамической модели автоматического КА, также показал наличие сильных резонансов в районе 40 Гц (рис. 6, а).

Полученные экспериментальные значения перегрузок на узле вторичного зеркала позволили уточнить параметры демпфирования, и в дальнейшем анализ различных вариантов доработки конструкции шпангоута корпуса телескопа проводился на основе динамической модели телескопа. В качестве основного

варианта повышения стойкости блока двухзеркального к воздействию вибрационных нагрузок рассматривалось повышение жесткости шпангоута корпуса телескопа. Эффективность сравниваемых вариантов доработки конструкции оценивалась по частотным характеристикам узла вторичного зеркала и величине коэффициента усиления виброускорения на нем по отношению к виброускорению на основании телескопа. По результатам проведенного анализа был определен вариант доработки, обеспечивающий существенное повышение частоты собственных колебаний узла вторичного зеркала до 100 Гц, вместо ранее полученных 34 и 44 Гц (рис. 6, б).

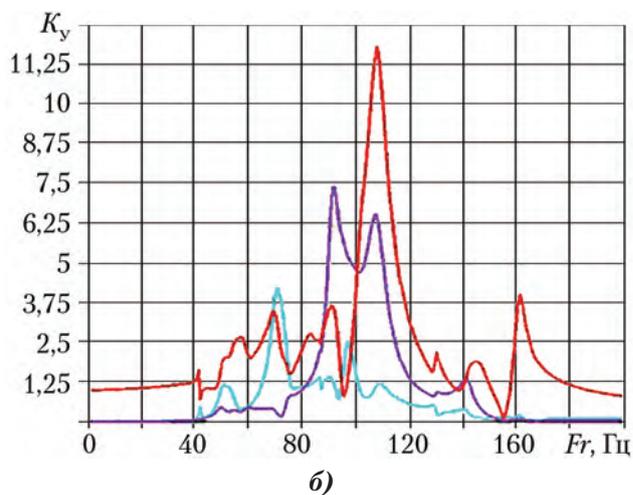
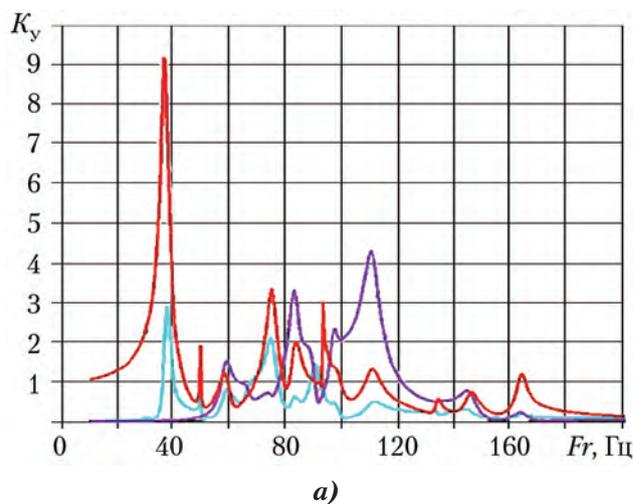


Рис. 6. Коэффициент усиления в зоне подшипника вторичного зеркала: а – исходное состояние; б – после доработки; — Nx; — Ny; — Nz

При этом, с учетом разброса значений эффективного модуля упругости углепластика и углеродной ткани, используемых при доработках, коэффициент усиления находился в диапазоне 70...120% исходных значений. Эффективность выбранного варианта доработок была также подтверждена при повторных испытаниях объектива СОЭН.

Настройка модели по результатам испытаний

Графики КУ, полученные расчетом с использованием динамической модели доработанной конструкции, представлены на рис. 7.

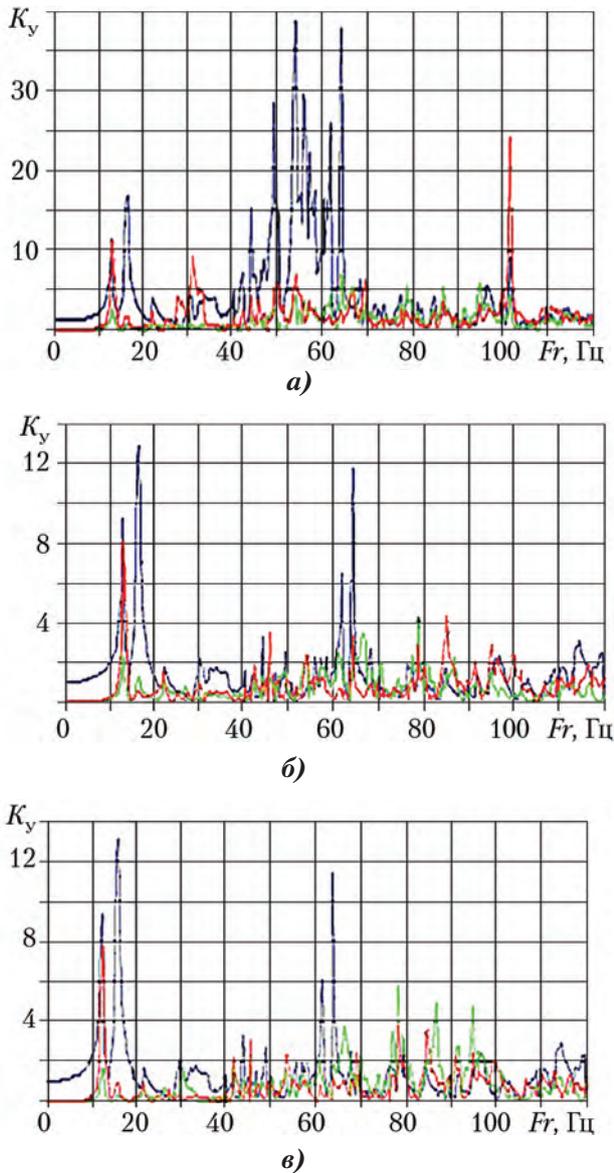


Рис. 7. Расчетные КУ виброускорений при испытаниях в направлении оси X: а – на датчике № 46 (верхняя точка ЭМИО); б – на датчике № 35 (верхняя торцевая панель); в – на датчике № 67 (в зоне кронштейна ЭМИО); ■ – Nx; ■ – Ny; ■ – Nz

Как видно из представленных результатов, расчетная модель отражает характер распределения зон резонансов по частотной шкале. И экспериментальные, и расчетные данные показывают наличие трех основных зон резонансов на частотах 15...20, 30...35 и 50...60 Гц. Однако для первых собственных частот конструкции различия экспериментального (16 Гц) и расчетного (13 Гц) значений достигают 25%, что требует уточнения жесткостных характеристик модели. При этом, хотя расчетные и экспериментальные значения коэффициентов усиления

виброускорений в зоне первых резонансных частот практически совпадают, их отличия в 30- и 50-герцовых зонах достигают 50...100%. Кроме того, по результатам расчетов на датчиках ВТП (№ 35, 67) отмечались пики коэффициентов усиления на частотах 60...65 Гц, не проявляющиеся в эксперименте.

Для уточнения частотных характеристик динамической модели проведено изменение некоторых жесткостных параметров:

- уточнение в пределах допуска толщины обкладных листов;
- варьирование жесткости условных элементов, имитирующих болтовые соединения и зоны контакта макета с технологической оснасткой.

Настройка модели по величинам коэффициентов усиления проводилась изменением значений параметров демпфирования материалов различных элементов конструкции. Графики КУ, полученные расчетом по уточненной динамической модели, представлены на рис. 8.

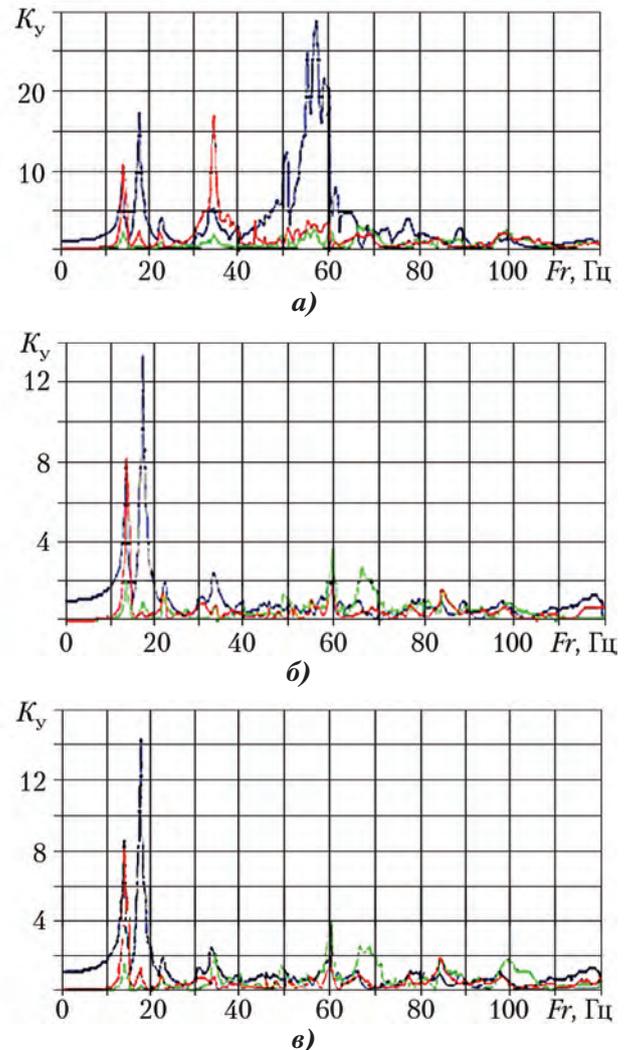


Рис. 8. Расчетные КУ виброускорений при испытаниях АЧХ1 в направлении оси X (скорректированная модель): а – на датчике № 46 (верхняя точка ЭМИО); б – на датчике № 35 (верхняя торцевая панель); в – на датчике № 67 (в зоне кронштейна ЭМИО); ■ – Nx; ■ – Ny; ■ – Nz

В результате настройки динамической модели было достигнуто сближение расчетных и экспериментальных АЧХ в местах установки датчиков. Так, сравнение данных на рис. 4 и 8 показывает совпадение по собственным частотам с погрешностью до 3% в диапазоне до 50 Гц и с погрешностью до 5% в диапазоне до 100 Гц. Отличие расчетных и экспериментальных данных по коэффициентам усиления составляет для первых, представляющих наибольший интерес с точки зрения прочности, тонов не более 5%. На более высоких частотах (30...60 Гц) это отличие составляет до 20%. После уточнения модели исчезли и ранее проявлявшиеся в расчетах резонансы на частотах 60...65 Гц.

Выводы

Описанный процесс отработки вибропрочности конкретного КА ДЗЗ, в ходе которого был успешно решен полный цикл практических инженерных расчетно-теоретических и экспериментальных задач, позволяет сделать следующие, достаточно общие выводы:

1. Отработка вибропрочности является составной частью создания КА.
2. Центральное место в решении совокупности задач вибропрочности занимает конечно-элементная динамическая модель конструкции изделия.
3. Модель разрабатывается в итерационном процессе параллельно с созданием изделия, подготовкой и проведением экспериментальной отработки.
4. Критерий вибропрочности оказывает существенное влияние на конструкцию корпуса и решающим образом определяет облик вторичной конструкции изделия.
5. Модель подлежит корректировке по результатам замеров при испытаниях. Настройка модели проводится по собственным частотам и коэффициентам усиления.
6. Отстроенная по результатам испытания модель дает 5%-ную погрешность по собственным частотам низших тонов и 15%-ную погрешность по коэффициентам усиления на этих частотах.
7. Уточненная, верифицированная модель сопровождает изделие на всем его жизненном цикле, являясь надежным инструментом получе-

ния расчетных данных о поведении конструкции в экстремальных ситуациях при эксплуатации изделия, а также в случае проведения доработок конструкции и при модернизации изделия.

8. Экспериментально подтвержденные количественные характеристики параметров модели, отражающие специфические свойства материалов, конструкторских и технологических решений, имеют практическую ценность при разработке новых изделий подобного класса, повышая достоверность результатов, полученных расчетным путем, и сокращая объем экспериментальной отработки.

Список литературы

1. Безмозгий И.М., Софинский А.Н., Чернягин А.Г. Моделирование в задачах вибропрочности конструкций ракетно-космической техники // Космическая техника и технологии. 2014. № 3 (6). С. 71–80.
 2. Афанасьев И., Красильников А., Ильин А. Рабочая площадка МАКС 2013 // Новости космонавтики. 2013. № 10. С. 2–8.
 3. Аккуратов И.Л., Алямовский А.И., Давыдов Д.Я., Запруднов Д.М., Копыл Н.И., Сеньковский А.Н., Чернявский А.Г. Опыт разработки и изготовления корпусных элементов опико-электронного модуля космического аппарата из композиционных материалов // Космическая техника и технологии. 2014. № 1(4). С. 92–100.
 4. Васильев В.В., Протасов В.Д., Болотин В.В. и др. Композиционные материалы: Справочник / Под общ. ред. Васильева В. В., Тарнопольского Ю.М. М.: Машиностроение, 1990. 512 с.
 5. Зенкевич О. Метод конечных элементов в технике. М.: Мир, 1975. 539 с.
 6. Галлагер Р. Метод конечных элементов. Основы. М.: Мир, 1984. 428 с.
 7. Каплун А.Б., Морозов Е.М., Олферьева М.А. ANSYS в руках инженера: Практическое руководство. М.: Едиториал УРСС, 2003. 272 с.
 8. Чигарев А.В., Кравчук А.С., Смалюк А.Ф. ANSYS для инженеров: Справочное пособие. М.: Машиностроение, 2004. 512 с.
- Статья поступила в редакцию 08.07.2014 г.

References

1. Bezmozgii I.M., Sofinskii A.N., Chernyagin A.G. Modelirovanie v zadachakh vibroprochnosti konstruktssii raketno-kosmicheskoi tekhniki [Simulation in the vibration strength problems of rocket and space hardware structures]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii*, 2014, no. 3 (6), pp. 71–80.
2. Afanas'ev I., Krasil'nikov A., Il'in A. Rabochaya ploshchadka MAKS 2013 [MAKS 2013 worksite]. *Novosti kosmonavtiki*, 2013, no. 10, pp. 2–8.

3. Akkuratov I.L., Alyamovskii A.I., Davydov D.Ya., Zaprudnov D.M., Kopyl N.I., Sen'kovskii A.N., Chernyavskii A.G. *Opyt razrabotki i izgotovleniya korpusnykh elementov optiko- elektronnoy modulya kosmicheskogo apparata iz kompozitsionnykh materialov* [An attempt to develop and build composite structural elements for an electro-optical module of a spacecraft]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii*, 2014, no. 1 (4), pp. 92–100.

4. Vasil'ev V.V., Protasov V. D., Bolotin V.V. et al. *Kompozitsionnye materialy: Spravochnik* [Composite materials: Handbook]. Eds. Vasil'ev V. V., Tarnopol'skiy Yu.M. Moscow, Mashinostroenie publ., 1990. 512 p.

5. Zenkevich O. *Metod konechnykh elementov v tekhnike* [Finite elements method in engineering]. Moscow, Mir publ., 1975. 539 p.

6. Gallager R. *Metod konechnykh elementov. Osnovy* [Finite elements method. Basics]. Moscow, Mir publ., 1984. 428 p.

7. Kaplun A.B., Morozov E.M., Olfer'eva M.A. *ANSYS v rukakh inzhenera: Prakticheskoe rukovodstvo* [ANSYS in the hands of an engineer: Practical guide]. Moscow, Editorial URSS publ., 2003. 272 p.

8. Chigarev A.V., Kravchuk A.S., Smalyuk A.F. *ANSYS dlya inzhenerov: Spravochnoe posobie* [ANSYS for engineers: Reference book]. Moscow, Mashinostroenie publ., 2004. 512 p.

АДАПТИВНЫЕ АЛГОРИТМЫ АВАРИЙНОЙ ЗАЩИТЫ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

© 2014 г. Яблочко М.А.

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

В статье рассмотрен новый подход к разработке алгоритмов аварийной защиты и диагностирования жидкостного ракетного двигателя 11Д58МФ разгонного блока нового поколения. Особенностью данного подхода является возможность определения предельных значений контролируемых параметров работы жидкостного ракетного двигателя при отсутствии статистики испытаний. Необходимая статистика набирается во время работы двигателя. Кроме того, данный подход позволяет существенно повысить эффективность систем диагностики и аварийной защиты, так как в ходе расчета исключаются погрешности измерительной аппаратуры, а также погрешности, связанные с процессом изготовления двигателя.

В статье приводится качественное описание нового подхода и результаты проверки типовых алгоритмов при моделировании работы двигателя 11Д58М на макетном образце автономной системы управления двигателем (рассматриваемый подход не зависит от типа двигателя и является универсальным). Также изложены основные направления дальнейшего развития адаптивного подхода к разработке алгоритмов диагностирования и аварийной защиты жидкостных ракетных двигателей.

Ключевые слова: жидкостный ракетный двигатель, аварийная защита, диагностирование, статистика, алгоритм.

ADAPTIVE ALGORITHMS FOR EMERGENCY PROTECTION FOR LIQUID-FUEL ROCKET ENGINES

Yablochko M.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

In this article a new approach to the algorithm development is considered for the emergency protection and diagnostics of liquid rocket engine 11D58MF of the new generation upper stage. The given approach feature is a capability to determine the limiting values of controllable parameters of the liquid rocket engine operation with no test statistics. The required statistics is gathered during the engine operation. Besides, the given method allows to increase efficiency of the diagnostics and emergency protection systems significantly as during the calculation the measurement equipment errors as well as the errors related to the engine manufacturing process are excluded.

In the text the following is given: a qualitative description of this new approach and the check results of standard algorithms when simulating engine 11D58M operation on the breadboard of the autonomous engine control system (the reviewed approach does not depend on the engine type and is universal). The main trends of further development of the adaptive approach to the development of algorithms for diagnostics and emergency protection of liquid rocket engines are also stated.

Key words: liquid rocket engine, emergency protection, diagnostics, statistics, algorithm.



ЯБЛОЧКО М.А.

ЯБЛОЧКО Максим Александрович — аспирант, инженер РКК «Энергия», e-mail: post@rsce.ru
 YABLOCHKO Maxim Alexandrovich — Postgraduate, Engineer at RSC Energia, e-mail: post@rsce.ru

Введение

В настоящее время РКК «Энергия» проектирует кислородно-керосиновый многофункциональный двигатель 11Д58МФ, предназначенный для использования в составе разгонного блока (РБ) нового поколения, который, в свою очередь, проектируется на базе блока ДМ с повышенными энергетическими характеристиками. Данный РБ впервые будет оснащен автономной системой управления двигателем (АСУД), выполняющей функции системы диагностики и аварийной защиты (СДАЗ).

СДАЗ предназначена для диагностирования состояния жидкостных ракетных двигателей (ЖРД), выявления возникающих отказов и осуществления различных управляющих воздействий, парирующих отказ до момента внешнего разрушения двигателя (аварийное выключение двигателя, переход на «щадящий» режим работы). В отечественной практике СДАЗ оснащались ракеты-носители Н1-Л3 и «Энергия», орбитальный корабль «Буран», а также стендовые установки для проведения наземных огневых испытаний ЖРД. РБ оснащается подобной системой впервые в отечественной и мировой практике.

На рис. 1 приведены значения параметра работы двигателя предыдущего поколения 11Д58М «давление окислителя после насоса».

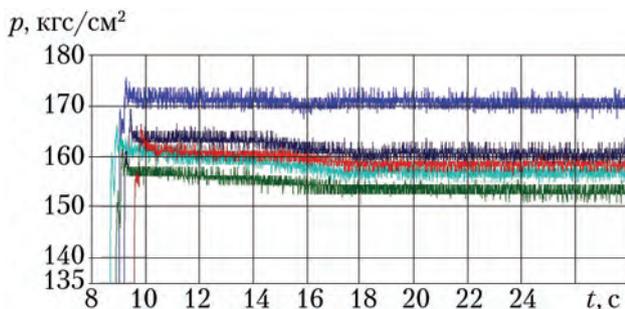


Рис. 1. Графики изменения параметра работы двигателя 11Д58М «давление окислителя после насоса», полученные в результате обработки статистики четырех безаварийных испытаний разных экземпляров двигателя

Примечание. Графики значений контролируемого параметра разных экземпляров ЖРД обозначены разными цветами.

Как видно из рис. 1, разброс значений контролируемого параметра от испытания к испытанию составляет 10% от расчетного номинального значения. Используемые в настоящее время методы расчета предельных значений контролируемых параметров работы ЖРД учитывают результаты обработки статистики испытаний разных экземпляров двигателей одного типа, что значительно влияет на точность работы СДАЗ. Для повышения эффективности аварийной защиты ЖРД требуются новые способы расчета предельных значений, имеющие более высокую точность, но при этом и вероятность отсутствия ложного сигнала на аварийное выключение двигателя (или прочие управляющие воздействия) должна быть как минимум не ниже, чем в методах расчета предельных значений, используемых в отрасли.

Современные экономические условия также оказывают влияние на требования, предъявляемые к СДАЗ. На этапах отработки ЖРД количество поставляемых на испытания двигателей крайне мало. Так, для проведения отработочных испытаний планируется использовать менее десяти двигателей 11Д58МФ. При этом существует необходимость сохранения этих двигателей при возникающем отказе, для чего требуется высокоэффективная аварийная защита. Но для создания высокоэффективной аварийной защиты требуется большая статистика аварийных и безаварийных испытаний, результаты которых используются для расчета предельных значений. Налицо противоречие, для разрешения которого требуется создание нового подхода к разработке алгоритмов СДАЗ.

Принцип адаптивности

Алгоритм аварийной защиты представляет собой набор логических операторов, при помощи которых происходит сравнение текущего значения контролируемого параметра работы двигателя (абсолютное значение давления, температуры и т. д.) с его предельным

значением. Как правило, достижение текущим значением предельного уровня соответствует аварийному состоянию ЖРД.

Ранее использовавшийся метод определения предельных значений диагностических параметров заключается в следующем:

- набирается статистика изменения контролируемого параметра по большому количеству безаварийных испытаний ЖРД (репрезентативная выборка формируется по одному максимальному значению контролируемого параметра за каждое испытание);

- по выбранному закону распределения членов выборки с заданной вероятностью определяются интервалы значений диагностических параметров, характеризующие нормальную работу ЖРД (границы этих интервалов являются предельными значениями параметров, по которым осуществляется диагностирование).

В ходе работ, проводимых РКК «Энергия» по бортовой СДАЗ двигателя перспективного РБ, был сформирован адаптивный подход к разработке алгоритмов диагностирования и аварийной защиты. Ключевой особенностью этого подхода является отсутствие необходимости в большой статистике испытаний, так как статистика, необходимая для расчета предельных значений контролируемых параметров, собирается во время огневой работы ЖРД. Идея данного подхода заключается в определении предельных уровней контролируемых параметров ЖРД в процессе работы и в дальнейшем контроле работы двигателя по полученным значениям.

По данным статистики, полученным при проведении 50 успешных испытаний двигателя 11Д58М по параметру «давление окислителя после насоса», среднее значение на первых 50 мс номинального режима (временной отрезок может варьироваться для получения необходимой выборки) произвольного испытания отличается от среднего значения на режиме не более чем на $3,78 \cdot 10^4$ Па (~2,2%). Максимальное значение, соответственно, отличается не более чем на $8,3 \cdot 10^4$ Па (~4,8%) от среднего значения за все испытание. Среднее значение на интервале, максимальное значение и среднее значение за весь период работы выбранного экземпляра двигателя являются величинами, определяющими предельное значение контролируемого параметра при адаптивном подходе.

Для этой же выборки из 50 удачных испытаний двигателя 11Д58М среднее значение выборки из максимальных значений (выбирается одно максимальное значение за испытание) отличается от максимального значения за все испытание на $31,8 \cdot 10^4$ Па, т. е. 19,1% от среднего.

Среднее значение выборки из максимальных значений и максимальное значение за все испытание являются величинами, определяющими предельное значение контролируемого параметра при подходе к расчету предельных значений, используемом в отрасли.

Очевидно, что предельные значения, вычисленные на участке 50 мс номинального режима работы выбранного экземпляра ЖРД, будут более точными для конкретного экземпляра двигателя, чем предельные значения, вычисленные по выборке из 50 неаварийных испытаний разных экземпляров ЖРД. Это обусловлено тем, что используемый в отрасли подход не учитывает индивидуальные условия работы двигателей и погрешности, допускаемые при изготовлении двигателей и внутренних агрегатов.

Согласно сказанному выше, предельные значения целесообразно формировать только для отдельного экземпляра двигателя во время его работы. Подобная мера позволит уменьшить интервал допустимых значений контролируемого параметра, характеризующих нормальную работу ЖРД. При этом сократится время обнаружения отказа, а вероятность невыдачи ложного сигнала и доверительная вероятность останутся неизменными. Таким образом, данный подход позволяет значительно повысить эффективность системы без снижения ее надежности.

Пример адаптивного алгоритма

Ниже рассмотрен самый простой случай применения адаптивного подхода: контроль параметра «давление окислителя после насоса» на номинальном режиме работы двигателя 11Д58М. График изменения этого параметра приведен на рис. 2.

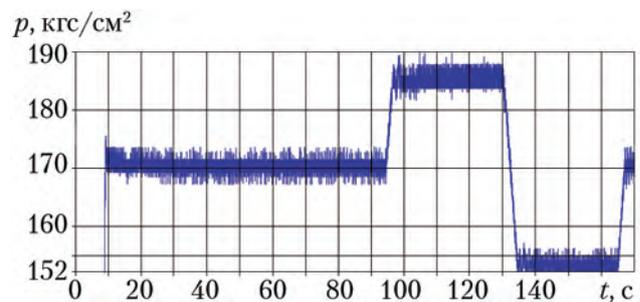


Рис. 2. График изменения параметра «давление окислителя после насоса» на номинальном режиме работы двигателя 11Д58М

Участок набора статистики приведен на рис. 3.

На рис. 4 изображены значения, попадающие в выборку, по которой осуществляется расчет предельного значения. Данные значения характеризуют колебательную составляющую процесса.

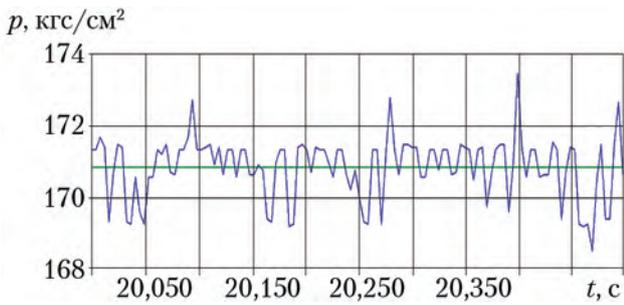


Рис. 3. Отрезок на графике значений параметра «давление окислителя после насоса» двигателя 11Д58М, на котором набирается статистика, необходимая для расчета предельных значений: — математическое ожидание контролируемого параметра, — контролируемый параметр

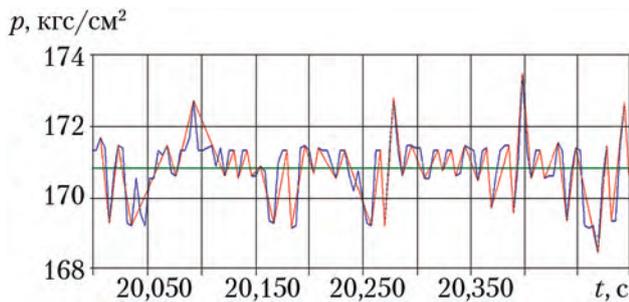


Рис. 4. Значения параметра «давление окислителя после насоса» двигателя 11Д58М, попавшие в выборку, которая используется для расчета предельных значений: — математическое ожидание контролируемого параметра; — контролируемый параметр

Примечание. Для наглядности точки, соответствующие предельным значениям, соединены отрезками красного цвета.

В рассматриваемом случае применяется нормальный закон распределения случайных чисел, и для этого закона выбираются значения, имеющие вероятность 0,0005 при доверительной вероятности 0,9. Полученные значения будут являться предельными значениями, по которым осуществляется диагностирование состояния ЖРД. На рис. 5 изображен участок набора статистики и полученные предельные значения.

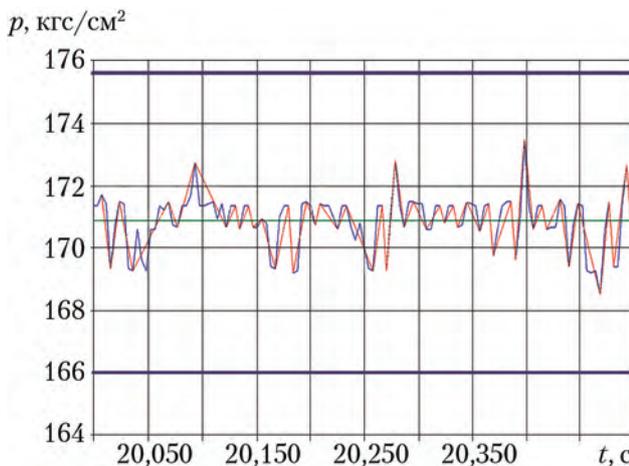


Рис. 5. Предельные значения параметра «давление окислителя после насоса» двигателя 11Д58М (на рис. обозначены линиями фиолетового цвета)

Примечание. —; —; — см. рис. 4.

На рис. 6. можно видеть, как ведет себя СДАЗ согласно данному алгоритму. Предельные значения изображены в виде двух прямых фиолетового цвета, параллельных оси абсцисс. Линии, обозначающие предельные значения, пересекают график изменения параметра только при форсировании и дросселировании. В этих точках СДАЗ должна сформировать ложную команду на выключение двигателя, ошибочно приняв режимы форсирования и дросселирования за отказ. На стационарном участке диагностирование состояния ЖРД происходит корректно.

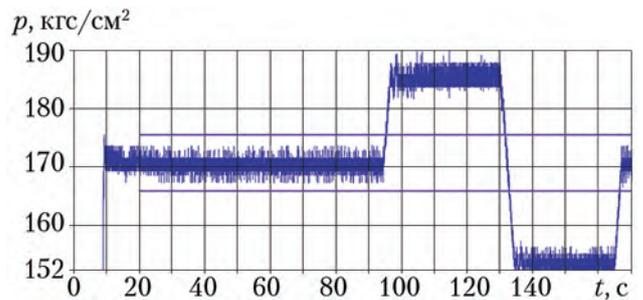


Рис. 6. График изменения параметра «давление окислителя после насоса» двигателя 11Д58М (синий цвет) и предельные значения параметра, соответствующие аномальной работе двигателя (фиолетовый цвет)

Отработка данного алгоритма проводилась на макетном образце аппаратного блока АСУД, имитирующем с помощью программного обеспечения работу штатной АСУД. Результатом этой работы стало подтверждение эффективности адаптивных алгоритмов на стационарных режимах и неэффективности на переходных.

Перспективы внедрения адаптивного метода

На данном этапе работ по проектированию ЖРД перспективного РБ семейства ДМ принципы адаптивности внедряются для контроля номинального режима работы маршевого двигателя. Как уже было сказано выше, это позволит повысить эффективность СДАЗ, сохранив при этом показатели надежности, достигнутые на предыдущем поколении аналогичных систем.

Следующим этапом внедрения адаптивного подхода станет разработка алгоритмов диагностирования и аварийной защиты, предназначенных для контроля работы маршевого двигателя на переходных режимах, в т. ч. и на самом ответственном — режиме запуска.

Разрабатываемый РКК «Энергия» двигатель является двигателем многократного включения. При этом каждое включение выполняется в разных условиях, на разной высоте и при разном ускорении, создаваемом двигателями обеспечения осевой перегрузки. В настоящее время

рассматривается возможность комбинирования классического статистического и адаптивного методов формирования предельных значений:

- при первом запуске двигателя контроль осуществляется по предельным значениям, полученным на этом этапе;
- контроль работы двигателя при втором и последующих запусках осуществляется по предельным значениям, полученным на участке работы двигателя и скорректированным согласно статистике предыдущих запусков, что еще более повысит эффективность работы СДАЗ.

Заключение

В ходе работ по созданию СДАЗ ЖРД 11Д58МФ перспективного РБ производства РКК «Энергия» был сформирован адаптивный подход к разработке алгоритмов диагностирования и аварийной защиты. Главной особенностью адаптивных алгоритмов является возможность диагностирования состояния ЖРД при отсутствии большой статистики, полученной при испытаниях двигателей данного типа. Благодаря этому подходу можно обеспечивать аварийную защиту на стенде новых или экспериментальных образцов ЖРД, а также повысить эффективность и быстродействие бортовых СДАЗ. Данный подход может быть использован при разработке алгоритмов СДАЗ ЖРД больших тяг и двигателей РБ.

Первые алгоритмы аварийной защиты, построенные на принципах адаптивности, были отработаны на макетном образце аппаратурного блока АСУД. Данные алгоритмы позволяют обеспечивать контроль работы ЖРД на стационарных участках работы с более высокой эффективностью, чем алгоритмы, построенные на принципах, использованных ранее.

Рассматриваются возможные варианты для использования адаптивного подхода при разработке алгоритмов контроля переходных процессов, возникающих при работе ЖРД.

Следующим логическим этапом развития адаптивных алгоритмов должно стать использование СДАЗ данных, полученных при первом включении конкретного экземпляра ЖРД, для контроля работы этого двигателя при последующих включениях, что особенно актуально для двигателей РБ и межпланетных космических кораблей.

В результате проделываемой работы должен быть получен новый метод построения алгоритмов диагностирования и аварийной защиты, который повлияет на методологию оценки надежности и эффективности СДАЗ и логику отработки ЖРД.

Список литературы

1. Катков Р.Э., Лозино-Лозинская И.Г., Мосолов С.В., Смоленцев А.А., Соколов Б.А., Соколова Н.А., Стриженко П.П., Тупицын Н.Н. Результаты огневых испытаний экспериментальных камер сгорания ЖРД с кислородным охлаждением // Известия РАН. Энергетика. 2013. № 1. С. 34–43.
2. Гудилин В.Е., Слабкий Л.И. Ракетно-космические системы (История. Развитие. Перспективы). М., 1996. 326 с.
3. Соколов Б.А., Филин В.М., Тупицын Н.Н. Кислородно-углеводородные ЖРД для разгонных блоков, созданные в ОКБ-1–ЦКБЭМ–НПО «Энергия»–РКК «Энергия» // Полет. 2008. № 11. С. 3–6.
4. Ллойд Д.К., Липов М. Надежность. Организация исследования, методы, математический аппарат. М.: Советское радио, 1964. 688 с. *Статья поступила в редакцию 22.09.2014 г.*

References

1. Katkov R.E., Lozino-Lozinskaya I.G., Mosolov S.V., Smolentsev A.A., Sokolov B.A., Sokolova N.A., Strizhenko P.P., Tupitsyn N.N. *Rezultaty ognevykh ispytaniy eksperimental'nykh kamer sgoraniya ZhRD s kislorodnym okhlazhdeniem* [Results of firing tests of experimental combustion chambers of liquid-propellant engines with oxygen cooling]. *Izvestiya RAN. Energetika*, 2013, no. 1, pp. 34–43.
2. Gudilin V.E., Slabkii L.I. *Raketno-kosmicheskie sistemy (Istoriya. Razvitie. Perspektivy)* [Rocket and space systems (History. Development. Future prospects)]. Moscow, 1996. 326 p.
3. Sokolov B.A., Filin V.M., Tupitsyn N.N. *Kislorodno-uglevodorodnye ZhRD dlya razgonnykh blokov, sozdannye v OKB-1–TsKBEM–NPO «Energiya»–RKK «Energiya»* [Oxygen-hydrocarbon liquid-propellant engines for upper stages developed at OKB-1–TsKBEM–NPO Energia–RSC Energia]. *Polet*, 2008, no. 11, pp. 3–6.
4. Lloid D.K., Lipov M. *Nadezhnost'. Organizatsiya issledovaniya, metody, matematicheskii apparat* [Reliability. Study management, methods, mathematical apparatus]. Moscow, Sovetskoe radio publ., 1964. 688 p.

ХАРАКТЕРИСТИКИ БОРТОВЫХ ЛАЗЕРНЫХ ЛОКАЦИОННЫХ СИСТЕМ И УГОЛКОВЫХ ОТРАЖАТЕЛЕЙ ДЛЯ УВЕЛИЧЕНИЯ ДАЛЬНОСТИ ИЗМЕРЕНИЙ ДО 2 000 КМ ПРИ СБЛИЖЕНИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

© 2014 г. Савчук Д.В., Старовойтов Е.И.

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

В работе определены характеристики бортовых лазерных локационных систем (ЛЛС) и угловых отражателей, обеспечивающие дальность измерений от 1 000 до 2 000 км при сближении космических аппаратов вне околоземной орбиты. Выполнено сравнение характеристик бортовых ЛЛС, радиотехнических систем для сближения и стыковки, а также терминалов лазерной связи космических аппаратов. Исследовано влияние дифракционных характеристик угловых отражателей и абберации скорости на измерения ЛЛС. Представлены математические выражения, основанные на приближениях геометрической оптики, использованные для выполненных в работе расчетов. Обоснован выбор параметров ЛЛС, необходимых для измерений рассматриваемых дальностей. Выполнено математическое моделирование дальностей измерений ЛЛС с использованием различных видов угловых отражателей. Определена угловая расходимость зондирующих пучков ЛЛС, обеспечивающая требуемые дальности измерений. Проведено математическое моделирование работы ЛЛС с использованием программы «МИТРА». Рассмотрена проблема энергопотребления лазерных источников для бортовых ЛЛС.

Ключевые слова: лазерная локационная система, угловой отражатель, дальность, космический аппарат, математическое моделирование.

CHARACTERISTICS OF ONBOARD LASER RANGING SYSTEMS AND CORNER REFLECTORS TO ENCREASE THE RANGE UP TO 2 000 KM FOR THE RENDEZVOUS AND DOCKING OF SPACE VEHICLES

Savchuk D.V., Starovoytov E.I.

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 defines characteristics of the onboard laser ranging systems (LRS) and corner reflectors that provide a range of measurements from 1 000 to 2 000 km for the rendezvous and docking of space vehicles beyond the low Earth orbit. Compared are characteristics of the onboard LRS, radiolocation systems for rendezvous and docking, as well as terminals of laser communication of space vehicles. The impact of diffraction characteristics of the corner reflectors and aberration of rate on the LRS measurement was investigated. Mathematical expressions based on the geometrical optics approximation used to perform calculations in the paper are presented. LRS parameters necessary to measure the subject distances are substantiated. Mathematical modeling of the LRS measurement ranges using different types of corner reflectors was performed. The angular divergence of LRS probing laser beams providing required measurement ranges was determined. The mathematical modeling of LRS operation using «MITRA» program was conducted. A problem of power consumption of laser sources for onboard LRS was addressed.

Key words: laser ranging system, corner reflector, distance, space vehicles, mathematic modeling.



САВЧУК Д.В.



СТАРОВОЙТОВ Е.И.

САВЧУК Дмитрий Владимирович — аспирант, инженер РКК «Энергия», e-mail: post@rsce.ru
SAVCHUK Dmitry Vladimirovich — Postgraduate, Engineer at RSC Energia, e-mail: post@rsce.ru

СТАРОВОЙТОВ Евгений Игоревич — кандидат технических наук, старший научный сотрудник РКК «Энергия», e-mail: post@rsce.ru
STAROVOYTOV Evgeny Igorevich — Candidate of Science (Engineering), Senior Researcher at RSC Energia, e-mail: post@rsce.ru

Введение

Бортовые лазерные локационные системы (ЛЛС) с конца 1990-х гг. применяются для выполнения операций сближения и стыковки пилотируемых и автоматических космических аппаратов (КА) [1–3].

Перспективным КА следующих поколений предстоит решать транспортные задачи на орбитах Луны и Марса, что подразумевает выполнение операций сближения и стыковки в условиях, существенно отличающихся от околоземной орбиты. При этом значительно возрастают требования к дальности бортовых измерительных систем.

На дальностях порядка сотен километров преимущественно обладают бортовые измерительные средства радиодиапазона. Так, для управления сближением Лунного модуля с орбитальным КА «Аполлон» применялась радиотехническая система взаимных измерений [4]. Недостатками радиотехнических систем [4, 5] являются большие масса, габариты и энергопотребление. Большая масса приборов приводит к дополнительным затратам топлива при межпланетных перелетах.

Бортовые ЛЛС [1–3] по дальности измерений почти на два порядка уступают радиотехническим системам (0,3...3 км против 400...740 км). При этом существуют лазерные системы, близкие по своему назначению к бортовым ЛЛС, которые обеспечивают значительно большие дальности действия. К ним относятся наземные ЛЛС для траекторных измерений и лазерной локации Луны, а также системы лазерной связи с КА.

Наземные ЛЛС для траекторных измерений КА обеспечивают дальности свыше 40 000 км [6]. С 1960-х гг. проводятся работы по лазерной локации Луны с использованием уголковых отражателей (УО), размещенных в

местах высадки экспедиций «Аполлон» и на аппаратах «Луноход» [7]. Максимальная дальность измерений составляет около 400 000 км.

Системы лазерной связи [8–11] отечественной разработки для обмена информацией между КА и наземными пунктами обеспечивают дальности передачи информации до 55 000 км. В этой аппаратуре используются диаграммы излучения с шириной в пределах $\gamma = 12...50''$, а допустимая погрешность наведения лазерного канала может составлять от $10''$ до $1'$. Система лазерной связи для автоматического КА *LADEE*, выполнявшего задачи на окололунной орбите, обеспечивала дальность действия свыше 400 000 км, используя диаграмму излучения с шириной $\gamma = 12''$.

В табл. 1 представлены характеристики бортовых радиотехнических систем, ЛЛС для управления сближением и стыковкой КА и бортовых терминалов лазерной связи, позволяющие сравнить их максимальную дальность действия.

Из данных табл. 1 следует, что системы лазерной связи превосходят радиотехнические системы по дальности на один-два порядка, при этом их масса и потребляемая мощность соизмеримы с массой и потребляемой мощностью бортовых ЛЛС, имеющих ограниченную дальность.

При полетах к другим планетам точность предварительного выведения кооперируемых КА перед сближением потребует увеличения дальности измерений бортовых ЛЛС. Начальная дальность автономного сближения определяется точностью сведения кооперируемых КА наземным комплексом управления и конкретными задачами полета. Так, при сближении КА на окололунных орбитах автономное сближение может начинаться с расстояний 50...100 км, а при сближении КА на орбите Марса начальная дальность может превышать 500...600 км [12].

Таблица 1

Характеристики бортовых радиотехнических систем, бортовых ЛЛС для управления сближением и стыковкой КА и бортовых терминалов лазерной связи

Система	Радиотехнические системы		Лазерные локационные системы			Бортовые терминалы систем лазерной связи		
	[4]	"Курс" [5]	VDM [2]	RVS [3]	RLS [1]	БТЛС [11]	МЛНСС [8]	LLST [9, 10]
КА-носитель	Лунный модуль, "Аполлон"	"Союз", "Прогресс", МКС	ATV	ATV, HTV	XSS-1	МКС	Глонасс-М	LADEE
Рабочие длины волн	3,05...3,06 см	9,37 см	0,81 мкм	—	—	0,81 мкм* 1,55 мкм	—	1,55 мкм 1,57 мкм
Максимальная дальность, км	740	400	0,3	0,73	3	2 000	55 000	405 410
Масса, кг	33	93	7,6	14,3	10	80	18	30,7
Потребляемая мощность, Вт	160	240	36	61	75	150	—	90
Ответная часть на пассивном КА	Радиоответчик, масса 7 кг, потреб. мощн. 75 Вт	Радиоответчик, масса 85 кг, потреб. мощн. 170 Вт	Блоки УО	Блоки УО	Не требуется	Наземный терминал	Бортовой терминал другого КА	Наземный терминал

Примечание. * — для лазерного маяка; БТЛС — бортовой терминал лазерной связи; МЛНСС — межспутниковая лазерная навигационно-связная система.

Увеличение дальности ЛЛС для решения указанных выше задач является актуальным. Цель данной работы — исследование характеристик бортовых ЛЛС и УО, обеспечивающих увеличение дальности измерений от 1 000 до 2 000 км.

Свойства уголкового отражателя

Увеличить дальность обнаружения пассивного КА возможно за счет УО, позволяющих увеличить его эффективную площадь. Достоинства УО состоят в высокой надежности, отсутствии энергопотребления и управления.

Конструктивно УО представляет собой либо полый отражатель, образованный тремя зеркально отражающими поверхностями, либо сплошную призму тетраэдрического типа, работающую на эффекте полного внутреннего отражения или имеющую металлизированные отражающие грани. Двухгранные углы между отражающими поверхностями составляют прямой угол. Падающий на УО световой пучок меняет направление своего распространения на противоположное. Входная грань может иметь форму треугольника, шестиугольника или круга.

Основной характеристикой УО является, в первую очередь, расходимость отраженного пучка излучения. Расходимость излучения — это плоский или телесный угол, характеризующий ширину диаграммы направленности излучения в дальней зоне по заданному уровню углового распределения энергии, определяемому по отношению к максимальному значению (для лазерных пучков обычно по уровню 0,5 или 1/e²).

Угловая расходимость отраженного от УО пучка теоретически определяется его дифракционными свойствами [7]. Половинный угол дифракционной расходимости вычисляется по формуле для диска Эйри

$$\alpha_{\text{диф}} = \frac{1,22\lambda}{d_{\text{УО}}}, \tag{1}$$

где λ — длина волны зондирующего излучения; $d_{\text{УО}}$ — диаметр окружности, вписанной во входную грань УО.

Реальное значение расходимости ограничивается точностью изготовления двухгранных углов УО. Для дальностей ЛЛС в диапазоне 10...30 км достаточно, чтобы угол отклонения отраженного пучка от оптической оси УО составлял $\alpha_{\text{УО}} = 7...13''$ [13]. В настоящее время технологии позволяют серийно изготавливать УО с погрешностью в единицы угловых секунд [7], однако, как показывают выполненные далее оценки (1), дифракционная расходимость может даже превосходить это значение: $\alpha_{\text{диф}} > \alpha_{\text{УО}}$.

При $d_{\text{УО}} = 50,8$ мм для длины волны $\lambda = 1,06$ мкм дифракционная расходимость отраженного пучка равна $\alpha_{\text{диф}} = 5,25''$, а для длины волны $\lambda = 1,54$ мкм она составляет $\alpha_{\text{диф}} = 7,63''$. Очевидно, что для уменьшения дифракционной расходимости следует увеличивать диаметр УО.

При увеличении диаметра УО соответственно увеличивается его масса, поэтому УО с диаметром более 50,8 мм изготавливают преимущественно полыми, состоящими из трех зеркально отражающих поверхностей.

При $d_{\text{УО}} = 100$ мм на длине волны $\lambda = 1,06$ мкм дифракционная расходимость отраженного пучка равна $\alpha_{\text{диф}} = 2,67''$, а для $\lambda = 1,54$ мкм — $\alpha_{\text{диф}} = 3,87''$.

Отсюда следует, что работа в спектральном диапазоне $\lambda = 1,54...1,57$ мкм будет затруднена большей дифракционной расходимостью пучков излучения. Обычно этот диапазон используется тогда, когда необходимо обеспечить безопасность для органов зрения близко расположенных наблюдателей.

Использование УО с малой расходимостью ограничено абберацией скорости при зондировании удаленного КА, имеющего большую тангенциальную составляющую скорости. Из-за абберации скорости выполняется упреждение при наведении узких пучков излучения во время сеанса лазерной связи между движущимся КА [14].

Угловое смещение вследствие абберации скорости определяется соотношением [7]

$$\alpha_a = \frac{2v_\tau}{c}, \quad (2)$$

где v_τ — тангенциальная составляющая скорости движения КА относительно ЛЛС; $c = 3 \cdot 10^8$ м/с — скорость света в вакууме.

Из уравнения (2) следует, что для обеспечения $\alpha_a \leq 2,67''$ тангенциальная составляющая скорости не должна превышать 1 941,68 м/с. Тогда не будет необходимости выполнять упреждение при наведении зондирующего пучка ЛЛС.

Для улучшения характеристик обнаружения на пассивном КА устанавливаются блоки из многих УО [7]. Если пассивный КА ориентирован произвольным образом, то на нем с разных сторон должны быть установлены специальные панели, где УО размещаются на гранях правильных многогранников или полусфер.

Результаты моделирования и их обсуждение

Для моделирования характеристик бортовых ЛЛС при работе по одиночным УО и их блокам на дальностях 1 000...2 000 км была использована программа «МИТРА».

Программа «МИТРА» разработана авторами с использованием модели на основе приближений геометрической оптики, определяющих точность получаемых результатов. Выполняемые светотехнические расчеты сводятся к «классическому» уравнению лазерной локации [15, 16].

$$D = \sqrt[4]{\frac{E_3 S_{\text{УО}} S_{\text{пр}} \rho_{\text{УО}} \tau_{\text{пр}}}{E_{\text{мин}} \Omega_{\text{пер}} \Omega_{\text{отр}}}}, \quad (3)$$

где E_3 — энергия зондирующего импульса; $S_{\text{УО}}$ — площадь УО; $\Omega_{\text{отр}}$ — телесный угол распространения отраженного УО пучка; $S_{\text{пр}}$ — площадь приемной апертуры (входного зрачка); $\rho_{\text{УО}}$ — коэффициент отражения УО; $\Omega_{\text{пер}}$ — телесный

угол распространения зондирующего пучка; $\tau_{\text{пр}}$ — коэффициент пропускания приемного оптического тракта.

Указанные допущения предполагают, что энергия лазерного импульса равномерно распределена внутри телесного угла:

$$\Omega_{\text{пер}} = \frac{\gamma^2 \pi}{4}, \quad (4)$$

где γ — расходимость зондирующего излучения ЛЛС.

Аналогично рассматривается пучок, отраженный от УО:

$$\Omega_{\text{отр}} = \alpha_{\text{УО}}^2 \pi. \quad (5)$$

Из выражений (3–5) следует, что существенного увеличения дальности измерений ЛЛС можно добиться за счет снижения величин γ и $\alpha_{\text{УО}}$.

Исходными данными для программы «МИТРА» служат известные или желаемые значения параметров конструкции ЛЛС и УО, по которым определяются дальность и другие параметры аппаратуры. Вычисления производятся итерационным методом.

Для обеспечения больших дальностей измерений необходимо максимально увеличить значение $S_{\text{пр}}$, т. е. диаметр входного зрачка ЛЛС. Его величина ограничена массогабаритными характеристиками. Для оценки примем $d_{\text{пр}} = 10$ см. В качестве фотоприемников для ЛЛС часто используются лавинные фотодиоды (ЛФД) [3, 7, 16] из-за их высокой чувствительности и компактности.

В первом приближении эквивалентную мощность шума ЛФД можно определить следующим образом

$$P_{\text{шз}} = \frac{i_T}{S_\lambda}, \quad (6)$$

где i_T — темновой ток ЛФД; S_λ — токовая чувствительность ЛФД.

Для ЛФД с характеристиками $i_T = 100$ нА и $S_\lambda = 10$ А/Вт

$$P_{\text{шз}} = 10^{-8} \text{ Вт.}$$

Минимальное значение принимаемой энергии составит [15]

$$E_{\text{мин}} = q P_{\text{шз}} t_{\text{и}}, \quad (7)$$

где q — отношение сигнал/шум; $t_{\text{и}}$ — длительность зондирующего импульса.

Длительность зондирующего импульса ЛЛС определяет разрешение по дальности: чем короче импульс, тем выше точность измерений. На практике длительность зондирующих импульсов составляет 10...50 нс [3, 15]. В бортовых ЛЛС измерения осуществляются, как правило, моноимпульсным зондированием, а частота повторения зондирующих импульсов определяется диапазоном измеряемых дальностей и типом лазера.

Таблица 2

Результаты моделирования работы ЛЛС по различным УО

Тип УО	$S_{УО}, \text{см}^2$	$\alpha_{УО}, ''$	γ	$E_3, \text{мДж}$	
				$D = 1\ 000 \text{ км}$	$D = 2\ 000 \text{ км}$
Блок УО	600	10	1'43"	3,6	57,6
			3'26"	14,4	230,3
Одиночный УО с $d_{УО} = 100 \text{ мм}$	78,5	2,67	3'26"	7,8	125,5
Одиночный УО с $d_{УО} = 50,8 \text{ мм}$	20,3	5,25	0'41"	4,7	75,0
			3'26"	117,3	1 876,2

Для получения надежного измерения отношение сигнал/шум, в оптимальном варианте, выбирается равным $q = 7...10$ [15], но не менее чем $q = 3$ [16]. Примем величину $q = 10$, ей соответствуют значения вероятностей ложной тревоги $P_{лт} = 10^{-6}$ и пропуска сигнала $P_{пс} = 10^{-7}$ (определяются с использованием критерия Неймана-Пирсона), обеспечивающие приемлемую надежность измерений.

Тогда при длительности зондирующего импульса $t_{и} = 10 \text{ нс}$ минимальная принимаемая энергия будет равна $E_{\min} = 10^{-15} \text{ Дж}$.

Угловое разрешение бортовых ЛЛС, кроме характеристик приемной оптической системы, также определяется шириной диаграммы зондирующего пучка γ , которая обычно составляет около 1'43"...12' [1, 3, 6, 16], т. е. на 1-2 порядка шире, чем у пучков, используемых в лазерной связи.

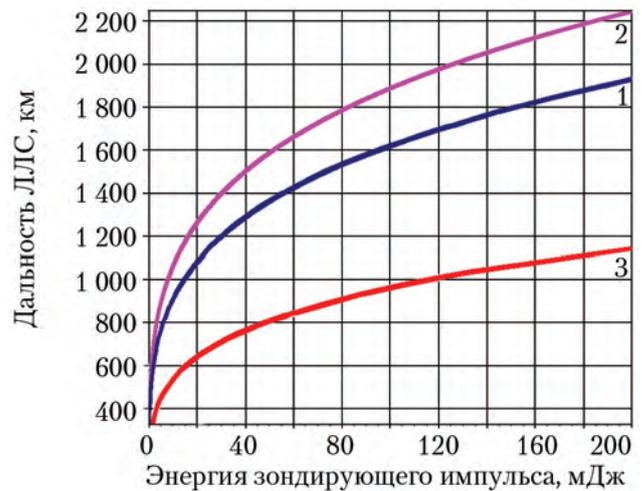
Однако основное отличие систем этих двух классов (ЛЛС и системы лазерной связи) заключается в том, что для осуществления сеанса лазерной связи требуется навигационная информация для предварительной выставки оптических антенн, заранее получаемая траекторными измерениями. Предполагается, что перспективные системы лазерной связи будут сами получать навигационные данные для своей работы [14].

При работе бортовых ЛЛС взаимодействующие КА могут быть ориентированы произвольным образом. Наведение зондирующего пучка, захват и сопровождение по угловым координатам пассивного КА не должны представлять дополнительных сложностей, поэтому здесь целесообразно использовать более широкие пучки излучения, чем в системах лазерной связи.

Для вычисления необходимой энергии зондирующего импульса примем расходимость зондирующего пучка в пределах $\gamma = 0'41"...3'26''$, как у большинства ЛЛС различного назначения [6, 15, 16]. Площадь УО ($S_{УО}$) в первом приближении определяется как площадь окружности, вписанной в его входную грань. Коэффициент отражения (эффективность) УО выберем равным $\rho_{УО} = 0,95$. Потери в приемной оптической системе ЛЛС примем на уровне $\tau_{пр} = 0,9$.

Результаты моделирования работы ЛЛС по блоку УО с параметрами $S_{УО} = 600 \text{ см}^2$; $\alpha_{УО} = 10''$, а также одиночным УО с $d_{УО} = 100 \text{ мм}$ ($S_{УО} = 78,5 \text{ см}^2$); $\alpha_{диф} = 2,67''$ и $d_{УО} = 50,8 \text{ мм}$ ($S_{УО} = 20,3 \text{ см}^2$); $\alpha_{диф} = 5,25''$, представлены в табл. 2.

Зависимости дальности измерений ЛЛС с расходимостью зондирующего пучка $\gamma = 3' 26''$ от энергии зондирующего импульса при использовании УО с указанными параметрами представлены на рисунке.



Зависимости дальности измерений лазерной локационной системы с расходимостью зондирующего пучка $\gamma = 3'26''$ от энергии импульса при использовании УО: 1 – $S_{УО} = 600 \text{ см}^2$, $\alpha_{УО} = 10''$; 2 – $S_{УО} = 78,5 \text{ см}^2$, $\alpha_{УО} = 2,67''$; 3 – $S_{УО} = 20,3 \text{ см}^2$, $\alpha_{УО} = 5,25''$

Для получения зондирующих импульсов с энергией до 100...200 мДж могут использоваться твердотельные лазеры с диодной накачкой, имеющие КПД 20...30%.

Использование УО с меньшей площадью и большим значением $\alpha_{УО}$ потребует дальнейшего увеличения энергии импульса. Однако для получения энергии импульса твердотельных лазеров свыше 100...200 мДж придется использовать твердотельные лазеры с ламповой накачкой, имеющие эффективность на порядок меньше, что будет неизбежно увеличивать энергопотребление аппаратуры.

На излучение может расходоваться до 30% энергии, потребляемой аппаратурой. Если мощность, потребляемая ЛЛС, равна 100 Вт, а на излучение расходуется 30 Вт, то замена диодной накачки твердотельного лазера на ламповую накачку приведет к увеличению энергопотребления всей системы до 370 Вт. Это значение больше, чем у радиотехнических систем (см. табл. 1).

Снизить энергию зондирующих импульсов позволяют узкие диаграммы зондирующего излучения ($\gamma = 0'41''$), но в таком случае потребуются наведение и удержание зондирующего пучка на пассивном КА с соответствующей точностью.

Выводы

Результаты моделирования показывают, что применение блока УО с площадью $S_{\text{УО}} = 600 \text{ см}^2$ и $\alpha_{\text{УО}} = 10''$ позволяет обеспечить дальность измерений ЛЛС 1 000...2 000 км при энергиях зондирующего импульса 14...230 мДж. Для получения импульсов с энергией до 200 мДж могут быть использованы твердотельные лазеры с диодной накачкой.

При использовании диаграмм зондирующего излучения с шириной $3'26''$ и одиночных УО со значениями $\alpha_{\text{диф}} > 2,67''$ (для длины волны $\lambda = 1,06 \text{ мкм}$) потребуется применение твердотельных лазеров с ламповой накачкой, что приведет к увеличению энергопотребления и массогабаритных характеристик ЛЛС.

Полученные оценки позволяют определить характеристики ЛЛС и УО, необходимые для решения задачи локации пассивного КА на дальностях 1 000...2 000 км.

Преимуществом ЛЛС перед радиотехническими системами является меньшая масса: 7,6...13,3 кг для ЛЛС и 33...93 кг для радиотехнических систем соответственно (см. табл. 1). Масса одиночных УО и конгломератов из нескольких УО не превышает 0,5...2 кг. Это существенно с точки зрения снижения затрат топлива и увеличения массы полезного груза при полетах КА вне околоземной орбиты.

Результаты исследований планируется использовать при разработке систем управления сближением и стыковкой КА для экспедиций к другим планетам, при обслуживании спутников на геостационарной орбите и для выполнения задач межорбитальными буксирами.

Список литературы

1. Liadsky J. *Recent Advancements in Commercial LIDAR Mapping and Imaging Systems*. Режим доступа: <http://www.nps.edu/Academics/Centers/RSC/documents/RecentAdvancements.pdf> (дата обращения 26.01.2013 г.).
2. Videometer. Режим доступа: http://www.sodern.com/sites/docs_wsw/RUB_54/VDM.pdf (дата обращения 14.01.2012 г.).
3. Michel K., Ullrich A. *Scanning time-of-flight laser sensor for rendezvous manoeuvres*. Режим доступа: http://robotics.estec.esa.int/ASTRA/Astra2004/Papers/astra2004_S-02.pdf (дата обращения 14.01.2012 г.).

4. Гончаревский В.С. Радиоуправление сближением космических аппаратов. М.: Советское радио, 1976. 240 с.

5. Оружие и технологии России. Т. 5. Космические средства вооружения / Под общ. ред. Иванова С.Б. М.: ИД «Оружие и технологии». 2002. 704 с.

6. Оружие и технологии России. Т. 11. Оптико-электронные системы и лазерная техника / Под общ. ред. Иванова С.Б. М.: ИД «Оружие и технологии». 2005. 720 с.

7. Козинцев В.И., Белов М.Л., Орлов В.М. и др. Основы импульсной лазерной локации: Учеб. пособие для вузов / Под ред. Рождествина В.Н. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2006. 512 с.

8. ОАО «НПК «СПП». Участие в ГЛОНАСС. Режим доступа: <http://www.npk-spp.ru/deyatelnost/ghonass.html> (дата обращения 29.06.2013 г.)

9. *Design of the ESA Optical Ground Station for Participation in LLCD*. Режим доступа: <http://icsos2012.nict.go.jp/pdf/1569600363.pdf> (дата обращения 04.12.2013 г.)

10. *Lunar Laser Communication Demonstration*. Режим доступа: http://esc.gsfc.nasa.gov/assets/images/LLCD/LLCD%20publications/LLCD_litho_final_8.13.13_download.pdf (дата обращения 04.12.2013 г.)

11. ОАО «НПК «СПП». Межспутниковые лазерные системы передачи информации. Режим доступа: <http://www.npk-spp.ru/deyatelnost/lazernaya-svyaz.html> (дата обращения 29.06.2013 г.)

12. Бакитько Р.В., Васильев М.Б., Винницкий А.С. и др. Радиосистемы межпланетных космических аппаратов / Под ред. Винницкого А.С. М.: Радио и связь, 1993. 328 с.

13. Старовойтов Е.И., Савчук Д.В. Исследование и оптимизация применения уголковых отражателей для локации космических объектов // Космическая техника и технологии. 2013. № 1. С. 38–43.

14. Королев Б.В., Кочергин П.П. Использование комплекса аппаратуры космической оптической линии связи для решения задач высокоточной автономной навигации и ориентации космического аппарата. Вторая Всероссийская научно-техническая конференция «Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов» / Под ред. Аванесова Г.А. Россия, Таруса. 13–16 сентября 2010 г. Сборник трудов. М.: ИКИ РАН, 2011. С. 129–140.

15. Назаров В.Н., Балашов И.Ф. Энергетическая оценка импульсных лазерных дальномеров. СПбГУИТМО, 2002. 38 с. Режим доступа: http://de.ifmo.ru/bk_netra/start.php?bn=27 (дата обращения 19.01.2012 г.).

16. Ставров А.А., Поздняков М.Г. Импульсные лазерные дальнометры для оптико-локационных систем // Доклады БГУИР. 2003. Т.1. № 2. С. 59–65. *Статья поступила в редакцию 24.12.2013 г.*

References

1. Liadsky J. *Recent Advancements in Commercial LIDAR Mapping and Imaging Systems*. Available at: <http://www.nps.edu/Academics/Centers/RSC/documents/RecentAdvancements.pdf> (accessed 26.01.2013).
2. Videometer. Available at: http://www.sodern.com/sites/docs_wsw/RUB_54/VDM.pdf (accessed 14.01.2012).
3. Michel K., Ullrich A. *Scanning time-of-flight laser sensor for rendezvous manoeuvres*. Available at: http://robotics.estec.esa.int/ASTRA/Astra2004/Papers/astra2004_S-02.pdf (accessed 14.01.2012).
4. Goncharevskii V.S. *Radioupravlenie sblizheniem kosmicheskikh apparatov* [Radio control of spacecraft rendezvous]. Moscow, Sovetskoe radio publ., 1976. 240 p.
5. *Oruzhie i tekhnologii Rossii. Vol. 5. Kosmicheskie sredstva vooruzheniya* [Russia's Weapons and Technologies. Vol. 5. Space Weapons]. Ed. Ivanov S.B. Moscow, ID «Oruzhie i tekhnologii» publ., 2002. 704 p.
6. *Oruzhie i tekhnologii Rossii. Vol. 11. Optiko-elektronnyye sistemy i lazernaya tekhnika* [Russia's weapons and technologies. Vol. 11. Optoelectronic systems and laser technology]. Ed. Ivanov S.B. Moscow, ID «Oruzhie i tekhnologii» publ., 2005. 720 p.
7. Kozintsev V.I., Belov M.L., Orlov V.M. *Osnovy impul'snoi lazernoi lokatsii: Ucheb. posobie dlya vuzov* [Fundamentals of pulsed laser ranging: Textbook for institutions of higher learning]. Ed. Rozhdestvin V.N. Moscow, MGTU im. N. Ye. Bauman publ., 2006. 512 p.
8. OAO «NPK «SPP». *Uchastie v GLONASS* [OAO NPK SPP Participation in GLONASS]. Available at: <http://www.npk-spp.ru/deyatelnost/glonass.html> (accessed 29.06.2013).
9. *Design of the ESA Optical Ground Station for Participation in LLCD*. Available at: <http://icsos2012.nict.go.jp/pdf/1569600363.pdf> (accessed 04.12.2013).
10. *Lunar Laser Communication Demonstration*. Available at: http://esc.gsfc.nasa.gov/assets/images/LLCD/LLCD%20publications/LLCD_litho_final_8.13.13_download.pdf (accessed 04.12.2013).
11. OAO «NPK «SPP». *Mezhsputnikovye lazernye sistemy peredachi informatsii* [OAO NPK SPP. Satellite-to-satellite laser data transmission systems]. Available at: <http://www.npk-spp.ru/deyatelnost/lazernaya-svyaz.html> (accessed 29.06.2013).
12. Bakit'ko R.V., Vasil'ev M.B., Vinnitskii A.S. et al. *Radiosistemy mezhplanetnykh kosmicheskikh apparatov* [Radiosystems of interplanetary spacecraft]. Ed. Vinnitskiy A.S. Moscow, Radio i svyaz' publ., 1993. 328 p.
13. Starovoitov E.I., Savchuk D.V. *Issledovanie i optimizatsiya primeneniya ugolkovykh otrazhatelei dlya lokatsii kosmicheskikh ob'ektov* [Study and optimization of using retroreflectors to localize space objects]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii*, 2013, no. 1, pp. 38–43.
14. Korolev B.V., Kochergin P.P. *Ispol'zovanie kompleksa apparatury kosmicheskoi opticheskoi linii svyazi dlya resheniya zadach vysokotochnoi avtonomnoi navigatsii i orientatsii kosmicheskogo apparata. Vtoraya Vserossiiskaya nauchno-tekhnicheskaya konferentsiya «Sovremennyye problemy orientatsii i navigatsii kosmicheskikh apparatov»* [Using optical space communications link hardware to address the tasks of spacecraft high-precision autonomous navigation and attitude control. Second All-Russia scientific and technical conference. Advanced problems in attitude control and navigation of spacecraft]. Ed. Avanesov G.A. Rossiya, Tarusa. 13–16 September 2010. *Sbornik trudov*. Moscow, IKI RAN publ., 2011, pp. 129–140.
15. Nazarov V.N., Balashov I.F. *Energeticheskaya otsenka impul'snykh lazernykh dal'nomerov* [Estimation of pulsed laser range finders]. *SPbGUITMO publ.*, 2002, 38 p. Available at: http://de.ifmo.ru/bk_netra/start.php?bn=27 (accessed 19.01.2012).
16. Stavrov A.A., Pozdnyakov M.G. *Impul'snye lazernye dal'nomery dlya optiko-lokatsionnykh sistem* [Pulsed laser range finders for optical ranging systems]. *Doklady BGUIR*, 2003, vol. 1, no. 2, pp. 59–65.

ОСОБЕННОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ТЕХНОЛОГИИ АВТОМАТИЧЕСКОЙ ИМПУЛЬСНОЙ ЛАЗЕРНОЙ СВАРКИ ПРИ ИЗГОТОВЛЕНИИ ГЕРМЕТИЧНЫХ КОРПУСОВ ПРИБОРОВ С РАДИУСНЫМИ УГЛАМИ ИЗ СЛОИСТЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

© 2014 г. Махин И.Д., Носачев С.Н., Усов П.А.

Завод экспериментального машиностроения РКК «Энергия» им. С. П. Королёва (ЗЭМ)
Ул. Ленина, 4А, г. Королёв, Московская область, Российская Федерация, 141070, e-mail: post@rsce.ru

Для новых изделий ракетно-космической техники в последнее время необходимо изготовление герметичных электронных приборов значительных габаритов и нестандартной геометрической формы (с углами радиусной формы). Технология герметизации таких корпусов посредством импульсной лазерной сварки имеет ряд сложностей и особенностей. В данной статье рассмотрены требования, предъявляемые к приборам в ракетно-космической технике, проблемы, возникающие в ходе решения технологических задач герметизации корпусов электронных приборов, варианты решения данной технологической задачи. Рассмотрены варианты возможного использования конструкционных материалов для корпусов электронных приборов в космической промышленности, в том числе слоистых композиционных материалов. Рассмотрены особенности существующей и предлагаемой технологии герметизации приборов, приведены преимущества и недостатки возможных вариантов реализации технологий лазерной герметизации. Обоснован выбор наиболее технологичного способа герметизации приборов нестандартной геометрии — при помощи реализации механизма орбитального вращения лазерного луча.

Ключевые слова: герметизация корпусов электронных приборов, лазерная сварка, слоистые композиционные материалы, система орбитального вращения лазерного луча.

PECULIARITIES OF USING AUTOMATIC PULSED LASER WELDING TECHNOLOGY IN THE MANUFACTURING OF SEALED DEVICE ENCLOSURES WITH RADIUS CORNERS MADE OF LAMINATED COMPOSITE MATERIALS

Makhin I.D., Nosachyov S.N., Usov P.A.

*Experimental Machinebuilding Plant of S.P. Korolev RSC Energia (EMP)
4A Lenin Street, Korolev, Moscow region, 141070, Russian Federation, e-mail: post@rsce.ru*

For some time now the new rocket and space hardware products require building sealed enclosures for electronic devices that have significant dimensions and unconventional geometric shape (with radius corners). The process of sealing such enclosures by pulsed laser welding is characterized by a number of difficulties and peculiarities. This paper discusses requirements set for the devices used in rocket and space hardware, issues that occur in the course of solving the manufacturing problems of sealing the enclosures of electronic devices, options for solving this manufacturing problem. The paper discusses the options of possible use of structural materials for the enclosures of electronic devices in space industry, including sandwich-type composite materials. It discusses some peculiar features of the existing and proposed processes for sealing the devices, and lists the advantages and disadvantages of various implementation options for the laser sealing process. It provides the rationale for selecting the most streamlined method for sealing devices with unconventional geometry, which implements the mechanism of orbital rotation of the laser beam.

Key words: sealing enclosures of electronic devices, laser welding, sandwich-type composite materials, laser beam orbital rotation system.



МАХИН И.Д.



НОСАЧЕВ С.Н.



УСОВ П.А.

МАХИН Игорь Дмитриевич — главный сварщик ЗЭМ РКК «Энергия», e-mail: igor.mahin@rsce.ru
 MAKHIN Igor Dmitriyevich — Chief Welder of EMP RSC Energia, e-mail: igor.mahin@rsce.ru

НОСАЧЕВ Сергей Николаевич — начальник технологического бюро ЗЭМ РКК «Энергия», e-mail: post@rsce.ru
 NOSACHYOV Sergey Nikolaevich — Head of bureau at EMP RSC Energia, e-mail: post@rsce.ru

УСОВ Павел Андреевич — инженер-технолог I категории ЗЭМ РКК «Энергия», e-mail: post@rsce.ru
 USOV Pavel Andreevich — Process Engineer I category at RSC Energia, e-mail: post@rsce.ru

Введение

Современные электронные приборы, применяемые в ракетно-космической отрасли, являются сложной и дорогостоящей аппаратурой, работающей в широком диапазоне температур $-50...+50\text{ }^{\circ}\text{C}$ в условиях космического вакуума и жесткого космического излучения при сроке службы от нескольких часов до нескольких лет.

Корпус прибора должен отвечать ряду требований, главными из которых являются:

- высокая герметичность, соизмеримая с уровнем герметичности вакуумных электронных приборов;
- высокая теплопроводность материала корпуса для обеспечения эффективного теплоотвода из внутренней полости прибора;
- соответствие принятым в ракетно-космической отрасли требованиям (габаритно-массовые характеристики, технологичность, стойкость в условиях космического полета);
- ремонтпригодность, т. е. возможность вскрытия полости прибора для повторной настройки с возможностью его последующей повторной герметизации, что связано с высокой стоимостью приборов данного класса.

Специфика технологии герметизации корпусов электронных приборов

Исходя из требований ракетно-космической отрасли, масса любой конструкции, выводимой на орбиту, должна быть минимальной, поэтому

в качестве материала корпусов обычно используются алюминиевые сплавы типа АМг, а герметизация осуществляется путем сварки плавлением. Но специфика изделия накладывает значительные ограничения на выбор способа сварки плавлением. Традиционная дуговая сварка неприменима в данном случае из-за того, что она дает слишком большое тепловложение, что может привести к перегреву герметизируемого корпуса и, как следствие, к повреждению электронных компонентов, находящихся внутри. Также при традиционной дуговой сварке в свариваемом изделии циркулируют значительные токи, наводящие электромагнитные поля, которые также могут являться причиной выхода из строя электронных компонентов прибора. Для уменьшения тепловложения имеет смысл рассмотреть высококонцентрированные источники энергии для сварки плавлением, такие как плазменная, электронно-лучевая, светолучевая и лазерная сварки. Плазменная и электронно-лучевая сварки также имеют ряд недостатков применительно к случаю герметизации корпусов электронных приборов. В обоих случаях это электромагнитные поля и рентгеновское излучение, которые способны вызвать повреждение электронных компонентов приборов. Светолучевая сварка или пайка не обладают соответствующей мощностью, чтобы соединять существенные по массе конструкции [1]. Соответственно, наиболее подходящей в данном случае является лазерная сварка.

Особенности лазерной технологии

Когда речь заходит о лазерных технологиях, в подавляющем большинстве случаев в первую очередь вспоминают о применении высокомоощных лазеров в машиностроении, автомобилестроении для раскроя металлов, сварки и т. п. Для таких целей используются мощные CO_2 -лазеры непрерывного режима. В последние годы с ними успешно конкурируют волоконные лазеры. Однако возможности лазерных технологий этим не ограничены, существует и другое важное направление — системы с импульсными лазерами.

Системы с импульсными лазерами активно применяются в электронном машиностроении, автомобилестроении, атомной, космической, авиационной и судостроительной промышленности, медицине и практически во всех направлениях оборонного производства. В этих системах используются как энергетические возможности, так и другие свойства лазерного излучения и обрабатываемого материала — спектральная селективность, возможность распределять энергию во времени и т. д. Средняя мощность лазеров в лазерных технологических комплексах (ЛТК) этого типа, как правило, не превышает 500 Вт, в то время как пиковая мощность может составлять от нескольких киловатт до десятков и более мегаватт.

При этом лазерное излучение может генерироваться в ультрафиолетовом, видимом и ближнем инфракрасном диапазоне спектра (0,2...1,5 мкм) [2, 3, 4].

Область применения комплексов с импульсными лазерами наиболее разнообразна: это маркировка и гравировка, сварка и наплавка, резка, прецизионная обработка осебтвердых и труднообрабатываемых материалов, выполнение специализированных операций — подгонка резисторов, прошивка отверстий, скрайбирование и т. д. Столь широкая область применения ЛТК с импульсными лазерами объясняется тем, что при импульсном режиме воздействия тепло концентрируется в зоне обработки. Вся энергия идет на взаимодействие с материалом, а не на нагрев объекта. Варьируя длительность воздействия, энергию импульса и спектральный состав лазерного излучения, можно добиться расплава материала, изменения его структуры, испарения, разрыва межмолекулярных связей и т. д. [5].

Область варьирования параметров лазеров очень широкая. Кроме того, для различных технологических задач необходимо использовать различные кинематические системы для позиционирования лазерного пятна на поверхности (или в объеме) обрабатываемой детали. Так, например, для сварки обычно достаточно

точности позиционирования координатного стола 50...100 мкм, а для микрообработки и выполнения отдельных специализированных задач точность позиционирования координатной системы должна составлять 1...3 мкм. Таким образом, для каждой решаемой технологической задачи необходимо использовать лазер, кинематическую систему (координатные столы, сканеры), оптические и другие основные модули, обладающие вполне определенными параметрами, различными для требуемых задач [6].

Для сварки и резки практически у всех предлагаемых на российском рынке моделей используются *Nd:YAG* лазеры с ламповой накачкой. Варианты исполнения — от малогабаритной ручной установки для сварки ювелирных изделий до компьютеризированной лазерной машины с четырехкоординатным столом, лазером с широкими энергетическими возможностями, телевизионной системой наблюдения, опциями, позволяющими перенастраивать комплекс как на сварку, так и на резку металлов, керамики и т. д.

На ЗЭМ в настоящее время лазер используют для выполнения герметизации (сварки) корпусов электронных приборов, изготовления датчиковой аппаратуры, сварки узлов пневмогидроавтоматики, при контровке деталей между собой.

Использование лазера для герметизации корпусов электронных приборов обусловлено следующими факторами:

- малое тепловложение (позволяет избежать перегрева электронной составляющей прибора и выхода его из строя);
- высокая точность (позволяет выполнять прецизионную обработку);
- отсутствие электромагнитных полей (в отличие от дугового и электронно-лучевого способов не влияет на электронную составляющую прибора);
- малая глубина проплавления (позволяет легко вскрыть прибор и провести его перенастройку, т. е. достаточная ремонтпригодность).

Проблемы, возникающие при лазерной герметизации корпусов электронных приборов

Несмотря на все достоинства, лазерная сварка не применима для герметизации алюминиевых корпусов по следующим причинам:

1. При лазерной сварке не реализуется механизм катодного распыления окисной пленки (как это происходит при дуговой сварке на обратной полярности), поэтому фрагменты разрушенной при плавлении металла шва тугоплавкой окисной пленки замешиваются в металл шва, снижая его прочность и герметичность [7].

2. Для алюминиевых сплавов характерно образование горячих трещин при лазерной сварке, что также приводит к уменьшению герметичности сварных швов.

3. Большая степень отражения лазерного излучения от поверхности алюминиевых сплавов приводит к необходимости нанесения на поверхность специального поглощающего покрытия или введения в зазор специальной прокладки из металла, имеющего малый коэффициент отражения лазерного излучения и вместе с тем обладающего хорошей металлургической совместимостью с алюминиевым сплавом [8].

4. Высокая теплопроводность алюминиевых сплавов приводит к тому, что за счет интенсивного теплоотвода из зоны стыка сварочная ванна растет в направлении, перпендикулярном направлению движения луча, что затрудняет получение стабильного проплавления малой величины, необходимого для процесса оптимальной герметизации металлических корпусов при помощи сварки [9].

Все вышеизложенное позволяет сформулировать требования к материалу и процессу герметизации на основе образования сварного шва при помощи сварки плавлением: расплавляемый материал должен обладать минимальной теплопроводностью, а сам процесс должен вестись в импульсном режиме с обязательной кристаллизацией каждой сварочной ванны, образующейся в результате отдельного импульса лазерного излучения.

Применение слоистых композиционных материалов для изготовления корпусов электронных приборов как путь решения проблемы, связанной с лазерной сваркой алюминиевых сплавов

Основное противоречие между материалом корпуса из алюминиевого сплава и необходимостью иметь в зоне герметизации другой материал (например, титановый сплав) в данном случае может быть преодолено путем использования слоистых композиционных материалов (СКМ) и сплавов, полученных способами сварки давлением, например, при помощи сварки взрывом [10].

Комплекс работ, выполненных инженерами Волгоградского политехнического института по получению соединения АМг6+Тi с применением сварки взрывом, показал, что непосредственное соединение этого сочетания материалов в твердой фазе затруднено, и для получения качественного шва необходимо использовать промежуточную прослойку из более пластичного технического алюминия марки АД1, первоначальная толщина которого для получения композиции типа АМг6+АД1+ВТ1

должна быть не менее 1,5 мм. Использование технического алюминия марки АД1 в качестве прослойки в СКМ между АМг6 и ВТ1 в герметичных конструкциях разработки РКК «Энергия» показывает, что в ряде случаев в процессе их эксплуатации проявляется характерный недостаток этого материала — наличие в нем микроскопических пор, проникающих иногда на всю глубину слоя и способных при раскрытии привести к разгерметизации изделия, что при использовании этого материала в составе СКМ требует дополнительных мер по устранению этого вредного явления. Эта проблема решается более тщательным отбором заготовки из АД1 или же использованием алюминия более высокой чистоты с меньшим количеством внутренних дефектов. Дополнительно для предупреждения течей используется способ деформации прослойки из АД1 путем обкатки ее роликом или пластическим деформированием осевым усилием на прессе [11, 12].

Изготовление герметичных корпусов электронных приборов до внедрения новой технологии лазерной сварки

Традиционно в изделиях ЗЭМ применялись герметичные корпуса электронных приборов прямоугольной формы с острыми углами. Новые изделия требуют изготовления герметичных корпусов приборов значительно больших габаритов с радиусными углами. В качестве примера на рис. 1 показан макет корпуса электронного прибора значительных габаритов, имеющий сложную форму. Герметизация подобных корпусов при помощи лазерной сварки имеет свои особенности, обусловленные сложностью траектории движения луча.



Рис. 1. Макет корпуса электронного прибора перспективных изделий ракетно-космической техники

Ранее сварка подобных корпусов требовала значительной квалификации оператора лазерной установки и выполнялась за несколько приемов. Сначала в ручном режиме производилась прихватка и последующая заварка радиусных частей крышки (рис. 2, поз. 1), а затем на приспособлении, обеспечивающем перемещение вдоль оси X, показанной на рис. 2, производилась сварка прямых участков с поочередной перестановкой и наладкой на каждую сторону (всего четыре стороны) конструкции.

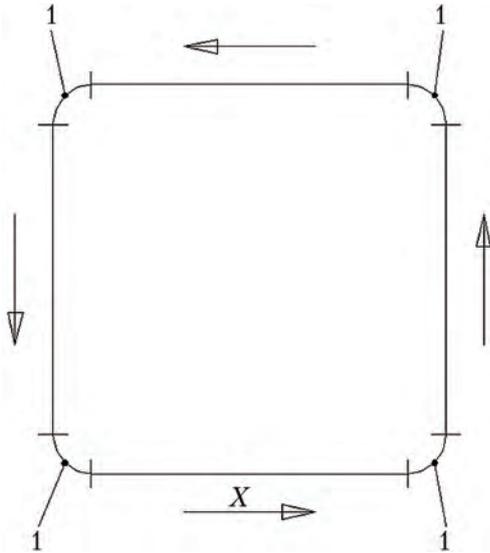


Рис. 2. Схема обработки корпусов электронных приборов сложной формы, применявшаяся ранее

Недостатки вышеописанного способа лазерной сварки корпусов электронных приборов:

- незначительные габаритные размеры;
- простые формы;
- использование ручной прихватки и заварки углов;
- низкая производительность процесса;
- требуется оператор высокой квалификации;
- значительное количество подварок сварных швов.

Варианты решения технологической задачи автоматизации процесса герметизации корпусов электронных приборов сложной формы

Для решения задачи по герметизации крупногабаритных корпусов электронных приборов со сложной траекторией замыкающего сварного шва были рассмотрены три варианта решения данной технологической задачи.

Вариант № 1 подразумевает использование робота и системы доставки лазерного излучения при помощи оптического волокна. Но в условиях мелкосерийного производства применение роботов является экономически нецелесообразным.

Для реализации варианта № 2 необходимо применение программно-управляемого автоматизированного вращательного привода, программно-управляемой оси Z сварочной установки для вертикального перемещения сварочной лазерной головки и программно-управляемой оси X для горизонтального перемещения.

Автоматическое устройство вращения включает в себя поворотный механизм с трехлапчатым патроном, шаговый двигатель, систему управления с интерфейсом пользователя, разъем питания и синхронизации (рис. 3). Конструкцией устройства предусмотрена возможность изменения угла наклона оси вращения от 0 до 90°.

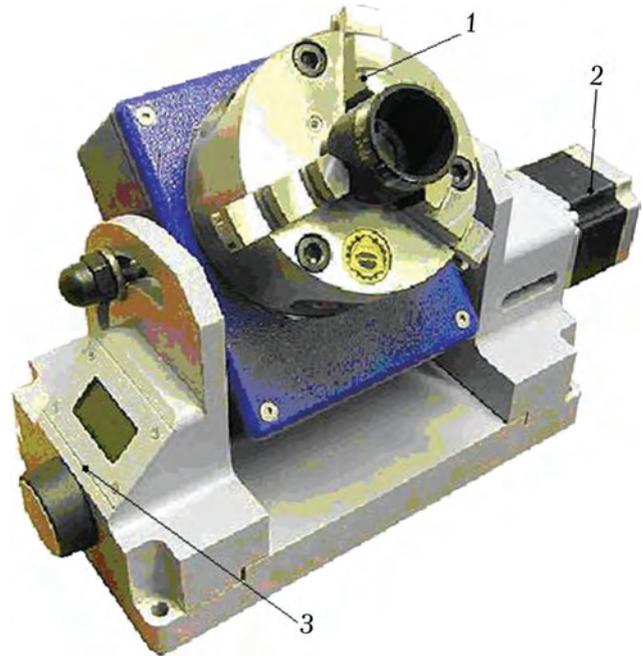


Рис. 3. Внешний вид автоматизированного программно-управляемого вращательного привода: 1 – трехлапчатый патрон; 2 – корпус шагового электродвигателя; 3 – система управления интерфейсом пользователя

Интерфейс управления устройством вращения состоит из устройства отображения информации (знакосинтезирующий двухстрочный дисплей) и устройства ввода информации (поворотный энкодер с функцией кнопки). Интерфейс позволяет оператору задать необходимые для выполнения работы параметры:

- диаметр детали;
- выбор начальной точки шва;
- параметры точек прихвата и режимов выполнения операции прихвата;
- расстояние между импульсами лазера (перекрытие);
- частоту повторения импульсов лазера;
- угол поворота в режиме выполнения сварки;
- задание времени включения подачи вспомогательного газа,

и после этого выполнить в соответствии с заданными параметрами технологическую операцию в режиме сварки. После выполнения сварочного шва на заданный угол система вернет патрон в исходное положение и перейдет в ожидание команды повтора.

Автоматизированная Z -координата предназначена для перемещения фокальной плоскости объектива и изменения диаметра пятна при выполнении технологических операций сварки, а также поддержания зазора между соплом и обрабатываемой поверхностью при выполнении различных технологических операций (рис. 4).

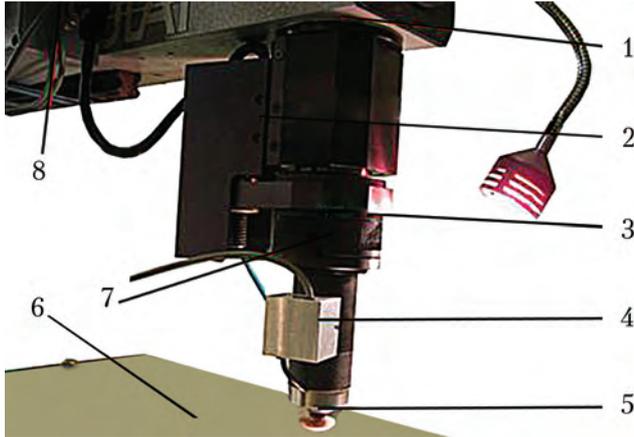


Рис. 4. Внешний вид автоматизированной Z -координаты: 1 – стопорная гайка; 2 – электрический привод; 3 – объектив $F = 100$ мм; 4 – емкостной датчик; 5 – сопло; 6 – лист металла; 7 – узел юстировки; 8 – система управления

Автоматизированная Z -координата включает в себя емкостной датчик, электрический привод Z -оси (электрический привод телескопа), объектив, сопло, систему управления с интерфейсом пользователя, разъем питания и синхронизации.

Емкостной датчик измеряет емкость между соплом лазерной головки и обрабатываемой поверхностью детали. Для правильной работы датчика обрабатываемая деталь должна быть соединена с корпусом установки (например, через поддон для резки). После включения системы происходит поиск концевых датчиков, и система переходит в режим по умолчанию.

Интерфейс управления устройством слежения состоит из устройства отображения информации (знакосинтезирующий двустрочный дисплей) и устройства ввода информации (поворотный энкодер с функцией кнопки).

Микропроцессорная система управления позволяет создавать, хранить и редактировать сложные траектории, включающие прямые участки, дуги, окружности и элементы сопряжения. Программное обеспечение имеет возможность конвертировать чертежи *AutoCAD* в исполняемую программу координатного стола, что позволяет управлять столом с компьютера.

На рис. 5 показана схема перемещения изделия при заварке крышки вторым способом.

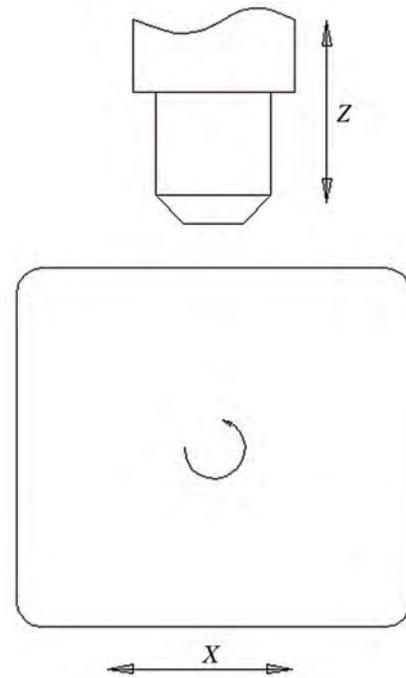


Рис. 5. Схема перемещения изделия при заварке крышки (вариант № 2)

Обработка радиусных углов производится во время поворота привода, при этом вертикальная ось Z компенсирует изменение расстояния между сварочной головкой и изделием, затем происходит линейное перемещение изделия и вращателя вдоль оси X , и таким образом сваривается прямой участок.

Вариант № 3 решения данной технологической задачи предусматривает применение программно-управляемой системы орбитального вращения луча и программно-управляемого двухкоординатного стола. Система орбитального вращения луча представляет собой систему трех зеркал для отклонения луча, установленных на кронштейне с вращательным приводом, который, в свою очередь, крепится на сварочной лазерной головке. Зеркала отклоняют луч в горизонтальную плоскость, и за счет изменения углов наклона зеркал и кронштейна можно регулировать расстояние A от среза сопла до плоскости прохождения луча и радиус. Схема третьего варианта представлена на рис. 6.

При этом сварка прямых участков проводится при движениях программно-управляемого стола по горизонтальным осям, а «обкатка» радиусных углов проводится при помощи вращения системы зеркал.

Преимущества всех трех предлагаемых выше вариантов реализации технологии лазерной герметизации корпусов электронных приборов:

- возможность сваривать корпуса электронных приборов сложной формы;
- отсутствие ручной прихватки и заварки углов;
- высокая производительность и повторяемость процесса;
- не требуется высокая квалификация оператора;
- минимизируется количество дефектов, вызванных человеческим фактором.

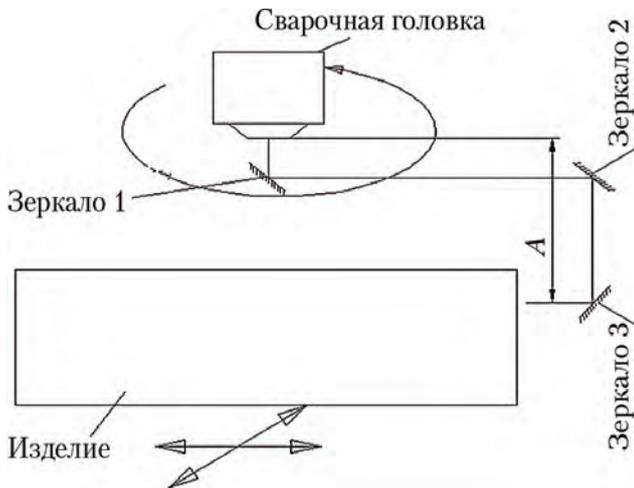


Рис. 6. Схема перемещения изделия при заварке крышки (вариант № 3)

Недостатки предлагаемых вариантов реализации технологии лазерной герметизации корпусов электронных приборов:

- вариант № 1 экономически нецелесообразен;
- вариант № 2 не позволяет сваривать корпуса, имеющие значительные габаритные размеры, по причине необходимости сложной и крупногабаритной оснастки для обеспечения перемещения прибора;
- вариант № 3 требует специальной оснастки — системы орбитального вращения лазерного луча.

Реализация предложенного решения на производстве ЗЭМ

Инженерами ЗЭМ РКК «Энергия» разработано техническое задание на создание комплекта оборудования с использованием системы орбитального вращения луча. Совместно с Опытным-конструкторским бюро «Булат» было изготовлено оборудование, которое удовлетворяет требованиям технологии лазерной герметизации корпусов электронных приборов на ЗЭМ. В настоящий момент оборудование внедрено в производство и успешно выполняет задачи по герметизации корпусов электронных приборов значительных габаритов и сложной формы.

Заключение

Разработанная и внедренная в производство технология герметизации корпусов электронных приборов сложной формы позволяет получить высокое качество при выполнении сварочных работ и создает технологическую базу для создания перспективных изделий РКК «Энергия».

Список литературы

1. Бажанов А.В., Фролов В.А., Федоров С.А. Локальная вакуумная герметизация корпусов приборов методом пайки световым лучом // Сварочное производство. 2013. № 5. С. 27–30.
2. Голубев В.С., Лебедев Ф.В. Физические основы технологических лазеров. М.: Высшая школа, 1987. 191 с.
3. Lopota V.A., Bashenko V.V., Gorny S.G. Physical and technological mechanism of laser welding // Proc. LAMP (Osaka). 1987. V. 802. P. 175–179.
4. Sokolovski W., Herziger G., Beyer E. Spectroscopic study of laser-induced plasma in the welding process of steel and aluminium // SPIE. 1989. V. 1132. P. 289–295
5. Рыкалин Н.Н., Углов А.А., Кокора А.Н. Лазерная обработка материалов. М.: Машиностроение, 1975. 296 с.
6. Гладков Э.А., Бродягин В.Н., Шиганов И.Н. Автоматизация процессов лазерной сварки // Сварочное производство. 1985. № 8. С. 4–5.
7. Григорьянц А.Г., Шиганов И.Н. Лазерная сварка металлов. М.: Высшая школа, 1988. 207 с.
8. Махин И.Д., Ямпольский В.М. Герметизация корпусов электронных приборов ответственного назначения // Новые технологии и информатика. М.: МГАПИ, 2004. С. 94–96.
9. Григорьянц А.Г. Основы лазерной обработки материалов. М.: Машиностроение, 1989. 304 с.
10. Кудинов В.М., Коротеев В.С. Сварка взрывом в металлургии. М.: Металлургия, 1979. 168 с.
11. Лысак В.И., Корнеев В.Н. Влияние энергетических условий сварки взрывом на структуру и свойства слоистых композиционных материалов // Сварка взрывом и свойства сварных соединений. Волгоград: Волгоградский политехнический институт, 1985. С. 40–55.
12. Седых В.С. Особенности микронеоднородности сваренных взрывом соединений // Сварка взрывом и свойства сварных соединений. Волгоград: Волгоградский политехнический институт, 1975. С. 3–39.

Статья поступила в редакцию 18.07.2014 г.

References

1. Bazhanov A.V., Frolov V.A., Fedorov S.A. Lokal'naya vakuumnaya germetizatsiya korpusov priborov metodom paiki svetovym luchom [Localized vacuum potting of device packages using light rays soldering method]. *Svarochnoe proizvodstvo*, 2013, no. 5, pp. 27–30.
2. Golubev V.S., Lebedev F.V. Fizicheskie osnovy tekhnologicheskikh lazerov [Basic physics of industrial lasers]. Moscow, Vysshaya shkola publ., 1987. 191 p.
3. Lopota V.A., Bashenko V.V., Gorny S.G. Physical and technological mechanism of laser welding. Proc. LAMP (Osaka), 1987, vol. 802, pp. 175–179.
4. Sokolovski W., Herziger G., Beyer E. Spectroscopic study of laser-induced plasma in the welding process of steel and aluminium. SPIE, 1989, vol. 1132, pp. 289–295.
5. Rykalin N.N., Uglov A.A., Kokora A.N. Lazernaya obrabotka materialov [Laser processing of materials]. Moscow, Mashinostroenie publ., 1975. 296 p.
6. Gladkov E.A., Brodyagin V.N., Shiganov I. N. Avtomatizatsiya protsessov lazernoi svarki [Automation of laser welding processes]. *Svarochnoe proizvodstvo*, 1985, no. 8, pp. 4–5.
7. Grigor'yants A.G., Shiganov I.N. Lazernaya svarka metallov [Laser welding of metals]. Moscow, Vysshaya shkola publ., 1988. 207 p.
8. Makhin I.D., Yampol'skii V.M. Germetizatsiya korpusov elektronnykh priborov otvetstvennogo naznacheniya [High-duty electronic element package closure]. *Novye tekhnologii i informatika*. Moscow, MGAPI publ., 2004, pp. 94–96.
9. Grigor'yants A.G. Osnovy lazernoi obrabotki materialov [Fundamentals of laser processing of materials]. Moscow, Mashinostroenie publ., 1989. 304 p.
10. Kudinov V.M., Koroteev V.S. Svarka vzryvom v metallurgii [Impact bonding in metallurgy]. Moscow, Metallurgiya publ., 1979. 168 p.
11. Lysak V.I., Korneev V.N. Vliyanie energeticheskikh uslovii svarki vzryvom na strukturu i svoistva sloistyykh kompozitsionnykh materialov [The effect of energy conditions of impact bonding on the structure and properties of laminar composites]. *Svarka vzryvom i svoistva svarnykh soedinenii*. Volgograd: Volgogradskii politekhnicheskii institut publ., 1985, pp. 40–55.
12. Sedykh V.S. Osobennosti mikroneodnorodnosti svarenykh vzryvom soedinenii [Properties of microinhomogeneities of impact-bonded seals]. *Svarka vzryvom i svoistva svarnykh soedinenii*. Volgograd: Volgogradskii politekhnicheskii institut publ., 1975, pp. 3–39.

УДК 629.784.02:669.715:621.791.14

СПЛАВ 1570С – МАТЕРИАЛ ДЛЯ ГЕРМЕТИЧНЫХ КОНСТРУКЦИЙ ПЕРСПЕКТИВНЫХ МНОГОРАЗОВЫХ ИЗДЕЛИЙ РКК «ЭНЕРГИЯ»

© 2014 г. Бронз А.В., Ефремов В.И., Плотников А.Д., Чернявский А.Г.

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

Оптимизирован химический состав алюминиевого сплава 1570С применительно к созданию изделий ракетно-космической техники многоразового использования. Освоено промышленное производство сплава 1570С. Проведены всесторонние исследования и выпущены опытные технические условия на полуфабрикаты из сплава 1570С. Разработаны технологические рекомендации по изготовлению сварных крупногабаритных конструкций из сплава 1570С. Отработана технология изготовления элементов конструкции пилотируемого транспортного корабля нового поколения. Показано, что сварка трением с перемешиванием – эффективный и перспективный способ сварки для изготовления космических аппаратов.

Ключевые слова: *алюминиевый сплав 1570С, сварка трением с перемешиванием, пилотируемый транспортный корабль нового поколения.*

ALLOY 1570C – MATERIAL FOR PRESSURIZED STRUCTURES OF ADVANCED REUSABLE VEHICLES OF RSC ENERGIA

Bronz A.V., Efremov V.I., Plotnikov A.D., Chernyavsky A.G.

*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 chemical composition of aluminum alloy 1570C was optimized to adapt it to the use in reusable rocket and space hardware. Industrial production of the 1570C alloy was set up. Comprehensive studies were conducted and tentative specifications for semi-finished products made of 1570C alloy were published. Manufacturing recommendations were developed for constructing large welded structures made of the 1570C alloy. Manufacturing process was developed for structural elements of the new-generation manned transportation spacecraft. It was demonstrated that friction stir welding is an efficient and promising welding method for spacecraft manufacturing.

Key words: *aluminum alloy 1570C, friction stir welding, new-generation manned transportation spacecraft.*



БРОНЗ А.В.



ЕФРЕМОВ В.И.



ПЛОТНИКОВ А.Д.



ЧЕРНЯВСКИЙ А.Г.

БРОНЗ Александр Владимирович – кандидат технических наук, старший научный сотрудник РКК «Энергия», e-mail aleksandr.bronz@rsce.ru
 BRONZ Alexander Vladimirovich – Candidate of Science (Engineering), Senior Researcher at RSC Energia, e-mail aleksandr.bronz@rsce.ru

ЕФРЕМОВ Виктор Иванович – начальник лаборатории РКК «Энергия», e-mail: viktor.efremov@rsce.ru
 EFREMOV Victor Ivanovich – Head of Laboratory at RSC Energia, e-mail: viktor.efremov@rsce.ru

ПЛОТНИКОВ Андрей Дмитриевич – кандидат технических наук, начальник отделения РКК «Энергия», e-mail: andrey.plotnikov@rsce.ru
 PLOTNIKOV Andrey Dmitrievich – Candidate of Science (Engineering), Head of Division at RSC Energia, e-mail: andrey.plotnikov@rsce.ru

ЧЕРНЯВСКИЙ Александр Григорьевич – заместитель генерального конструктора РКК «Энергия», e-mail: alexander.cherniavsky@rsce.ru
 CHERNYAVSKY Alexander Grigoryevich – Deputy General Designer at RSC Energia, e-mail: alexander.cherniavsky@rsce.ru

Сплав АМгб – традиционный конструкционный материал для ракет и космических аппаратов

Проблема поиска новых свариваемых алюминиевых сплавов, относящихся к группе термически неупрочняемых и имеющих более высокие прочностные характеристики, чем существующие промышленные сплавы системы Al–Mg, самым непосредственным образом связана с созданием новых, более совершенных, образцов инновационной техники.

Одной из наиболее актуальных проблем научно-технического прогресса является повышение массового совершенства изделий ракетной и космической техники. Основной путь решения этой проблемы – улучшение удельных прочностных характеристик конструкционных материалов.

Наиболее распространенным материалом для большинства сварных конструкций ракет и космических аппаратов в течение длительного времени является алюминиевый термически неупрочняемый сплав АМгб, производимый в виде различных деформированных полуфабрикатов. Использование сплава АМгб в конструкциях этого вида объясняется его несомненными достоинствами, такими как:

- хорошая свариваемость, позволяющая получать сварные соединения, близкие по прочности к основному металлу;
- высокая коррозионная стойкость, позволяющая работать в компонентах топлива и в морских условиях;
- достаточно высокая пластичность;
- высокая технологичность в металлургическом и машиностроительном производствах, связанная, в частности, с отсутствием необходимости в упрочняющей термической обработке полуфабрикатов и готовых деталей;

- высокая размерная и термическая стабильность.

Вместе с тем существенным недостатком сплава АМгб является его довольно низкая прочность: гарантированный предел текучести, основная расчетная характеристика для большинства конструкций, у отожженных полуфабрикатов из сплава АМгб составляет, в зависимости от вида полуфабриката, всего лишь 120...155 МПа.

Из сказанного выше становится ясно, насколько актуальной для ракетно-космической техники является проблема поиска таких новых сплавов, которые, обладая всеми достоинствами, присущими сплаву АМгб, имели бы более высокие прочностные свойства.

Таким образом, разработка и внедрение новых, более прочных, коррозионностойких технологичных термически неупрочняемых алюминиевых сплавов – это существенный вклад в решение проблемы повышения тактико-технических данных изделий ракетной и космической техники, возможность создания новых типов летательных аппаратов с использованием сварки как основного метода соединений.

Перспектива перехода к сплавам системы Al–Mg–Sc

Однако, достижение высоких прочностных свойств алюминиевых сплавов зачастую идет в ущерб их технологичности. Разрабатываются новые сплавы, имеющие существенно более высокие прочностные характеристики, технологичность и надежность. Внедрение таких сплавов позволит не только повысить надежность и ресурс конструкции, но и снизить ее массу и металлоемкость. Перспективным направлением решения этих задач является легирование сплавов системы Al–Mg переходными металлами, в частности, скандием [1].

Скандий, используемый в качестве легирующего элемента в алюминиевых сплавах, оказался наиболее эффективным переходным металлом из всех ранее известных применительно к данной группе сплавов – выделения фазы Al_3Sc более дисперсные (1...10 нм), чем выделения от других металлов. Это объясняется тем, что высокая стабильность дисперсных выделений этой фазы в большой степени влияет на формирование ячеистой структуры деформированных полуфабрикатов. Дисперсные частицы интерметаллида в зависимости от температурных и скоростных условий пластической деформации сплава в большей или меньшей степени повышают температуру рекристаллизации и способствуют, в результате высокотемпературных нагревов, получению нерекристаллизованной структуры и дополнительного упрочнения сплава. По мере повышения дисперсности алюминиевых фаз увеличиваются как эффект непосредственного дисперсионного твердения, так и величина структурного упрочнения. Скандий в значительной степени стабилизирует литую ячеистую структуру, его добавка позволяет получать слитки непрерывного литья из алюминиевых сплавов с недендритной структурой. При наличии дополнительных легирующих элементов 0,1...0,2% (особенно Ti, Zr, Hf) массовая критическая концентрация скандия ($\approx 0,15...0,35\%$), при которой образуется мелкозернистая структура, существенно уменьшается.

Требованиям авиационно-космической промышленности в большей мере удовлетворяет высокопрочный термически неупрочняемый алюминиевый сплав 01570. Сплав 01570 системы Al–Mg–Sc был разработан Всероссийским институтом легких сплавов (ВИЛС) в 70-х гг. прошлого столетия. В нем содержится: 5,8...6,8% Mg; 0,3...0,5% Sc; 0,1...0,25% Mn; 0,05...0,15% Zr, а также добавки других элементов. Сплав обладает высокой коррозионной стойкостью, прочностью и хорошей свариваемостью.

В отожженном состоянии сплав предназначен для изготовления как сварных, так и бесшовных конструкций, работающих в диапазоне температур $-196...+156$ °С, и имеет во всех видах полуфабрикатов более высокие, чем у сплавов системы Al–Mg, прочностные характеристики (табл. 1).

Сплав 01570 не является жаропрочным: при повышении температуры испытаний он быстро разупрочняется. Вместе с тем известно, что сплав является природно сверхпластичным, т. е. деформированные полуфабрикаты из него могут подвергаться сверхпластической формовке без специальной подготовки структуры, что, в свою очередь, позволяет получать изделия сложной формы [2].

Сравнительные характеристики сплавов 01570 и АМг6

Характеристики	Сплав 01570	Сплав АМг6
Система сплава	Al–Mg–Sc	Al–Mg
Плотность γ , г/см ³	2,65	2,64
Модуль упругости E, МПа	69 580	69 580
Предел прочности σ_B , МПа	370...390	313
Предел текучести $\sigma_{0,2}$, МПа	245	157
Относительное удлинение δ , %	15	15
Удельная прочность σ_B/γ , км	14,5	11,9
Коэффициент прочности сварного шва $\sigma_{B.соед}/\sigma_B$	0,85...0,95	0,9...0,95

По пределу текучести полуфабрикаты из сплава системы Al–Mg–Sc превосходят аналогичные полуфабрикаты из сплава АМг6 в 1,5...2,0 раза в зависимости от вида полуфабриката. Применение сплава 01570 вместо сплава АМг6 дает выигрыш в массе до 20%.

О необходимости модернизации сплава 01570 применительно к созданию изделий ракетно-космической техники многоразового использования

В настоящее время имеется достаточно большой опыт применения сплава 01570 в изделиях ракетно-космической техники разового использования. Однако для изготовления герметичных отсеков космических аппаратов многоразового использования, кроме высокой прочности и пластичности, сплав системы Al–Mg–Sc должен обладать высокой статической и динамической трещиностойкостью, обеспечивающей неоднократное использование изделия, т. е. подход к выбору материала должен быть таким же, как к материалу планера самолета. Сплав 01570 имеет низкую сопротивляемость развитию усталостной трещины, что делает его непригодным для многоразового использования [3].

Реализация необходимого комплекса механических и эксплуатационных свойств может быть обеспечена за счет корректировки химического состава сплава 01570. В ходе такой корректировки при участии сотрудников РКК «Энергия» было выбрано оптимальное содержание основных легирующих элементов (снижение содержания Mg, Mn, снижение верхнего предела Sc), малых добавок (Be, Ce) и увеличена чистота по примесям, главным образом Fe и Si ($\Sigma_{Fe+Si} \leq 0,12$). Сплаву присвоена марка 1570С и выпущены ТУ на его химический состав. Особенностью сплава 1570С является низкое суммарное содержание Fe+Si, которое в промышленных условиях может быть обеспечено только при высокой чистоте шихтовых материалов, в первую очередь, первичного алюминия (табл. 2).

Химический состав сплавов 01570 (по ТУ 1-809-420-2007) и 1570С (по ТУ 1-809-1177-2009)

Сплав	Массовая доля элемента, % масс									
	Mg	Mn	Sc	Zr	Ti	Be	Ce	Fe	Si	Прочие
01570	5,3...6,3	0,2...0,6	0,17...0,35	0,05...0,15	0,01...0,05	0,0002...0,005	—	0,3	0,2	0,1
1570С	5,0...5,6	0,2...0,5	0,18...0,26	0,05...0,12	0,01...0,03	0,0002...0,005	0,0002...0,0009	$\Sigma_{\text{Fe+Si}} \leq 0,05...0,12$		0,1

Слиток и полуфабрикаты в отожженном состоянии имеют нерекристаллизованную структуру и хорошее сочетание прочностных и пластических свойств. Ранее было показано [4], что сплав 1570С обладает удовлетворительной технологической пластичностью при холодной деформации, подтверждена возможность изготовления деталей сложной формы с промежуточным отжигом. Наиболее высокой прочностью обладают листы ($\sigma_B = 450$ МПа) и тонкостенные профили ($\sigma_B = 410$ МПа). Прочностные свойства полуфабрикатов больших сечений – плит и раскатных колец – ниже ($\sigma_B = 380$ МПа). Листы отличаются высоким сопротивлением малоциклового усталости, низкой чувствительностью к концентратору напряжений (эффективный коэффициент концентрации напряжений $K_\sigma \approx 1,4$) и высоким сопротивлением развитию трещин ΔK (рис. 1). Установлено, что ограниченный предел выносливости на базе $2 \cdot 10^6$ при пульсирующем нагружении образцов из плиты сплава 1570С толщиной 35 мм равен 200 МПа (рис. 2).

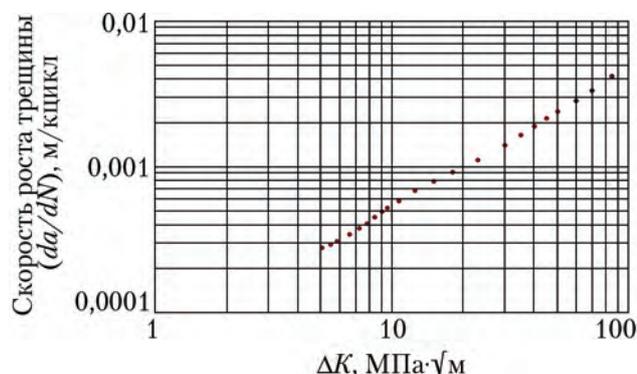


Рис. 1. Диаграмма циклической трещиностойкости листа толщиной 2,5 мм из сплава 1570С

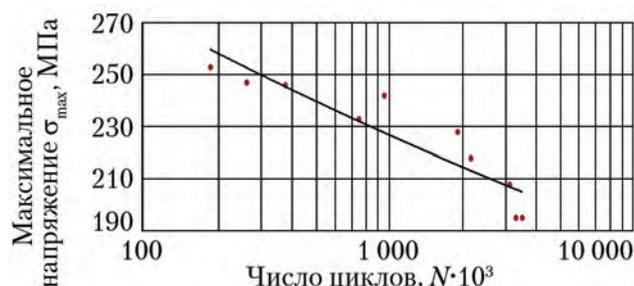


Рис. 2. Диаграмма усталостной прочности сплава 1570С (плита толщиной 35 мм)

Освоение промышленного производства алюминиевого сплава 1570С

Авторами совместно с Всероссийским институтом легких сплавов была отработана технология и получены опытно-промышленные партии полуфабрикатов и заготовок, в том числе крупногабаритных, из сплава выбранного состава – листов, плит, прутков, профилей, раскатных колец, поковок, штамповок, сварочной проволоки. Проведены всесторонние исследования полученных полуфабрикатов. Разработаны технологические рекомендации по изготовлению сварных крупногабаритных конструкций из сплава 1570С. Выпущены опытные ТУ на листы, плиты, прутки, профили, раскатные кольца и сварочную проволоку из сплава 1570С.

На следующем этапе на Каменск-Уральском металлургическом заводе (КУМЗ) были изготовлены промышленные партии полноразмерных полуфабрикатов из сплава 1570С. Отработана технология литья и изготовления плоских слитков сечением 300×1100 мм. Химический состав полученных слитков полностью соответствовал требованиям ТУ 1-809-1177-2009 на химический состав алюминиевого сплава 1570С как по основным легирующим элементам, так и по примесям. Отработаны режимы термической и термомеханической обработки сплава 1570С в процессе изготовления от гомогенизации слитков до получения конечных полуфабрикатов, выпущены технические условия на плиты (ТУ 1-804-505-2012) и листы (ТУ 1-804-506-2012) из алюминиевого сплава 1570С. Полученные полуфабрикаты имели следующие размеры: плиты $30 \times 1800 \times 2000$ и $35 \times 1800 \times 2000$ мм, листы $(2,5...4,0) \times 1500 \times 3000$ мм.

Крупногабаритные полуфабрикаты из сплава 1570С по механическим характеристикам превосходят аналогичные полуфабрикаты из сплава АМг6. Для листов и плит предел прочности при растяжении $\sigma_B = 375...400$ МПа, предел текучести $\sigma_{0,2} = 245...300$ МПа и относительное удлинение $\delta = 15...20\%$.

Отработка технологии изготовления элементов конструкции пилотируемого транспортного корабля нового поколения

Из полученных плит толщиной 30 мм на Заводе экспериментального машиностроения РКК «Энергия» (ЗЭМ) были изготовлены фрагменты конструкции корпуса гермокабины командного отсека возвращаемого аппарата пилотируемого транспортного корабля нового поколения (ПТК НП): сектор конической обечайки с иллюминатором (рис. 3) и сектор конической обечайки с крышкой входного люка.



Рис. 3. Элемент конической обечайки (с вафельной оболочкой)

В процессе изготовления штатных элементов конической обечайки были отработаны технологические процессы механической обработки (вафельная оболочка), гибки (придание конусности), термофиксации (для предотвращения негативного влияния внутренних напряжений при механической обработке).

Выбор способа сварки герметичных изделий из сплава 1570С

Герметичность изделия предъявляет высокие требования к сварным соединениям. Были проведены исследования влияния различных видов сварки на сварной шов из сплава 1570С. Показано, что плиты толщиной 30...35 мм из сплава 1570С хорошо свариваются всеми видами сварки. В качестве основного метода, обеспечивающего практически равнопрочное основному металлу сварное соединение, предпочтительным выглядит сварка трением с перемешиванием (СТП).

СТП на сегодняшний день является одной из перспективных технологий и набирает все большую популярность среди мировых производителей авиационной и

ракетно-космической техники. Среди основных преимуществ СТП при сварке алюминиевых сплавов по сравнению со сваркой плавлением можно выделить следующие:

- возможность получения беспористых швов;
- отсутствие сварочных материалов;
- не требуется специального профиля кромок и удаления окисной пленки перед сваркой;
- возможность получения соединений во всех пространственных положениях;
- возможность получения швов на сплавах, чувствительных к образованию горячих трещин при сварке плавлением.

Установлено, что на сплаве 1570С возможно получение прочности сварного шва после СТП на уровне не менее 0,9 от прочности основного металла при толщине 35 мм. Исследования микро- и макроструктуры металла шва, выполненного СТП, показали, что во всех зонах соединения отсутствуют дефекты в виде трещин и несплошностей. Сварные соединения имеют высокую ударную вязкость металла шва (KCU до 70 Дж/см²). Метод СТП позволяет восстанавливать не только швы, полученные этим способом сварки, но также может применяться для устранения дефектов сварных швов, полученных дуговой сваркой.

Заключение

По результатам работы можно сделать следующие выводы:

- выбор сплава 1570С системы Al–Mg–Sc дает возможность обеспечения достаточно высокого уровня прочностных свойств без применения трудно реализуемой на практике упрочняющей термической обработки (заковки и старения) крупногабаритных деталей;
- по техническому заданию РКК «Энергия» отработана технология изготовления листов и плит (в т. ч. крупногабаритных, на серийном металлургическом предприятии КУМЗ, г. Каменск-Уральский), прутков, профилей, раскатных колец, поковок, штамповок, сварочной проволоки;
- на все полуфабрикаты выпущены технические условия на их поставку;
- изготовлены штатные конические элементы конструкции герметичного отсека для макета ПТК НП;
- сварка трением с перемешиванием является перспективной технологией получения герметичных неразъемных соединений из толстостенных плит сплава 1570С, прочность сварного шва может достигать уровня 95...100% прочности основного металла.

Авторы выражают благодарность В.И. Агальцову (ФГУП «ЦНИИмаш») за помощь при проведении экспериментально-расчетных исследований предельного состояния сплава 1570С при статическом и циклическом нагружении.

Список литературы

1. Филатов Ю.А. Промышленные сплавы на основе системы Al–Mg–Sc // Технология легких сплавов. 1996. № 3. С. 30–35.

2. Андреев В.В., Головкин А.Н., Бондаренко О.В. Экспериментальное исследование прокатываемости алюминиевого сплава системы

Al–Mg–Sc // Вісник Національного технічного університету «ХПІ». Збірник наукових праць. Тематичний випуск: Нові рішення в сучасних технологіях. 2010. № 42. С. 14–19.

3. Елагин В.И., Швечков Е.И., Филатов Ю.А., Захаров В.В. Трещиностойкость листов из сплавов Al–Mg–Sc // Технология легких сплавов. 2005. № 1–4. С. 40–44.

4. Филатов Ю.А., Плотников А.Д. Структура и свойства деформированных полуфабрикатов из алюминиевого сплава 01570С системы Al–Mg–Sc для изделия РКК «Энергия» // Технология легких сплавов. 2011. № 2. С. 15–26.

Статья поступила в редакцию 02.06.2014 г.

References

1. Filatov Yu.A. *Promyshlennyye splavy na osnove sistemy Al–Mg–Sc* [Industrial alloys based on the Al–Mg–Sc system]. *Tekhnologiya legkikh splavov*, 1996, no. 3, pp. 30–35.

2. Andreev V.V., Golovkin A.N., Bondarenko O.V. *Eksperimental'noe issledovanie prokatyvayemosti alyuminievogo splava sistemy Al–Mg–Sc* [Experimental study of rollability of aluminum alloy of the Al–Mg–Sc system]. *Visnik Natsional'nogo tekhnichnogo universitetu «XPII»*. *Zbirnik naukovikh prats'. Tematichnii vipusk: Novi rishennya v suchasnikh tekhnologiyakh*, 2010, no. 42, pp. 14–19.

3. Elagin V.I., Shvachkov E.I., Filatov Yu.A., Zakharov V.V. *Treshchinostoykost' listov iz splavov Al–Mg–Sc* [Crack resistance of sheets of Al–Mg–Sc alloys]. *Tekhnologiya legkikh splavov*, 2005, no. 1–4, pp. 40–44

4. Filatov Yu.A., Plotnikov A.D. *Struktura i svoystva deformirovannykh polufabrikatov iz alyuminievogo splava 01570С sistemy Al–Mg–Sc dlya izdeliya RKK «Energiya»* [Structure and properties of strained semi-finished products made of aluminum alloy 1570S of the Al–Mg–Sc system for products of RSC Energia]. *Tekhnologiya legkikh splavov*, 2011, no. 2, pp. 15–26.

ИССЛЕДОВАНИЕ СВАРИВАЕМОСТИ СПЛАВОВ В-1469 И 01570С С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ЭЛЕКТРОННО-ЛУЧЕВОЙ СВАРКИ ПРИМЕНИТЕЛЬНО К КОНСТРУКЦИИ ПЕРСПЕКТИВНОГО ПИЛОТИРУЕМОГО КОРАБЛЯ

© 2014 г. Махин И.Д., Николаев В.В., Петровичев П.С.

Завод экспериментального машиностроения
Ракетно-космической корпорации «Энергия» им. С.П. Королёва (ЗЭМ)
Ул. Ленина, 4А, г. Королёв, Московская область, Российская Федерация, 141070, e-mail: post@rsce.ru

Данная статья посвящена комплексному исследованию свариваемости сплавов В-1469 и 01570С большой толщины при использовании электронно-лучевой сварки применительно к конструкции перспективного пилотируемого корабля, а также разработке технологии электронно-лучевой сварки различных полуфабрикатов (листов, плит, раскатных колец) перспективных алюминиевых сплавов для оценки качества швов в состоянии после сварки и после дополнительных нагревов, имитирующих возможные подварки в реальной конструкции.

Проведение работы осуществлялось путем выбора конструктивных размеров соединения и параметров режима, обеспечивающего полное проплавление заданной толщины при удовлетворительном формировании швов. Также проводилась сварка плоских и кольцевых образцов для оценки качества полученных соединений неразрушающими и разрушающими методами контроля и для исследования макро- и микроструктуры швов. Определены характеристики свариваемости сплавов 01570С и В-1469.

Ключевые слова: *алюминиевые сплавы, электронно-лучевая сварка, контроль сварных соединений, механические свойства при испытаниях на растяжение, изгиб, ударный изгиб, структура, излом, лист, плита, раскатное кольцо.*

STUDY OF WELDABILITY OF ALLOYS B-1469 AND 01570C USING ELECTRON-BEAM WELDING AS APPLIED TO THE ADVANCED MANNED SPACECRAFT STRUCTURE

Makhin I.D., Nikolaev V.V., Petrovichev P.S.

Experimental Machinebuilding Plant of S.P. Korolev RSC Energia (EMP)
4A Lenin Street, Korolev, Moscow region, 141070, Russian Federation, e-mail: post@rsce.ru

The given article is dedicated to the integrated study of weldability of alloys B-1469 and 01570C of large thickness when using electron-beam welding as applied to the advanced manned spacecraft structure, as well as to the development of a procedure of the electron-beam welding of different half-finished products (sheet, plate, rolled ring) of the advanced aluminum alloys for quality evaluation of welds in as-welded condition and after additional heating simulating the possible backing runs in the actual structure.

The operation was conducted by selecting structural sizes of the joint and parameters of the mode providing full penetration of the given thickness with satisfactory welds generated. The welding of flat and ring specimens for quality evaluation of the joints made by nondestructive and destructive control methods and for study of macro and microstructure of welds was also conducted. The weld ability characteristics of alloys 01570C and B-1469 were determined.

Key words: *aluminum alloys, electron-beam welding, welds control, mechanical properties during tensile tests, bending, shock bending, structure, fracture, sheet, plate, rolled ring.*



МАХИН И.Д.



НИКОЛАЕВ В.В.



ПЕТРОВИЧЕВ П.С.

МАХИН Игорь Дмитриевич — главный сварщик ЗЭМ РКК «Энергия», e-mail: igor.mahin@rsce.ru
 MAKHIN Igor Dmitrievich — Chief Welder of EMP RSC Energia, e-mail: igor.mahin@rsce.ru

НИКОЛАЕВ Виктор Викторович — кандидат технических наук, ведущий инженер ЗЭМ РКК «Энергия», e-mail: post@rsce.ru
 NIKOLAEV Viktor Viktorovich — Candidate of Science (Engineering), Lead engineer at EMP RSC Energia, e-mail: post@rsce.ru

ПЕТРОВИЧЕВ Павел Сергеевич — начальник бюро ЗЭМ РКК «Энергия», e-mail: post@rsce.ru
 PETROVICHEV Pavel Sergeevich — Head of Bureau at EMP RSC Energia, e-mail: post@rsce.ru

Введение

Сварка алюминиевых сплавов электронным лучом описана в ряде источников, например [1–4]. Рекомендации по технологии сварки металла толщиной более 20 мм [5] относятся к оборудованию с различным уровнем ускоряющего напряжения (30...150 кВ) и к отдельным разновидностям способа электронно-лучевой сварки (ЭЛС) — сварка в нижнем положении, сварка горизонтальным лучом при горизонтальном расположении оси вращения детали и горизонтальным лучом в горизонтальной плоскости.

Сведений по ЭЛС сплавов В-1469 и 01570С нет, кроме научно-технических отчетов Всероссийского научно-исследовательского института авиационных материалов (ВИАМ) (сплав В-1469) и Всероссийского института легких сплавов (ВИЛС) (сплав 01570С). Таким образом, новизна и необходимость проведения технологических исследований вызвана ограниченным количеством сведений об этих материалах и их сварных соединениях.

Исследуемые материалы

Корпус перспективного пилотируемого корабля должен обладать минимальной массой. При этом от материала корпуса требуется достаточная технологичность. Для рассмотрения в качестве конструкционных материалов предложены термически неупрочняемый сплав повышенной прочности

01570С системы Al–Mg–Sc и высокопрочный термически упрочняемый сплав В-1469 системы Al–Cu–Li–Ag. Химический состав сплавов приведен в табл. 1.

Из табл. 1 видно, что оба сплава являются сложнoleгированными системами, содержащими большое число компонентов, способных оказать влияние на металлургические процессы, происходящие при сварке, и, как следствие, на свойства сварных соединений.

Сплав 01570С относится к системе термически неупрочняемых, характеризуется повышенной прочностью и обладает достаточно высокой пластичностью и хорошей свариваемостью. В сплаве 01570С, благодаря повышенному содержанию магния, наличию скандия и пониженному содержанию примесей, предел прочности может достигать 400 МПа (40,8 кгс/мм²) без ухудшения технологических свойств [1].

Сплав В-1469 относится к высокопрочным конструкционным алюминиевым сплавам. Это термически упрочняемый сплав, который после закалки и искусственного старения (режим Т1) обладает пределом прочности 550...580 МПа (55,0...58,0 кгс/мм²). Разработчики относят этот сплав к группе удовлетворительно свариваемых материалов при использовании сварки плавлением, однако отмечают возможность образования пор и оксидных включений, характерных для сварки соединений сплавов алюминия, содержащих литий, а также склонность к образованию горячих трещин как в металле шва, так и в зоне термического влияния.

Химический состав сплавов 01570С и В-1469

Марка сплава	Основа	Содержание легирующих элементов и примесей, %											
		Cu	Mg	Sc	Li	Ag	Zr	Mn	Si	Fe	Be	Zn	Ti
01570С	Al	0,02	5,5	0,22...0,23	—	—	0,07	0,34	0,01...0,02	0,07	0,002	0,01	0,03
В-1469	Al	3,4...3,8	0,15...0,30	0,12...0,15	1,22...1,30	0,4...0,5	0,10...0,12	0,08...0,20	≤0,05	≤0,08	—	—	—

Состав и сортамент использованных материалов. Для проведения исследовательских работ использовались различные полуфабрикаты сплавов В-1469 и 01570С, которые предусмотрены реальной конструкцией. Это плиты толщиной 12 и 35 мм и раскатные кольца толщиной 35 мм (без учета замка).

Подготовка образцов под сварку. Для получения заготовок образцов под сварку листы и плиты сплавов разрезались на карты размером 200×400 мм, причем направление проката совпадало с длинной стороной заготовки и соответствовало направлению сварки (рис. 1).



Рис. 1. Заготовки для образцов под сварку. Стрелками указано направление проката

Заготовки из раскатных колец изготавливали точением на карусельных станках. Внешний вид заготовок под сварку из раскатных колец сплава В-1469 представлен на рис. 2.

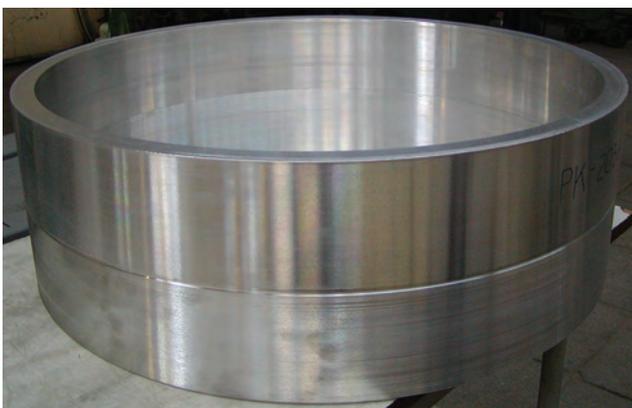


Рис. 2. Заготовки для сварки из раскатных колец сплава В-1469

Согласно рекомендациям разработчиков сплавов, заготовки образцов под сварку из сплава В-1469 проходили размерное травление, со снятием 0,2 мм металла на сторону, после которого плоские заготовки хранились в вакууме не более $2 \cdot 10^{-1}$ мм рт. ст., а непосредственно перед сборкой под сварку кромки заготовок шабрили. Заготовки из сплава 01570С проходили общее травление и перед сваркой также шабрились.

Оборудование и оснастка для сварки

Из имеющегося на предприятии оборудования для проведения работ по ЭЛС была выбрана установка У-86, которая по размерам камеры позволяет выполнить сварку плоских образцов длиной 400 мм, сварку заготовок из раскатных колец, а также провести сварку некоторых модельных узлов. Установка оборудована источником питания У-250, обеспечивающим мощность 15 кВт (30 кВ, 500 мА). Для сварки используются пушки ПЛ-100.

Камера установки имеет диаметр 2 000 мм и длину 4 000 мм.

Для сварки плоских образцов была собрана оснастка из элементов универсального сборочного приспособления, позволяющая сваривать образцы длиной 400 мм на остающейся подкладке без использования плоского стола.

Несмотря на все принятые меры обеспечения точности установки образца, отклонение луча от стыка при сварке могло достигать $\pm 0,5$ мм, что вызывало необходимость корректировки его положения. Для облегчения контроля положения луча на стыке использовалась телевизионная система наблюдения.

Технология сварки пластин

Для сварки пластин толщиной 35 мм на кромках каждой из них с лицевой стороны была проточена прямоугольная канавка шириной 4 мм и глубиной 1,5 мм. Подобная конструкция соединения описана в работе [5] как способ минимизации уширения шва с лицевой стороны и облегчения слежения за стыком. Размеры канавки были уточнены на основе нашего производственного опыта по сварке металла больших толщин.

На образцах толщиной 12 мм такая канавка не выполнялась.

Стык плоских образцов под сварку собирался на остающейся подкладке, которая изготавливалась из листа сплава 01570С толщиной 12 мм для всех материалов.

Перед установкой в оснастку кромки пластин подкладка со стороны, прилегающей к свариваемому образцу, и планки, обеспечивающие вход и выход луча после общего травления, шабрились на ширине 15–20 мм от стыка, а свариваемые кромки — по плоскости стыка.

Сборка образца на оснастке проводилась в следующей последовательности:

- устанавливалась одна пластина, положение свариваемой кромки которой определялось по струне, натянутой между упорами, установленными по отметкам луча;
- положение пластины фиксировалось прижимами;
- вторая пластина приставлялась к первой до упора и также фиксировалась прижимами;
- после этого снизу к пластине подводилась подкладка, которая поджималась снизу винтом по середине стыка;
- вводная и выводная планки приставлялись к торцевым поверхностям образца без закрепления.

Процесс сварки начинался после достижения в камере разрежения не более $2 \cdot 10^{-4}$ мм рт. ст. Проверялось положение луча на стыке в начале и в конце образца по пятну нагрева при минимальном значении тока луча и максимальной фокусировке на поверхности стыка. При этом допускали корректировку положения луча с помощью отклоняющей системы в пределах ± 1 мм.

После проверки положения луча на стыке проводилась прихватка кромок в начале, середине и конце образца. Прихватки выполнялись на токе сварки ~ 50 мА и имели длину ~ 30 мм.

Режим сварки устанавливался на пластине ввода, после чего включалось перемещение образца. В процессе сварки параметры режима и отклонение луча не корректировались. Сварка заканчивалась выводом луча на выходную пластину. На ней же устанавливался режим косметического прохода, который выполнялся при движении образца в обратную сторону от основного прохода сразу же после сварки.

Остывание образца происходило в вакууме.

Режимы сварки плоских образцов приведены в табл. 2.

Таблица 2

Режимы электронно-лучевой сварки плоских образцов сплавов 01570С и В-1469

Сплав	Толщина, мм	Основной проход				Косметический проход			
		U, кВ	I _ф , мА	I _{св} , мА	V _{св} , м/ч	U, кВ	I _ф , мА	I _{св} , мА	V _{св} , м/ч
01570С	12	28	56	150...180	20	28	54	100...110	20
	35	29...30	60	230...250	12	29...30	55	150...180	12
В-1469	35	29...30	60	250	13	29...30	55	150...180	13

Примечание. U — ускоряющее напряжение; I_ф — ток фокусировки луча; I_{св} — ток сварки; V_{св} — скорость сварки.

Сварка образцов с одной, двумя и тремя подварками проводилась на режимах основного прохода при сниженных до 200 мА значениях тока луча. Если для подварок использовался образец со снятой подкладкой, то одна из подварок выполнялась с обратной стороны основного шва. Типичный вид сваренных образцов представлен на рис. 3.

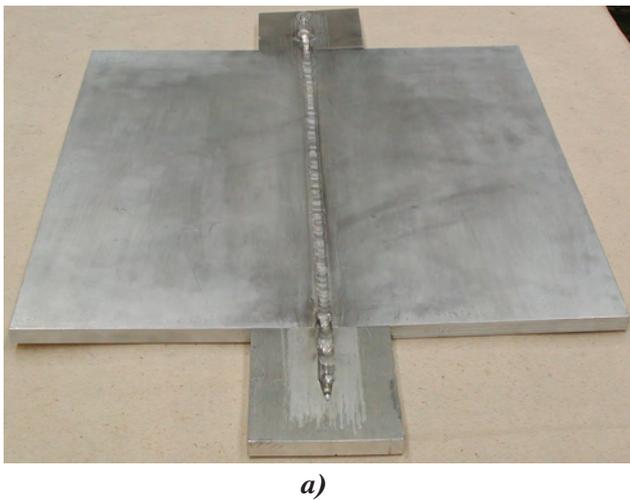
Деформация образцов из сплава 01570С толщиной 12 мм на базе 400 мм составляла 2...6 мм; толщиной 35 мм — 1,5...4,5 мм.

Деформация образцов из сплава В-1469 толщиной 35 мм на базе 400 мм составляла 2...4,5 мм.

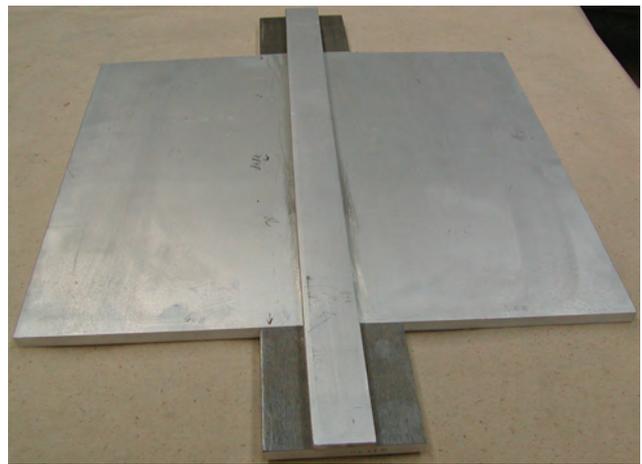
В протоколах рентгеновского просвечивания, которому подвергались плоские образцы непосредственно после сварки и после

проведения подварок, в качестве основного указывался дефект, который, согласно ОСТ 92-1151-81 «Сварка электронно-лучевая деталей из металлов и сплавов», относится к разряду «корневые дефекты». При сварке электронным лучом с кинжальным проплавлением избежать образования таких дефектов трудно, а технологической мерой, защищающей шов от этих дефектов, является применение удаляемой после сварки подкладки.

При отсутствии опыта и нормативов по данному виду дефектов в протоколах рентгеновского просвечивания они отражаются в виде «цепочки газовых и окисных включений» или «цепочки пор». В нашем случае при снятии подкладки эти дефекты удалялись.



а)



б)

Рис. 3. Типичный внешний вид сваренного образца: а – лицевая сторона шва; б – вид со стороны подкладки

Сваренные образцы направлялись на участок механической обработки для изготовления образцов для последующих механических испытаний:

- на растяжение;
- на изгиб;
- на ударный изгиб.

Испытания на растяжение проводились на образцах толщиной 12 и 35 мм (рис. 4). Проплав на образце удалялся вместе с подкладкой, на которой производилась сварка, а лицевая сторона не зачищалась даже в случае наличия усиления, хотя, как правило, образцы имели занижение по сравнению с поверхностью свариваемых пластин из-за наличия канавки с наружной стороны.

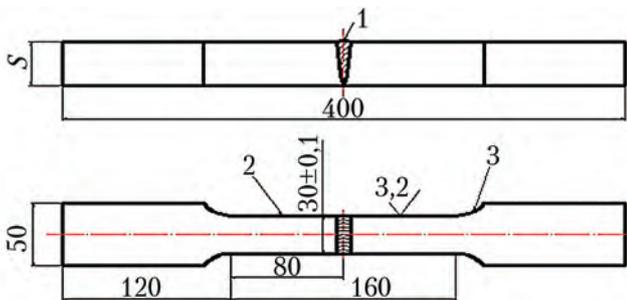


Рис. 4. Эскиз образца для испытания на растяжение

Примечание. 1 – усиление не снимать; 2 – 4 кромки не притуплять; 3 – выполнить 4 радиуса $R = 25$ мм, $S = 12$ или 35 мм.

Испытания на угол загиба сварных соединений проводились на образцах, показанных на рис. 5.

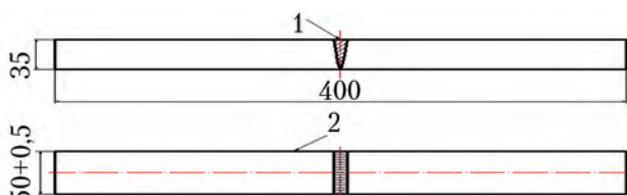


Рис. 5. Эскиз образца для испытания на изгиб

Примечание. 1 – усиление снять заподлицо с основным металлом; 2 – 4 кромки притупить $R = 1$ мм.

Испытания сварных соединений на ударный изгиб проводили на образцах по ГОСТ 6996-66 тип VI, имеющих надрез радиусом 1 мм.

Надрез наносился по оси шва, а также по линии сплавления, а на отдельных образцах – по зоне термического влияния.

Механические свойства сварных соединений пластин

Обобщенные результаты механических испытаний плоских образцов сплавов 01570С и В-1469 на растяжение, изгиб и ударный изгиб представлены в табл. 3, 4.

При испытаниях на растяжение образцы сплава 01570С разрушались по сварному шву (как правило, по его центру). В большинстве случаев разрушение сопровождалось предварительной пластической деформацией с образованием шейки.

Разрушение образцов сплава В-1469 происходило по линии сплавления (табл. 3).

Таблица 3

Механические свойства сварных соединений

Марка материала	Толщина, мм	Предел прочности при растяжении $\sigma_{в}$, кгс/мм ²			
		После сварки	Сварка + 1 подварка	Сварка + 2 подварки	Сварка + 3 подварки
01570С	12	29,8...33,0 31,5	27,7...28,0 27,8	28,5...31,9 29,9	27,4...29,2 28,7
01570С	35	26,6...35,2 31,9	21,2...23,0 22,3	20,9...21,6 21,2	–
В-1469	35	26,5...28,2 27,4	9,7...12,4 10,8	12,7...16,3 14,1	–

Испытания на угол изгиба проводились до образования трещины с лицевой стороны шва. Образцы до разрушения не доводились.

Разрушение образцов из сплава В-1469 при этих испытаниях также начиналось с линии сплавления.

Образцы сплава 01570С при испытаниях на ударный изгиб разрушались пластично, с образованием зоны утонения. Образцы сплава В-1469 разрушались хрупко (табл. 4).

Таблица 4

Механические свойства сварных соединений

Марка материала	Толщина, мм	Угол загиба, °				Ударная вязкость a_n , кгс·м/см ²	
		После сварки	Сварка + 1 подварка	Сварка + 2 подварки	Сварка + 3 подварки	Надрез по сварному шву	Надрез по переходной зоне
01570С	12	44...87 65	55...130 95	62...72 65	30...79 48	6,8...7,7 7,2	7,1
01570С	35	18...28 23	8,5...16 12,2	16...37 26	2,5...3,5 3,0	6,1...6,9 6,5	4,9, 7,0 6,1
В-1469	35	5...5 5	1...2 1,5	3,0...3,5 3,2	—	0,8...3,1 2,0	1,5...2,7 2,0

Сварка кольцевых швов из раскатных колец сплава В-1469 электронным лучом в вакууме

Отработка технологии сварки с последующей оценкой свариваемости проводилась на раскатных кольцах из сплава В-1469 с замковым соединением.

Заготовки под сварку из раскатных колец помещались на специально собранную оснастку в установке У-86. Для контроля хода процесса сварки была установлена и настроена система видеонаблюдения (СНТ). В процессе сварки велась видеозапись. Сварка проводилась в вакууме $7 \cdot 10^{-5}$ мм рт. ст. по следующей схеме:

- прихватки по всему диаметру кольца (10 прихваток);
- сварка с получением проплава;
- косметический проход всего шва.

Режимы сварки на всех этапах приведены в табл. 5.

Таблица 5

Параметры режимов электронно-лучевой сварки раскатного кольца из сплава В-1469

№ п/п	Наименование этапа сварки	Параметры режима сварки			
		Ускоряющее напряжение U , кВ	Ток фокусировки $I_{ф}$, мА	Ток сварки, $I_{св}$, мА	Скорость сварки $V_{св}$, м/ч
1	Прихватки	29,5	63	100	—
2	Первый проход	29	58,5	200	10
3	Косметический проход	29	53	175	10

Рентгеноконтроль выявил наличие корневых дефектов в сварном шве. Данные дефекты были удалены вместе с замком соединения после механической обработки.

Механические свойства сварного соединения раскатного кольца приведены в табл. 6.

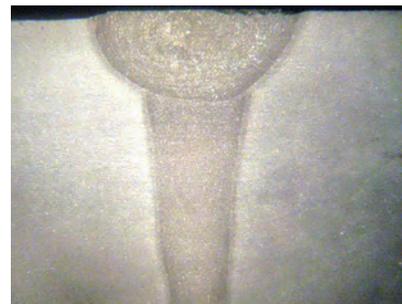
Таблица 6

Механические свойства сварного соединения раскатного кольца

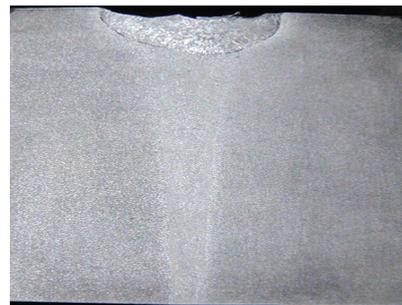
Марка материала	Толщина, мм	Предел прочности при растяжении σ_b , кгс/мм ²	Ударная вязкость a_n , кгс·м/см ²	
		После сварки	Надрез по сварному шву	Надрез по переходной зоне
В-1469	35	30,2...33,1 31,3	1,5...2,6 2,2	0,8...1,4 1,0

Металлографические исследования

Макроструктура сварных швов из сплавов 01570С и В-1469 представлена на рис. 6.



а)



б)



в)

Рис. 6. Макроструктура сварных швов: а – сплав 01570С ≠ 12 мм; б – сплав 01570С ≠ 35 мм; в – сплав В-1469 ≠ 35 мм

В макроструктуре образца сплава 01570С толщиной 12 и 35 мм четко выделяется структура косметического прохода.

Во всех сварных швах образцов наблюдается структура, характерная для литого состояния: в образцах из сплава 01570С толщиной 12 и 35 мм — столбчатое строение по границам сплавления и разрозненные выделения фаз (по-видимому, β и Mg_2Si) в остальной части сварных швов (рис. 7); в образцах из сплава В-1469 толщиной 35 мм — вдоль границы с основным металлом сварной шов имеет мелкозернистую структуру (рис. 8), ближе к центру в сварном шве зерна становятся более крупными и равноосными (рис. 9).

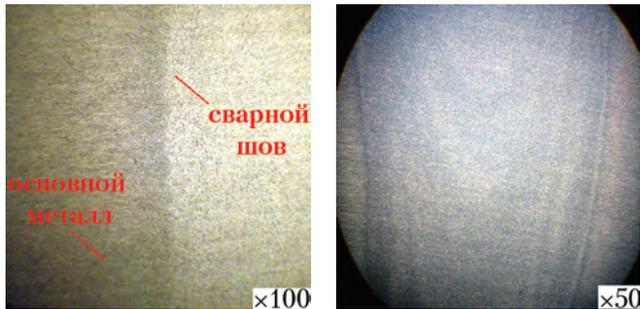


Рис. 7. Микроструктура сварного шва сплава 01570С ≠ 12 мм

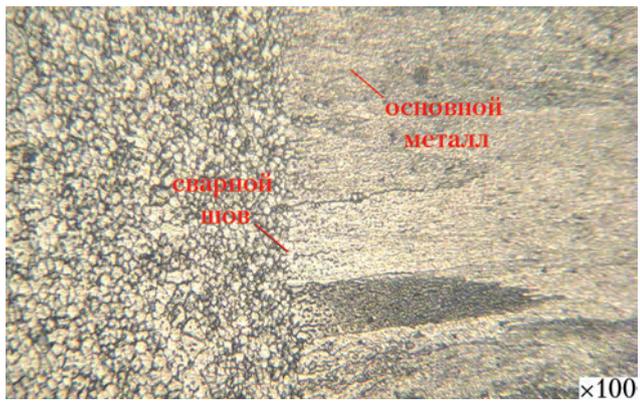


Рис. 8. Микроструктура сварного шва образца сплава В-1469 ≠ 35 мм на границе с основным металлом



Рис. 9. Микроструктура сварного шва образца сплава В-1469 ≠ 35 мм

В образце сварного шва сплава В-1469 имеются трещины в основном металле по границам зерен вблизи зоны сплавления длиной до 1,2 мм (рис. 10).

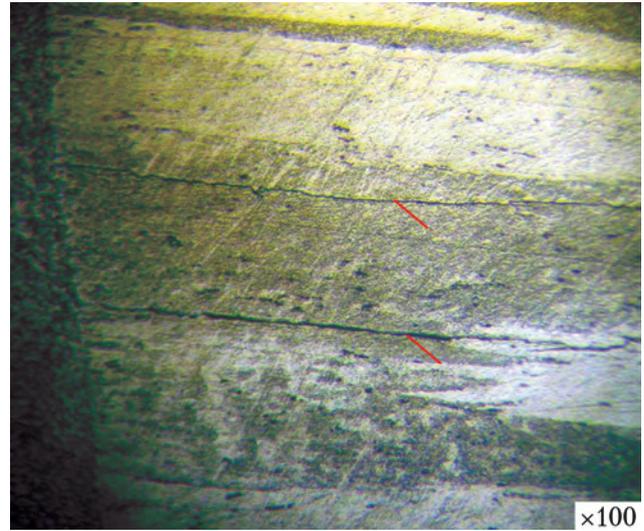


Рис. 10. Трещины длиной до 1,2 мм в основном металле В-1469 ≠ 35 мм по границам зерен вблизи зоны сплавления

Заключение

По результатам проведенной работы можно сделать следующие выводы:

- сварка различных полуфабрикатов сплавов 01570С и В-1469 толщиной до 35 мм возможна электронным лучом в вакууме в нижнем положении;
- применяемая для алюминиевого сплава 01570С подготовка поверхности под сварку (общее травление и шабрение кромок), а для сплава В-1469 — размерное травление и шабрение, обеспечивает получение сварных швов с минимальной пористостью;
- для сварки больших толщин целесообразна разделка кромок в виде канавки на поверхности размером 4×1,5 мм с каждой стороны стыка. Косметический проход после сварки основной толщины позволяет получить на сварном шве даже некоторое усиление;
- сварка большой толщины алюминиевых сплавов при средней величине вводимой мощности должна проводиться на подкладке, толщина которой составляет ~1/3 свариваемой толщины. Подкладку можно заменить использованием замкового соединения. После сварки желательно удаление замка и подкладки;
- для сварки больших толщин требуется жесткое приспособление для предупреждения деформации узлов;
- сварные соединения сплава В-1469 толщиной 35 мм обладают пониженными характеристиками свариваемости — в сварных швах возможно образование трещин, механические

свойства соединений уступают аналогичным свойствам основного металла. Прочность сварных соединений сплава В-1469 составляет 50% прочности основного металла;

- металлографическими исследованиями показано наличие сложной структуры швов с большим количеством зон. Требуется продолжение работ для выявления связи структуры с механическими свойствами, особенно сплава В-1469;

- рентгенографический контроль достаточно надежно выявляет дефекты сварного соединения.

Таким образом, полученные в результате проведенной работы данные показывают, что по характеристикам свариваемости при способе ЭЛС сплав 01570С превосходит сплав В-1469. В случае выбора в качестве конструкционного материала изделия сплава 01570С электронно-лучевая сварка может рекомендоваться для использования при изготовлении корпуса перспективного пилотируемого корабля.

Список литературы

1. Бронз А.В., Ефремов В.И., Плотников А.Д., Чернявский А.Г. Сплав 1570С – материал для герметичных перспективных многоразовых изделий РКК «Энергия» // Космическая техника и технологии. 2014. № 4(7). С. 62–67.

2. Гуревич С.М. Справочник по сварке цветных металлов // Киев: Наукова думка, 1990. 512 с.

3. Алюминиевые сплавы (свойства, обработка, применение) // Пер. с нем. М.: Металлургия, 1979. 680 с.

4. Технологическая инструкция по электронно-лучевой сварке алюминия и его сплавов в вакууме (ИТ–100) ИЭС им. Патона // АН УССР, 1979. 28 с.

5. Мамутов Е.Л. Электронно-лучевая сварка деталей большой толщины // Москва: Машиностроение, 1992. 232 с.

Статья поступила в редакцию 10.09.2014 г.

References

1. Bronz A.V., Efremov V.I., Plotnikov A.D., Chernyavskiy A.G. *Splav 1570С – material dlya germetichnykh perspektivnykh mnogorazovykh izdelii RKK «Energiya»* [Alloy 1570С – material for pressurized structures of advanced reusable vehicles of RCS Energia]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii*, 2014, no. 4(7), pp. 62–67

2. Gurevich S.M. *Spravochnik po svarke tsvetnykh metallov* [Non-ferrous metals welding handbook]. Kiev, Naukova dumka publ., 1990. 512 p.

3. *Alyuminiyevye splavy (svoystva, obrabotka, primeneniye)* [Aluminum alloys (alloys, processing, application)]. *Translated from German. Moscow, Metallurgiya publ., 1979. 680 p.*

4. *Tekhnologicheskaya instruktsiya po elektronno-luchevoi svarke alyuminiya i ego splavov v vakuumе (IT–100) IES im. Patona* [Operational procedure for electron-beam welding of aluminum and its alloys in vacuum (IT–100) E.O. Paton Electric Welding Institute]. *AN USSR, 1979. 28 p.*

5. Mamutov E.L. *Elektronno-luchevaya svarka detalei bol'shoi tolshchiny* [Electron-beam welding of thick parts]. *Moscow: Mashinostroenie publ., 1992. 232 p.*

УДК 629.787.064.56.003:523.34

СРАВНИТЕЛЬНАЯ ОЦЕНКА ТЕХНИКО-ЭКОНОМИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ СОЛНЕЧНЫХ И ЯДЕРНЫХ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК В СОСТАВЕ ЛУННОЙ БАЗЫ

© 2014 г. Бескровная И.А., Евдокимов Р.А., Кинаш П.М., Ковалев И.И., Тугаенко В.Ю.

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

Выполнена технико-экономическая оценка эффективности использования ядерных энергетических установок в составе лунной базы для различных вариантов ее размещения на лунной поверхности, численности экипажа и степени использования лунных ресурсов. Представлено сравнение лунной атомной электростанции и солнечных энергетических установок в составе лунной базы по критерию минимума удельной стоимости производства энергии. Даны рекомендации относительно выбора типа энергоустановки для различных вариантов конфигурации лунной базы.

Ключевые слова: лунная база, ядерная энергетическая установка, лунные ресурсы, удельная стоимость производства энергии.

COMPARATIVE ASSESSMENT OF TECHNICAL AND ECONOMIC EFFICIENCY OF USING SOLAR AND NUCLEAR POWER PLANTS AS PART OF A LUNAR BASE

Beskrovnaya I.A., Evdokimov R.A., Kinash P.M., Kovalev I.I., Tugaenko V.Yu.

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

An assessment of technical and economic efficiency of using nuclear power plants as part of a lunar base in comparison with solar power plants was conducted. It was assumed that the solar power plant includes solar arrays and regenerative fuel cells acting as energy storage devices. Used as a measure of efficiency was the unit cost of generating one kilowatt of electric power. Various options for lunar base location on the lunar surface, crew size, and the degree to which the lunar resources are used were considered. It was demonstrated that the nuclear power plants are preferable when power consumption of the lunar base exceeds 50 kW. An exception is the option where the lunar base is located in the areas with continuous insolation in the south polar region. In that case there is no need to provide a large-capacity energy storage device, and solar arrays are preferable when electrical power consumption is below 600 kW.

Key words: lunar base, nuclear power unit, lunar resources, specific price of the electric energy generation.



БЕСКРОВНАЯ И.А.



ЕВДОКИМОВ Р.А.



КИНАШ П.М.



КОВАЛЕВ И.И.



ТУГАЕНКО В.Ю.

БЕСКРОВНАЯ Ирина Александровна — ведущий инженер РКК «Энергия», e-mail: post@rsce.ru
 BESKROVNAYA Irina Alexandrovna — Lead engineer at RSC Energia, e-mail: post@rsce.ru

ЕВДОКИМОВ Роман Александрович — кандидат технических наук, начальник сектора РКК «Энергия», e-mail: roman.evdokimov@rsce.ru
 EVDOKIMOV Roman Alexandrovich — Candidate of Science (Engineering), Head of Subdepartment at RSC Energia, e-mail: roman.evdokimov@rsce.ru

КИНАШ Петр Михайлович — ведущий инженер-программист РКК «Энергия», e-mail: petr.kinash@rsce.ru
 KINASH Petr Mikhailovich — Lead programmer at RSC Energia, e-mail: petr.kinash@rsce.ru

КОВАЛЕВ Игорь Иванович — кандидат физико-математических наук, заместитель начальника отдела РКК «Энергия», e-mail: igor.kovalev@rsce.ru
 KOVALEV Igor Ivanovich — Candidate of Science (Physical and Mathematical), Deputy Head of Department at RSC Energia, e-mail: igor.kovalev@rsce.ru

ТУГАЕНКО Вячеслав Юрьевич — кандидат физико-математических наук, начальник отдела РКК «Энергия», e-mail: vjatcheslav.tugaenko@rsce.ru
 TUGAENKO Vyatcheslav Yurievich — Candidate of Science (Physical and Mathematical), Head of Department at RSC Energia, e-mail: vjatcheslav.tugaenko@rsce.ru

Введение

Одним из перспективных направлений развития пилотируемой космонавтики является создание обитаемой лунной базы (ЛБ) с целью как углубленных научных исследований естественного спутника Земли, так и освоения лунных ресурсов в интересах земной экономики, сохранения природной среды нашей планеты, а также космической экспансии человечества [1–4]. Освоение лунных ресурсов, в частности, предполагает получение из лунного реголита воды, компонентов ракетного топлива (O_2 , H_2 , CH_4) и рабочих тел электроракетных двигателей (аргон и др.), металлов, кремния, 4He и 3He , тория и т. д. [1, 2, 5].

Масштаб научной и прикладной деятельности, осуществляемой в рамках программы ЛБ, в значительной степени будет определяться возможностью энергоснабжения, поскольку большинство технологических процессов переработки лунного грунта требует

больших затрат как электрической, так и тепловой энергии [2, 5]. В связи с этим одним из наиболее перспективных кандидатов на роль основного источника энергии ЛБ является лунная атомная электростанция (ЛАЭС), энергоблоки которой должны создаваться на основе космических ядерных энергетических установок (ЯЭУ) [1, 5, 6]. К числу достоинств ЯЭУ в составе системы энергоснабжения ЛБ относятся [5, 6]:

- независимость генерации энергии от условий освещенности лунной поверхности в зоне размещения ЛБ;
- отсутствие необходимости в накопителе энергии большой емкости для энергоснабжения ЛБ лунной ночью;
- сравнительно небольшие (по отношению к солнечным энергоустановкам) габариты в рабочем и стартовом (под головным обтекателем ракетносителя) положениях;
- возможность непосредственной генерации высокопотенциальной тепловой энергии [5, 6].

Среди недостатков ЛАЭС должны быть упомянуты необходимость принятия специальных мер для обеспечения радиационной и ядерной безопасности, а также сравнительно невысокий уровень технологической готовности [2].

Вопросам анализа возможности и технической эффективности использования ЛАЭС в составе ЛБ, в т. ч. в сравнении с солнечными системами энергоснабжения, посвящен ряд публикаций [1, 2, 5, 6]. Однако в недостаточной степени освещены вопросы экономической эффективности ЛАЭС в сравнении с альтернативными источниками энергии для различных вариантов ЛБ и этапов освоения Луны.

В настоящей работе выполнена оценка удельной стоимости производства электрической и тепловой энергии посредством ЛАЭС различной конфигурации с учетом стоимости изготовления элементов ЛАЭС и их доставки на лунную поверхность. Выполнено также сравнение ЛАЭС и солнечной системы энергоснабжения ЛБ для различных вариантов ее размещения и различных этапов освоения Луны по критерию минимума удельной стоимости производства энергии с учетом технических ограничений, сформулированы соответствующие рекомендации.

Требования к энергетическим установкам в составе лунной базы по уровню электрической мощности

Факторы, определяющие требования к энергетическим установкам ЛБ. К числу факторов, которые, в конечном итоге, определяют требования к энергетическим установкам (ЭУ), включая уровень мощности, относятся:

- особенности размещения ЛБ на лунной поверхности;
- численность экипажа ЛБ;
- объем решаемых научно-исследовательских и прикладных задач (этап освоения Луны);
- степень самообеспечения ЛБ кислородом, водой и компонентами топлива для лунной транспортной системы;
- циклограмма функционирования научного оборудования и лунных добывающе-перерабатывающих комплексов (ДПК);
- степень замкнутости системы обеспечения жизнедеятельности (СОЖ) ЛБ;
- характеристики лунной транспортной системы, обеспечивающей доставку грузов с Земли на поверхность Луны.

Расположение ЛБ. Рассматривается два основных варианта размещения ЛБ:

- в южной приполярной области Луны, где в ряде районов возможно высокое содержание воды в реголите (в виде льда, либо в связанном состоянии);

- в произвольном районе лунной поверхности (например, в экваториальных и средних широтах) [1].

Для второго варианта характерен типичный состав лунного грунта и наличие суточного цикла освещенности (14 земных суток лунного дня и 14 суток лунной ночи).

При размещении ЛБ в полярном регионе возможны два режима освещенности. В общем случае ЛБ размещается в постоянно затененных районах, где использование ядерных источников энергии в составе системы энергоснабжения ЛБ является безальтернативным. Вместе с тем, должен быть рассмотрен вариант дислокации базы в районе «пиков вечного света», например, на территории части вала кратера Шеклтон, расположенного вблизи южного полюса Луны. Эта область представляет собой практически постоянно (более 97% времени) освещенную возвышенность, отличается достаточно ровным, пригодным для размещения элементов ЛБ рельефом, и обладает площадью около 10 км² [2, 4]. В то же время, дно кратера Шеклтон постоянно погружено в тень. Предполагается, что на дне кратера могут существовать запасы воды в виде содержащего лед грунта. Имеются предложения по размещению ДПК ЛБ на дне кратера, а также хранилищ кислорода и водорода, добываемых в процессе переработки лунного грунта. В этом случае в качестве ЭУ ЛБ могут использоваться солнечные батареи (СБ), размещаемые на «пиках вечного света». Необходимость в буферных накопителях энергии большой емкости в составе солнечной ЭУ отсутствует. Однако необходимо учитывать, что область «пиков вечного света» обладает весьма небольшой площадью, и данный лунный ресурс может стать объектом острой конкуренции между различными странами и организациями — участниками освоения Луны. Привязка ЛБ к данному району также ограничивает возможности ее расширения и освоения других районов спутника Земли. В связи с этим в данной работе исследуются характеристики систем энергоснабжения ЛБ на основе различных источников энергии для разных вариантов размещения базы.

Оценка суммарного энергопотребления обитаемой лунной базы для различных этапов освоения Луны. В данной работе для каждого из рассмотренных выше возможных расположений на лунной поверхности рассматриваются следующие варианты ЛБ:

- ЛБ с ДПК для производства кислорода и воды из лунных ресурсов;
- ЛБ с ДПК для производства криогенных компонентов топлива — Н₂ и О₂ (и с оборудованием для их хранения) для обеспечения

топливом лунной транспортной системы в части доставки грузов с орбиты искусственного спутника Луны на ее поверхность и обратно;

- ЛБ с технологией полной переработки лунного грунта (для получения кислорода, воды, криогенных компонентов топлива и металлов).

В качестве «ядра» ЛБ, которое обслуживается ДПК, рассматривается ЛБ минимальной конфигурации проекта РКК «Энергия» с численностью экипажа три человека (шестеро во время пересменки), описание которой дано в работе [1]. Рассматривается также вариант масштабирования такой базы до ЛБ с численностью экипажа десять человек с пропорциональным возрастанием всех видов энергопотребления.

Для постоянно обитаемой ЛБ минимальной конфигурации (без ДПК) характерно только электропотребление на нужды служебных систем, научной аппаратуры и транспортных средств. В работах [1, 2] показано, что среднесуточное электропотребление лунной базы минимальной конфигурации составит 20...40 кВт.

Возможные типы ДПК для переработки лунного грунта, используемое в их составе оборудование и физико-химические процессы рассмотрены, в частности, в работах [1, 5]. В соответствии с полученными в указанных работах результатами, рассматриваются следующие типы ДПК, различные сочетания которых обеспечивают решение стоящих перед исследуемыми вариантами ЛБ задач:

- комплекс ДПКВ, обеспечивающий добычу воды (содержащейся в форме льда) из лунного реголита путем его термической обработки, очистку воды и получение из нее кислорода и водорода посредством электролиза (применяется только для переработки грунта, обогащенного водяным льдом);

- комплекс ДПКР, обеспечивающий получение кислорода и металлов путем восстановления их окислов в ходе полной переработки лунного грунта, включающей процессы карбохлорирования;

- комплекс ДПК-Н₂, осуществляющий получение воды из адсорбированных газов (Н₂, СО₂, СО), с ее последующим электролизом для производства кислорода. Попутно с адсорбированными газами добывается также и некоторое количество адсорбированной воды — продукта восстановления водородом солнечного ветра окислов лунного грунта.

Удельные энергозатраты на производство воды и кислорода для СОЖ ЛБ посредством каждого из перечисленных вариантов ДПК представлены в табл. 1 [2]. Удельные затраты тепловой и электрической энергии на производство и хранение криогенных компонентов

топлива (О₂ и Н₂) посредством ДПКВ и ДПК-Н₂ представлены в табл. 2 [2]. Как видно из указанных таблиц, функционирование ДПК-Н₂ сопряжено с большими затратами тепловой энергии. Затраты тепловой энергии при переработке больших объемов лунного грунта снижаются за счет использования рекуперации тепла (случай совместного использования ДПК-Н₂ и ДПКР).

Таблица 1

Удельные энергозатраты на производство воды и кислорода для системы жизнеобеспечения лунной базы

Тип ДПК	Полные удельные затраты энергии, кВт·ч/кг			
	электрической		тепловой	
	Н ₂ О	О ₂	Н ₂ О	О ₂
ДПКВ	1,56	7,56	–	–
ДПКР	–	24,8	–	–
ДПК-Н ₂	12,6	14,2	4 947	5 565

Примечание. ДПКВ — добывающе-перерабатывающий комплекс по добыче воды из реголита; ДПКР — добывающе-перерабатывающий комплекс по получению кислорода и металлов; ДПК-Н₂ — добывающе-перерабатывающий комплекс по добыче воды из адсорбированных газов.

Таблица 2

Удельные энергозатраты на производство криогенных компонентов топлива для лунной транспортной системы для различных типов добывающе-перерабатывающих комплексов

Вид затрат	Тип энергии	Удельные энергозатраты, кВт·ч/кг	
		ДПКВ	ДПК-Н ₂ + ДПКР
Производство	электрическая	7,2	21,2
	тепловая	–	529
Сжижение и хранение	электрическая	9,3	9,3
	тепловая	–	–
Полные	электрическая	16,5	30,5
	тепловая	–	529

Примечание. ДПКВ — добывающе-перерабатывающий комплекс по добыче воды из реголита; ДПКР — добывающе-перерабатывающий комплекс по получению кислорода и металлов; ДПК-Н₂ — добывающе-перерабатывающий комплекс по добыче воды из адсорбированных газов.

Поскольку СОЖ ЛБ будет оснащена системами регенерации конденсата влаги и урины со степенью регенерации не менее 0,8, в данной работе принимается, что добыча воды для СОЖ осуществляется только с целью получения кислорода, поскольку цикл по питьевой воде полностью замкнут. В этом случае производительность ДПК по воде должна

составлять около 1 кг/чел/сут. С учетом численности экипажа ДПК ЛБ должен производить 3...10 кг воды в сутки, из которых путем электролиза производится 2,6...8,6 кг кислорода.

Суммарные затраты кислородно-водородного топлива на обеспечение транспортных операций между ЛБ и орбитой Луны оцениваются величиной около 86 т в год при экипаже три человека [2] (два рейса многоразового взлетно-посадочного комплекса для замены экипажа и один-два грузовых рейса с доставкой около 10 т груза на поверхность Луны). Для оценочных расчетов принималось, что увеличение экипажа до десяти человек приведет к пропорциональному возрастанию грузопотока, и для ЛБ с экипажем десять человек потребуется около 286 т топлива в год.

В табл. 3 приведены необходимые уровни электрических мощностей для обеспечения различных вариантов ЛБ при ее размещении в полярном районе Луны. Вариант 1 – ЛБ с ДПКВ для обеспечения O₂ (H₂O регенерируется). Вариант 2 – ЛБ с ДПКВ для обеспечения экипажа O₂, а также производства из H₂O криогенных компонентов топлива – H₂ и O₂. Вариант 3 – комбинированный ДПК: ДПКВ + ДПКР для полной переработки лунного грунта (O₂, H₂O, топливо, металлы).

Таблица 3

Электропотребление ЛБ при размещении в полярном районе Луны для различных вариантов ДПК и численности экипажа

Варианты ЛБ					
1		2		3	
Численность экипажа ЛБ, чел.					
3	10	3	10	3	10
Требуемая электрическая мощность, кВт					
до 50	до 100	до 200	до 600	более 200	более 600

Примечание. ДПК – добывающе-перерабатывающий комплекс; ЛБ – лунная база.

В табл. 4 приведены потребные уровни электрических и тепловых мощностей для обеспечения различных вариантов ЛБ при ее размещении в произвольной точке лунной поверхности.

Перечень целей и задач на этапе индустриального освоения Луны (когда потребуется производство металлов) еще однозначно не определен. Соответственно, не определены и абсолютные значения энергопотребления, поэтому в данной работе дается только нижняя граница энергопотребления на этом этапе, и приводятся данные по энергоемкости переработки лунного реголита.

Таблица 4

Потребление электрической и тепловой энергии ЛБ при размещении в произвольном районе Луны с усредненным химическим составом реголита для различных вариантов ДПК и численности экипажа

Варианты ЛБ					
1		2		3	
Численность экипажа ЛБ, чел.					
3	10	3	10	3	10
Требуемая электрическая мощность, кВт					
до 50	до 100	до 350	до 1 000	более 350	более 1 000
Требуемая тепловая мощность, кВт					
–	–	до 5 200	до 17 000	более 5 200	более 17 000

Примечание. ЛБ – лунная база; ДПК – добывающе-перерабатывающий комплекс.

По мнению авторов, приведенные в табл. 3, 4 значения энергетических затрат могут быть удовлетворены в течение 10...15 лет (характерный ресурс модулей ЛБ) только при использовании в качестве первичных источников энергии СБ большой мощности, либо ЯЭУ. При работе в условиях лунной ночи в случае использования СБ в состав системы энергообеспечения ЛБ должен войти накопитель большой емкости. Ниже рассматриваются возможные варианты энергоустановок на основе ядерных и солнечных источников энергии.

Варианты энергоблоков ЛАЭС на основе ЯЭУ

В составе энергоблоков ЛАЭС и напланетных атомных станций рассматривается возможность применения ЯЭУ на базе различных систем преобразования энергии и различных типов реакторов. В рамках данной работы рассматриваются ЯЭУ на базе термоэмиссионных реакторов-преобразователей. Данное допущение обусловлено наличием в России большого задела по термоэмиссионным космическим ЯЭУ различного уровня мощности [3], их достаточно высокими энергомассовыми характеристиками, компактностью и потенциально высоким уровнем надежности для заданного ресурса работы. Необходимо отметить также, что термоэмиссионные ЯЭУ могут рассматриваться в качестве источника не только электрической, но также и высокопотенциальной (уровень температур – 700...900 °С) тепловой энергии.

Для удовлетворения потребностей различных вариантов ЛБ в электрической и тепловой энергии, приведенных в табл. 3, 4, предлагается использование следующих вариантов ЯЭУ.

При электропотреблении до 50 кВт рассматривается использование ЛАЭС с ЯЭУ мощностью 50 кВт проекта ФГУП «Красная Звезда» [1, 12] в варианте заглубления ЯЭУ в грунт.

В РКК «Энергия» имеется значительный опыт проектно-конструкторских и экспериментальных работ по созданию высокотемпературных термоэмиссионных космических ЯЭУ большой мощности [7]. В результате проведения объемных научно-исследовательских работ был предложен ряд возможных космических применений ЯЭУ на базе указанной технологии, включая лунную атомную станцию [3]. Предлагается создать единый размерный ряд ЯЭУ с двумя основными вариантами — ЯЭУ электрической мощностью 150 и 600 кВт. При потребной мощности электропитания ЛБ свыше 50 кВт предлагается создавать ЛАЭС на базе унифицированных энергоблоков на основе ЯЭУ указанных размерностей, модернизированных с учетом специфики использования в составе системы энергоснабжения ЛБ (повышенный ресурс, требования к биологической радиационной защите и др.).

При электропотреблении до 100 кВт предлагается использовать ЛАЭС на базе космической термоэмиссионной ЯЭУ мощностью 150 кВт. При сохранении массово-габаритных характеристик, за счет снижения полезной электрической мощности ЯЭУ со 150 до 100 кВт (и соответствующего снижения энергонапряженности реактора) предполагается обеспечить ресурс ЛАЭС до десяти лет.

Электропотребление до 200 кВт может быть обеспечено использованием двух энергоблоков мощностью по 100 кВт каждый.

Для обеспечения среднесуточного электропотребления 350, 600, 1 000 кВт и более требуется использование ЛАЭС на основе ЯЭУ проектной мощностью 600 кВт. При этом потребная мощность в 1 000 кВт обеспечивается двумя энергоблоками. Рассматриваются два варианта ЯЭУ мощностью 600 кВт: базовый вариант с ресурсом пять лет (требуется замена энергоблока в ходе десятилетней эксплуатации) и перспективный вариант с ресурсом до десяти лет.

Как следует из табл. 4, производство в лунных условиях криогенного топлива (кислород и водород) при размещении ЛБ в типичных районах лунной поверхности с отсутствием в грунте заметных запасов воды требует, помимо электрической энергии, больших количеств тепла (характерный уровень температур — до 900 °С). Применение в составе ЛАЭС высокотемпературных

термоэмиссионных ЯЭУ позволяет использовать для практических нужд отбросное тепло реактора. При этом часть тепла, отводимого от реактора литиевым теплоносителем, вместо коллекторов тепловых труб холодильника-излучателя должна поступать в специальный теплообменник ДПК.

При КПД термоэмиссионной ЯЭУ около 10% и генерируемой электрической мощности 600 кВт отводимая тепловая мощность составляет порядка 5 400 кВт. Соответственно, потребности в тепловой энергии, приведенные в табл. 4, могут быть удовлетворены при использовании в составе ЛАЭС одного энергоблока (столько же, сколько необходимо для производства электроэнергии), если численность экипажа — три человека. При численности экипажа десять человек помимо двух энергоблоков, производящих электроэнергию, потребуются еще один модуль для дополнительного обеспечения тепловой энергией (всего три энергоблока).

Как было отмечено выше, для этапа промышленного производства, когда используется технология полной переработки лунного грунта для получения металлов, в настоящий момент трудно сформулировать однозначные требования по полному электропотреблению, поскольку они определяются объемом производства. Принято, что потребности в энергетике ЛБ данного этапа обеспечиваются лунной атомной электростанцией на базе нескольких энергоблоков мощностью 600 кВт-эл. и ресурсом десять лет. Количество блоков будет определяться полной потребностью в тепловой и электрической энергии. В рамках данной работы для указанного этапа рассчитываются только удельные показатели. Энергоблок лунной атомной электростанции помимо ЯЭУ должен включать в свой состав вспомогательные системы, в частности, кабельную сеть (расстояние от энергоблока ЛАЭС до ЛБ будет составлять порядка 1 км); теплозащитные экраны, изолирующие горячие элементы энергоблока от лунной поверхности; элементы конструкции для размещения ЯЭУ на лунной поверхности. Вышеперечисленные дополнительные элементы должны быть учтены при оценке массы лунной атомной электростанции.

В табл. 5 приведены оценки технических характеристик энергоблоков ЛАЭС на основе ЯЭУ электрической мощностью 50, 100 и 600 кВт. Для ЯЭУ мощностью 50 кВт в статьях [1, 12] указана масса около 2 700 кг, но в данной работе учитывается запас на обеспечение десяти лет ресурса.

Таблица 5

Основные технические характеристики энергоблоков ЛАЭС

Характеристики	Электрическая мощность ЯЭУ энергоблока ЛАЭС, кВт		
	50	100	600
Масса ЯЭУ, кг	3 500	5 300	8 000
Масса энергоблока ЛАЭС, кг	5 000	7 000	10 000
Длина, м	5-6	7	14,6
Максимальный диаметр, м	2	3,7	3,8
Отводимая тепловая мощность, кВт	650	1 350	5 400
Ресурс, годы	10	10	5 и 10

Примечание. ЛАЭС — лунная атомная электростанция; ЯЭУ — ядерная энергетическая установка.

Солнечные энергетические установки в составе системы энергоснабжения лунной базы

Облик солнечной энергетической установки (СЭУ) будет определяться местом размещения ЛБ на лунной поверхности. При размещении ЛБ в районе «пиков вечно света» нет необходимости включать в состав СЭУ накопители энергии большой емкости. СЭУ может быть построена на базе однотипных энергомодулей на основе СБ. Учитывая, что перспективные СБ на основе многопереходных GaAs фотоэлектрических преобразователей (ФЭП) будут обладать высокими энерго-массовыми характеристиками (удельной массой порядка 10 кг/кВт [1]), а также большой (до 400 Вт/м²) удельной мощностью с единицы площади поверхности СБ, целесообразно рассматривать возможность их применения для энергоснабжения ЛБ в районе «пиков вечно света» для всех уровней энергопотребления, включая 600 кВт.

Если ЛБ размещается в районе, где имеет место 14-суточная лунная ночь, требуется либо использование накопителя энергии большой емкости, либо переход на циклограмму энергопотребления, при которой основные, наиболее энергоемкие операции, связанные с функционированием ДПК, выполняются в течение лунного дня, при непосредственном энергоснабжении от СБ. Однако, в последнем случае необходимо учитывать, что производительность (и, соответственно, масса и энергопотребление) ДПК должны быть увеличены вдвое, по сравнению со случаем, когда используется непрерывная циклограмма работы. Кроме того, снабжение электрической энергией служебной и научной аппаратуры ЛБ минимальной конфигурации должно осуществляться

непрерывно, вклад же энергозатрат на производство кислорода посредством ДПК сравнительно невелик (см. выше). Соответственно, когда потребная мощность электропитания не превосходит 100 кВт (см. табл. 4), целесообразно рассматривать СЭУ ЛБ с накопителем. В то же время, для больших энергопотреблений (при производстве топлива и металлов) СЭУ априори проигрывает ЛАЭС. Это обусловлено очень большими потребными проектными мощностями СБ — производство топлива при размещении ЛБ в произвольной точке поверхности Луны требует (см. табл. 4), помимо электроэнергии, большого количества тепла, которое при использовании СБ может быть получено только из электроэнергии. Суммарно для обеспечения производства топлива для лунной транспортной инфраструктуры ЛБ с постоянным экипажем из трех человек потребуется около 5 500 кВт электроэнергии среднесуточно или ~11 000 кВт при функционировании ДПК только в течение лунного дня. При потребной мощности 11 000 кВт масса СБ составит около 110 т, площадь — не менее 25 000 м². В этом случае преимущества ЛАЭС очевидны.

Таким образом, при размещении ЛБ в произвольной точке лунной поверхности должны быть рассмотрены варианты СЭУ на базе СБ с накопителем только для уровней среднесуточной электрической мощности 50 и 100 кВт. Для больших мощностей вероятно безальтернативное использование ЛАЭС.

В качестве накопителей энергии могут использоваться либо химические аккумуляторные батареи (например, никель-водородные, литий-ионные или литий-полимерные), либо регенерационные электрохимические генераторы (РЭХГ).

Сравнение удельных характеристик существующих типов химических аккумуляторных батарей (АБ) с параметрами РЭХГ выполнено в работе [8]. Рассматривались РЭХГ, в состав которых входят кислород-водородные ЭХГ, электролизеры воды (ЭВ) высокого давления, а также система хранения газов на основе металлокомпозиционных баллонов высокого давления. Показано, что для лучших существующих химических АБ (литий-ионные и литий-полимерные аккумуляторы) при глубине разряда 80% (ресурс — 1 000 циклов) удельная энергоемкость составит около 100 Вт·ч/кг. В то же время, для РЭХГ, при достигнутом КПД порядка 50% (суммарный КПД ЭХГ и электролизера воды), удельная энергоемкость составит около 700 Вт·ч/кг. Таким образом, РЭХГ значительно превосходят существующие АБ по энергоемкости.

Рассматривалась СЭУ со следующими техническими характеристиками:

Удельная масса СБ $\gamma_{СБ}$	10 кг/кВт [1, 2];
Коэффициент деградации характеристик СБ к концу срока эксплуатации $K_{СБ}^P$	1,2 [1, 2];
Удельная масса РЭХГ $\gamma_{РЭХГ}$	1,38 кг/(кВт·ч) [1, 2];
Удельная масса ЭХГ $\gamma_{ЭХГ}$	5 кг/кВт [1,2];
Удельная масса ЭВ $\gamma_{ЭВ}$	15 кг/кВт [1, 2];
КПД РЭХГ $\eta_{РЭХГ}^{\Sigma}$	0,56 [1];
Удельная стоимость РЭХГ $C_{РЭХГ}^{уд}$	300 долл./кВт·ч [9];
Удельная стоимость ЭХГ $C_{ЭХГ}^{уд}$	2 000 долл./кВт [9];
Удельная стоимость ЭВ (стоимость, отнесенная к потребляемой мощности) $C_{ЭВ}^{уд}$	2 000 долл./кВт [9];
Коэффициент резервирования ЭХГ (кратность замены модулей) за полный ресурс СЭУ (10 лет или ~ 90 000 ч) $\alpha_{ЭХГ}$	8 [9];
Коэффициент резервирования ЭВ (кратность замены модулей) за полный ресурс СЭУ (10 лет или ~ 90 000 ч) $\alpha_{ЭВ}$	1 [9];
Удельная стоимость ФЭП $C_{ФЭП}^{уд}$	400 тыс. долл./кВт.

Величины коэффициентов резервирования означают, что модули ЭХГ будут заменяться за ресурс СЭУ восемь раз (т. к. ресурс перспективных ЭХГ должен достигать 10 000 ч [9]), а модули ЭВ — один раз (ресурс 40 000...60 000 ч [9]).

Ресурс СЭУ принимался равным десяти годам. Значение коэффициента $K_{СБ}^{констр}$, учитывающего переход от стоимости ФЭП к стоимости СБ в целом, принималось равным 1,36.

Приведенные данные по удельной стоимости ФЭП ($C_{ФЭП}^{уд}$) используются при проектных расчетах в РКК «Энергия».

Основные принципы оценки экономической эффективности применения ЛАЭС и СЭУ в составе ЛБ, принятые допущения

Целями выполнения оценки экономической эффективности ЛАЭС в составе ЛБ являются:

- оценка полной и удельной стоимости производства электрической и тепловой энергии для разных вариантов ЭУ ЛБ;
- сравнение экономической эффективности ЛАЭС и СЭУ и, соответственно, определение границ областей применения СЭУ и ЛАЭС (с учетом технической эффективности).

Оценка выполняется для рассмотренных выше вариантов размещения ЛБ. Сравнение проводится за период, равный десяти годам, — принятый ресурс СЭУ без замены СБ. При этом для вариантов с РЭХГ учитывается

необходимость периодической замены ЭХГ и ЭВ, а для ЛАЭС — необходимость полной замены энергоблоков при ресурсе, меньшем десяти лет. При расчете полной и удельной стоимости производства энергии учитываются затраты только на изготовление основных энергоблоков ЛАЭС (с учетом их замены при ресурсе, меньшем требуемого) и всех элементов СЭУ, включая запасные (заменяемые после исчерпания ресурса модули ЭВ и ЭХГ), а также стоимость доставки элементов ЛАЭС и СЭУ на лунную поверхность. Считалось, что разработка ЯЭУ, используемых в составе ЛАЭС, как и элементной базы СЭУ (ФЭП, элементов ЭВ и ЭХГ), выполнялась в рамках других программ (например, ядерных буксиров, тяжелых связных космических аппаратов и т. п. [3]). Данное допущение позволяет не учитывать непосредственно затраты на НИР и ОКР по ЭУ при расчете стоимости оборудования ЛАЭС и СЭУ.

Эксплуатационные затраты, связанные с развертыванием и обслуживанием энергосистемы на поверхности Луны, на данном этапе исследования не учитывались (за исключением стоимости заменяемых элементов).

При сравнении ЛАЭС и СЭУ ЛБ рассматривались только основные ЭУ лунной базы; резервная (аварийная) система электропитания, одинаковая во всех случаях при равной численности экипажа и одинаковых конфигурациях базы, не рассматривалась. Резервная система электропитания должна иметь малую мощность (5...10 кВт) и создаваться на базе СБ и РЭХГ (или других эффективных накопителей энергии).

Расчет удельной стоимости транспортировки полезного груза на лунную поверхность для разных вариантов транспортных систем

При расчетах рассматривались два варианта транспортной системы для доставки грузов, включая элементы системы энергоснабжения ЛБ, на поверхность Луны:

1. Система на основе ракеты-носителя (РН) сверхтяжелого класса (масса полезного груза на низкой околоземной орбите около 117 т), межорбитального кислород-водородного разгонного блока массой до 55 т (с топливом) и одноразового грузового лунного посадочного корабля (Г-ЛПК) массой до 30 т (с заправкой топлива) с двигательной установкой на высококипящих компонентах топлива.

2. Система на основе РН тяжелого класса (типа «Ангара-А5»), разгонного блока типа «Фрегат», многоразового межорбитального буксира (МБ) с ядерной электроракетной

установкой мощностью до 1 МВт и грузового многоразового лунного посадочного корабля (Г-МЛПК). В данном варианте на окололунную орбиту доставляется только полезный груз Г-МЛПК массой до 10 т. Сам Г-МЛПК может быть изначально доставлен на Луну с помощью первого варианта транспортной системы.

Первый вариант транспортной системы используется до организации производства топлива из лунных ресурсов для заправки Г-МЛПК. В этом случае на окололунную орбиту, помимо полезного груза, доставляется заправленный Г-ЛПК. Второй вариант используется после организации производства топлива, когда становится возможным использование Г-МЛПК, а на орбиту Луны должен доставляться только полезный груз, спускаемый затем на ее поверхность Г-МЛПК. Максимальная масса полезного груза, доставляемого на поверхность Луны, при использовании любого из указанных вариантов – 10 т [1].

Удельные стоимости транспортировки по указанным вариантам рассчитывались, исходя из стоимости изготовления и подготовки к запуску составных частей транспортных систем, включая эксплуатационные расходы, и представлены в табл. 6, 7.

Таблица 6

Транспортная система на базе ракеты-носителя сверхтяжелого класса

Наименование	Стоимость, млн долл.
Изготовление Г-ЛПК	85,0
Изготовление РН сверхтяжелого класса с МБ, проведение пуска	420,0
Эксплуатационные расходы	2,0
Удельная стоимость транспортировки 1 кг ПГ на поверхность Луны, $C_{тр}^{уд1}$	0,051

Примечание. Г-ЛПК – грузовой лунный посадочный корабль; РН – ракета-носитель; МБ – межорбитальный буксир; ПГ – полезный груз.

Методический аппарат по определению стоимости изготовления изделий, применяемый РКК «Энергия», учитывает основные зависимости между техническими и стоимостными характеристиками изделий. Кроме того, при расчетах используется статистическая база данных по изделиям-аналогам, а также в методике расчета допускается введение в модели (расчетные зависимости) обоснованных корректирующих коэффициентов, учитывающих конструктивно-технологические особенности изготовления изделия, существенные

отличия условий производства, использование уникальных (передовых) технологий и др.

Таблица 7

Транспортная система на базе ракеты-носителя «Ангара-А5»

Наименование	Стоимость, млн долл.
Затраты на эксплуатацию Г-МЛПК (1 рейс)	11,3
Изготовление РН «Ангара-А5» с РБ «Фрегат», проведение пуска	129,2
Эксплуатация многоразового МБ (включая топливо) (1 рейс)	14,5
Эксплуатационные расходы	6,0
Удельная стоимость транспортировки 1 кг ПГ на поверхность Луны, $C_{тр}^{уд2}$	0,016

Примечание. Г-МЛПК – грузовой многоразовый лунный посадочный корабль; РН – ракета-носитель; РБ – разгонный блок; МБ – межорбитальный буксир; ПГ – полезный груз.

При определении стоимости изготовления составных частей транспортных систем (разработка этих систем осуществляется по другим программам) использовался метод укрупненной оценки затрат (по базовым техническим параметрам изделий). В основе этого метода – знание технико-экономических показателей изделия-аналога, сходного по своему назначению и составу комплектующих систем с вновь создаваемым изделием. Данный метод используется в условиях ограниченного объема исходной информации (этапа предпроектных исследований).

Результаты расчетов стоимости изготовления и подготовки к запуску составных частей транспортных систем представлены в табл. 6, 7.

Оценки стоимости приведены в ценах 2013 г.

Методики расчета удельной стоимости производства энергии посредством СЭУ и ЛАЭС в составе ЛБ

Система электроснабжения на базе СБ. Для варианта размещения ЛБ в приполярном районе Луны, в зоне «пиков вечного света», основная СЭУ ЛБ включает в свой состав только энергомодули на основе СБ. В этом случае удельная стоимость производства электроэнергии определяется по формуле:

$$(C_{уд}^{ЭЭ})_{СБ} = K_{СБ}^{констр} C_{ФЭП}^{уд} K_{СБ}^P + C_{тр}^{уд1} \gamma_{СБ} K_{СБ}^P \quad (1)$$

где $(C_{уд}^{ЭЭ})_{СБ}$ – удельная стоимость производства электроэнергии посредством СБ в расчете на единицу требуемой мощности (долл./кВт) с учетом стоимости ФЭП, конструкции и механизмов ориентации СБ, деградации ФЭП

за требуемое время работы, а также с учетом стоимости транспортировки на лунную поверхность; $C_{тр}^{уд1}$ — удельная стоимость транспортировки грузов с Земли на поверхность Луны для первого варианта транспортной системы (см. табл. 6), поскольку СБ должны быть доставлены на Луну до организации производства топлива.

Значения величин, входящих в формулу (1), приведены выше, в характеристиках СЭУ.

Энергетическая установка на базе СБ и РЭХГ. При размещении ЛБ в произвольной точке лунной поверхности, где имеет место лунная ночь продолжительностью 14 земных суток, в ее состав должны быть включены накопители электроэнергии на основе РЭХГ, технические и технико-экономические характеристики которых приведены выше. Для этого варианта удельная стоимость производства электрической энергии рассчитывается по формуле:

$$(C_{уд}^{ЭЭ})_{СЭУ} = \left(\frac{1 + \eta_{РЭХГ}^{\Sigma}}{\eta_{РЭХГ}^{\Sigma}} \right) K_{СБ}^p (K_{СБ}^{констр} C_{ФЭП}^{уд} + C_{тр}^{уд1} \gamma_{СБ}) + T_{цикл} (C_{РЭХГ}^{уд} + C_{тр}^{уд1} \gamma_{РЭХГ}) + \alpha_{ЭХГ} (C_{ЭХГ}^{уд} + C_{тр}^{уд1} \gamma_{ЭХГ}) + \frac{\alpha_{ЭВ}}{\eta_{РЭХГ}^{\Sigma}} (C_{ЭВ}^{уд} + C_{тр}^{уд1} \gamma_{ЭВ}). \quad (2)$$

В формуле (2) $T_{цикл}$ — продолжительность лунной ночи ($T_{цикл} = 336$ ч), значения остальных величин приведены выше, в описании характеристик СЭУ для ЛБ.

Формула (2) получена с учетом возрастания проектной мощности СБ в силу необходимости заряда РЭХГ лунным днем при заданном КПД РЭХГ, а также с учетом изготовления и доставки на лунную поверхность не только основных, но и запасных элементов ЭХГ и ЭВ. Поскольку использование СЭУ данного типа на этапе производства топлива из лунного реголита не предусматривается, то удельная стоимость транспортировки грузов на лунную поверхность соответствует первому типу транспортной системы.

Энергетические установки на базе ЛАЭС.

Стоимостные характеристики энергомодулей ЛАЭС определены на основе данных работ [10, 11] по удельным стоимостям (долл./кВт) космических термоэмиссионных ЯЭУ различного уровня мощности и ресурса с учетом инфляции в период 2009...2013 г., а также с учетом затрат на доработку космических ЯЭУ, предназначенных для использования в составе различных космических аппаратов и буксиров, в составе ЛАЭС. Отметим, что при оценке стоимости энергоблока ЛАЭС мощностью 100 кВт в качестве базовой принималась

термоэмиссионная ЯЭУ проектной мощностью 150 кВт (см. выше).

В итоге стоимость изготовления (в ценах 2013 г., с учетом инфляции) одного экземпляра ЯЭУ (без доработки для использования в составе ЛАЭС) электрической мощностью 50 кВт была оценена в \$62 млн, ЯЭУ мощностью 100 кВт — \$81 млн, а 600 кВт — 100 и \$112 млн для ресурсов пять и десять лет, соответственно.

Удельная стоимость производства электрической энергии при использовании ЛАЭС рассчитывается по формуле:

$$(C_{уд}^{ЭЭ})_{ЛАЭС} = [(K^3 + 1) K_{ЛАЭС} C_{изг}^{ЯЭУ} + M_{ЛАЭС} (C_{тр}^{уд1} + K^3 C_{тр}^{уд2})] / N_{ЛАЭС}^{изг}. \quad (3)$$

Здесь K^3 — коэффициент, учитывающий возможность замены ЛАЭС за ресурс ($K^3 = 0$ при ресурсе ЛАЭС десять лет, $K^3 = 1$ при ресурсе ЛАЭС пять лет); $K_{ЛАЭС} = 1,3...1,38$ — коэффициент, учитывающий переход от стоимости изготовления ЯЭУ к стоимости энергоблока ЛАЭС с учетом затрат на доработку ЯЭУ. Коэффициент $K_{ЛАЭС}$ получен экспертным путем на основе аналогов и прототипов. При этом стоимость дополнительных элементов конструкции и экранов составляет ~15%, систем преобразования мощности и кабельной сети — ~20%. $C_{изг}^{ЯЭУ}$ — стоимость изготовления ЯЭУ; $N_{ЛАЭС}^{изг}$ — электрическая мощность ЛАЭС, кВт; $M_{ЛАЭС}$ — масса ЛАЭС, кг.

Поскольку энергоблоки электрической мощностью 600 кВт используются на этапе производства лунного топлива, то учтено использование второго варианта транспортной системы (с многократным МБ) для транспортировки сменного модуля ЛАЭС (через использование в формуле величины $C_{тр}^{уд2}$).

Для всех случаев, когда для удовлетворения потребностей ДПК ЛБ в тепловой энергии достаточно того же числа энергомодулей ЛАЭС, что и для удовлетворения потребностей в электрической энергии, можно полагать, что тепловая энергия, являясь сопутствующим продуктом, бесплатна. Если требуется дополнительный энергомодуль исключительно для производства тепла, то удельная стоимость его производства вычисляется как отношение суммы стоимости изготовления энергомодуля ЛАЭС и стоимости доставки его на лунную поверхность к количеству произведенного за ресурс тепла. Подобная ситуация имеет место только для энергомодуля мощностью 600 кВт с ресурсом десять лет, когда требуется производство топлива для ЛБ с численностью экипажа десять человек, размещенной в произвольной точке лунной поверхности.

Анализ результатов расчетов

Расчеты по формуле (1) показывают, что удельная стоимость производства электроэнергии в зоне «пиков вечного света» при принятых допущениях составит $(C_{уд}^{ЭЭ})_{СБ} = 1,16$ млн долл./кВт. Поскольку тепловая энергия в случае использования СЭУ производится непосредственно из электрической энергии с КПД, близким к 100%, то удельную стоимость тепловой энергии можно принять равной удельной стоимости электрической: $(C_{уд}^{ТЭ})_{СБ} = (C_{уд}^{ЭЭ})_{СБ} = 1,16$ млн долл./кВт.

Данные величины могут быть представлены и в ином, более привычном для удельной стоимости энергии виде — через стоимость одного киловатт-часа (долл./кВт·ч) и одной килокалории (долл./ккал). С этой целью необходимо учесть количество энергии, производимой СЭУ за десять лет эксплуатации (87 600 ч): $(C_{уд}^{ЭЭ})_{СБ} = 13,25$ долл./кВт·ч и $(C_{уд}^{ТЭ})_{СБ} = 0,015$ долл./ккал.

Небольшая (для космической техники) удельная стоимость производства энергии связана с большим ресурсом СЭУ, а также учетом в стоимости оборудования СЭУ только стоимости его изготовления (большая часть оборудования не является уникальным при данном подходе). Кроме того, в состав данного типа СЭУ не входит накопитель большой емкости, что резко снижает массу СЭУ и стоимость ее доставки на ЛБ. Нужно также иметь в виду, что приведенные здесь оценки являются, фактически, оценками себестоимости.

Расчеты по формуле (2) показывают, что удельная стоимость производства тепловой и электроэнергии в случае использования СЭУ на базе СБ и РЭХГ составит $(C_{уд}^{ЭЭ})_{СЭУ} = 30,7$ млн долл./кВт. Это соответствует $(C_{уд}^{ЭЭ})_{СЭУ} = 351$ долл./кВт·ч и $(C_{уд}^{ТЭ})_{СЭУ} = 0,4$ долл./ккал.

Многokратное увеличение удельной стоимости энергии, по сравнению с вариантом, когда в составе присутствует только СБ, обусловлено очень большой массой (и, соответственно, стоимостью доставки на лунную поверхность) накопителя энергии — РЭХГ.

Выполненные по формуле (3) расчеты (при значении коэффициента $K_{ЛАЭС} = 1,3...1,38$) показывают, что удельная стоимость производства электроэнергии посредством ЛАЭС составит:

- $(C_{уд}^{ЭЭ})_{ЛАЭС} = 6,5$ млн долл./кВт (74,3 долл./кВт·ч) для ЯЭУ мощностью 50 кВт;
- $(C_{уд}^{ЭЭ})_{ЛАЭС} = 4,5$ млн долл./кВт (51,4 долл./кВт·ч) для ЯЭУ мощностью 100 кВт;
- $(C_{уд}^{ЭЭ})_{ЛАЭС} = 1,5$ млн долл./кВт (17,2 долл./кВт·ч) для ЯЭУ мощностью 600 кВт при ресурсе энергомодуля ЛАЭС пять лет;
- $(C_{уд}^{ЭЭ})_{ЛАЭС} = 1,1$ млн долл./кВт (12,6 долл./кВт·ч) для ЯЭУ мощностью 600 кВт при ресурсе энергомодуля ЛАЭС десять лет.

Удельная стоимость тепла, производимого дополнительным энергомодулем мощностью 600 кВт-эл., составит 0,00146 долл./ккал.

Сравнение ЛАЭС и СЭУ по величине удельной стоимости производства электроэнергии представлено в табл. 8.

Таблица 8

Сравнение ЛАЭС и СЭУ по величине удельной стоимости производства электроэнергии

Мощность, кВт	Удельная стоимость электроэнергии $C_{уд}^{ЭЭ}$, млн долл./кВт		
	СБ (полярный район)	СБ + РЭХГ	ЛАЭС
50	1,16	30,7	6,5
100	1,16	30,7	4,5
600	1,16	—	1,5 (ресурс — 5 лет)
600	1,16	—	1,1 (ресурс — 10 лет)

Примечание. СБ — солнечная батарея; РЭХГ — регенерационный электрохимический генератор; ЛАЭС — лунная атомная электростанция; ЯЭУ — ядерная энергетическая установка.

Сравнение солнечной и ядерной систем электроснабжения ЛБ для случая размещения лунной базы в приполярном районе («пики вечного света») по полной стоимости вырабатываемой ими электроэнергии за десять лет эксплуатации для разных уровней требуемой электрической мощности представлено в табл. 9. Преимущество СБ в данном варианте размещения ЛБ является очевидным для уровней мощности 50, 100 и 200 кВт. При уровне электрической мощности 600 кВт ЛАЭС и СБ становятся сопоставимыми по величине стоимости производства энергии, и ЛАЭС может получить преимущества за счет значительно меньших габаритов. Однако необходимо учитывать также технологические риски создания мощных космических ЯЭУ и вопросы радиационной безопасности.

Для случая размещения ЛБ в произвольной точке поверхности сравнивается СЭУ на базе СБ и РЭХГ с ЛАЭС. Результаты сравнения представлены в табл. 10. Видно значительное преимущество ЛАЭС из-за большой массы СЭУ на основе СБ с РЭХГ для рассматриваемых уровней мощности (что приводит к высокой стоимости доставки СЭУ на поверхность Луны).

Таким образом, при размещении ЛБ в произвольной точке лунной поверхности при потребляемой электрической мощности свыше 50 кВт использование ЛАЭС является практически безальтернативным.

Таблица 9

Стоимость вырабатываемой электроэнергии в полярном районе Луны

Мощность, кВт	Стоимость вырабатываемой за 10 лет электроэнергии, млн долл.	
	ЛАЭС	СБ
50	325	60
100	450	120
200	900	240
600	900 (ресурс ЯЭУ – 5 лет)	720
	660 (ресурс ЯЭУ – 10 лет)	

Примечание. ЛАЭС – лунная атомная электростанция; СБ – солнечная батарея; ЯЭУ – ядерная энергетическая установка.

Таблица 10

Стоимость вырабатываемой электроэнергии при размещении ЛБ в произвольной точке поверхности

Мощность, кВт	Стоимость вырабатываемой за 10 лет электроэнергии, млн долл.	
	ЛАЭС	СБ + РЭХГ
50	330	1 540
100	450	3 070

Примечание. ЛБ – лунная база; ЛАЭС – лунная атомная электростанция; СБ – солнечная батарея; РЭХГ – регенерационные электрохимические генераторы.

Необходимо, тем не менее, отметить, что на начальных стадиях развертывания ЛБ должна использоваться СЭУ небольшой (до 10 кВт) среднесуточной мощности, которая в дальнейшем станет частью аварийной системы электроснабжения.

Полученные результаты являются предварительными и могут уточняться в ходе дальнейших исследований вариантов энергообеспечения ЛБ.

Выводы

Выполнена оценка технико-экономической эффективности применения энергетических установок различных типов в составе системы энергоснабжения ЛБ, по результатам которой могут быть сделаны следующие выводы:

- использование ЛАЭС является, фактически, безальтернативным при размещении ЛБ в постоянно затененных полярных районах, а также при размещении в произвольной точке лунной поверхности (с наличием суточного цикла и отсутствием водяного льда в грунте) на этапах производства компонентов ракетного топлива и полной переработки лунного грунта;

- солнечная система энергоснабжения предпочтительна при размещении ЛБ в районе «пиков вечного света» при уровнях мощности СБ вплоть до 600 кВт; при мощности 600 кВт и более, с учетом габаритных характеристик, у ЛАЭС явное преимущество;

- при размещении ЛБ в произвольной точке лунной поверхности, даже для ЛБ минимальной конфигурации при энергопотреблении от 50 кВт, ЛАЭС обладает большим преимуществом (стоимость изготовления и доставки элементов системы энергоснабжения ЛБ в 5–7 раз ниже) по сравнению с СЭУ на основе СБ и РЭХГ.

Список литературы

1. Луна – шаг к технологиям освоения Солнечной системы // Под научной ред. Легостаева В.П. и Лопоты В.А. М: РКК «Энергия». 2011. 584 с.
2. Грибков А.С., Евдокимов Р.А. Рациональный облик системы энергоснабжения обитаемой лунной базы на разных этапах ее освоения // Известия РАН. Энергетика. 2011. № 3. С. 105–116.
3. Легостаев В.П., Лопота В.А., Синявский В.В. Эффективность применения космических ядерных энергетических и ядерных электроракетных двигательных установок // Космическая техника и технологии. 2013. №1. С. 4–15.
4. Bussey D.B.J. and Spudis P.D. The lunar polar illumination environment: what we know and what we don't // Space Resources Roundtable VI. 2004. P. 75–77.
5. Грибков А.С. Технология и энергозатраты для космического производства металлических рабочих тел ракетных двигателей // Известия РАН. Энергетика. 2009. № 2. С. 112–117.
6. Бранец В.Н., Грибков А.С., Джафаров Г.А., Евдокимов Р.А., Железняков А.Г., Масленников А.А., Романов С.Ю., Севастьянов Н.Н., Синявский В.В., Тугаенко В.Ю. Атомная электростанция обитаемой лунной базы // Известия РАН. Энергетика. 2007. № 3. С. 15–21.
7. Синявский В.В. Научно-технический задел по ядерному электроракетному межорбитальному буксиру «Геркулес» // Космическая техника и технологии. 2013. № 3. С. 25–45.
8. Гришин В.М., Кабайлова Н.В., Соколов Б.А., Челяев В.Ф., Шишкарева Н.И., Щербаков А.Н., Егоров А.М., Долгин А.В., Коровин А.В. Обеспечение лунной базы электроэнергией, теплом, водородом и кислородом на основе солнечных батарей и аккумуляторов энергии с водородным циклом // Известия РАН. Энергетика. 2009. № 1. С. 19–26.

9. Смоленцев А.А., Щербаков А.Н. Создание новейших водородных технологий для наземных транспортных средств: современное состояние и прогноз на будущее // Журнал автомобильных инженеров. 2011. № 4 (69). С. 39–41.

10. Косенко А.Б., Сinyaевский В.В. Экономическая эффективность использования многоорбитального буксира на основе ядерной электроракетной двигательной установки при обеспечении больших грузопотоков между орбитами Земли и Луны // Ракетно-космическая техника. Труды. Сер. XII. Королёв: РКК «Энергия», 2009. Вып. 3. С. 49–70.

11. Косенко А.Б., Сinyaевский В.В. Технико-экономическая эффективность использования многоорбитального межорбитального буксира на основе ядерной электроракетной двигательной установки для обеспечения больших грузопотоков при освоении Луны // Космическая техника и технологии. 2013. № 2. С. 72–84.

12. Пышко А.П., Плотников А.Ю., Сонько А.В. Особенности выбора радиационной защиты для напланетных АЭС // Атомная энергия. 2008. Т. 105. Вып. 2. С. 72–79.

Статья поступила в редакцию 15.09.2014 г.

References

1. Luna – shag k tekhnologiyam osvoeniya Solnechnoi sistemy [The Moon as a step towards Solar System exploration technologies]. Sci. eds. Legostaev V.P., Lopota V.A. Moscow, RKK «Energiya» publ., 2011. 584 p.

2. Gribkov A.S., Evdokimov R.A. Ratsional'nyi oblik sistemy energosnabzheniya obitaemoi lunnoi bazy na raznykh etapakh ee osvoeniya [The efficient configuration of a power supply system for a manned Moon base at different phases of its exploration]. Izvestiya RAN. Energetika, 2011, no. 3, pp. 105–116.

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

4. Bussey D.B.J. and Spudis P.D. The lunar polar illumination environment: what we know and what we don't. Space Resources Roundtable VI, 2004, pp. 75–77.

5. Gribkov A.S. Tekhnologiya i energozatraty dlya kosmicheskogo proizvodstva metallicheskh rabochikh tel raketnykh dvigatelei [Manufacturing process and power requirements for producing in space metallic rocket propellants]. Izvestiya RAN. Energetika, 2009, no. 2, pp. 112–117.

6. Branets V.N., Gribkov A.S., Dzhafarov G.A., Evdokimov R.A., Zheleznyakov A.G., Maslennikov A.A., Romanov S.Yu., Sevast'yanov N.N., Sinyaevskiy V.V., Tugaenko V.Yu. Atomnaya elektrostantsiya obitaemoi lunnoi bazy [Nuclear power plant of a manned lunar base]. Izvestiya RAN. Energetika, 2007, no. 3, pp. 15–21.

7. Sinyaevskiy 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. Grishin V.M., Kabailova N.V., Sokolov B.A., Chelyaev V.F., Shishkareva N.I., Shcherbakov A.N., Egorov A.M., Dolgin A.V., Korovin A.V. Obespechenie lunnoi bazy elektroenergiei, teplom, vodorodom i kislorodom na osnove solnechnykh batarei i akkumulyatorov energii s vodorodnym tsiklom [Supply of a lunar base with electric power, heat, hydrogen and oxygen based on solar arrays and hydrogen-cycle energy storage devices]. Izvestiya RAN. Energetika, 2009, no. 1, pp. 19–26.

9. Smolentsev A.A., Shcherbakov A.N. Sozdanie noveishikh vodorodnykh tekhnologii dlya nazemnykh transportnykh sredstv: sovremennoe sostoyanie i prognoz na budushchee [Development of advanced hydrogen technologies for ground transportation: current status and the outlook]. Zhurnal avtomobil'nykh inzhenerov, 2011, no. 4 (69), pp. 39–41.

10. Kosenko A.B., Sinyaevskiy V.V. Ekonomicheskaya effektivnost' ispol'zovaniya mnogorazovogo mezhorbital'nogo buksira na osnove yadernoi elektroraketnoi dvigatel'noi ustanovki pri obespechenii bol'shikh gruzopotokov mezhdu orbitami Zemli i Luny [Cost effectiveness of using a reusable orbital transfer vehicle based on nuclear electrical propulsion system when supporting heavy cargo traffic between Earth and Moon orbits]. Raketno-kosmicheskaya tekhnika. Trudy. Ser. XII. Korolev: RKK «Energiya» publ., 2009, issue 3, pp. 49–70.

11. Kosenko A.B., Sinyaevskiy V.V. Tekhniko-ekonomicheskaya effektivnost' ispol'zovaniya mnogorazovogo mezhorbital'nogo buksira na osnove yadernoi elektroraketnoi dvigatel'noi ustanovki dlya obespecheniya bol'shikh gruzopotokov pri osvoenii Luny [Technical and economic efficiency of employing a reusable space tug based on a nuclear electric propulsion system to support intensive cargo traffic for lunar exploration]. Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii, 2013, no. 2, pp. 72–84.

12. Pyshko A.P., Plotnikov A.Yu., Son'ko A.V. Osobennosti vybora radiatsionnoi zashchity dlya naplanetnykh AES [Issues involved in selecting radiation protection for nuclear power plants based on planetary surface]. Atomnaya energiya, 2008, vol. 105, issue 2, pp. 72–79.

**ВЛИЯНИЕ РЕСУРСА ЯДЕРНО-ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ УСТАНОВКИ
МНОГОРАЗОВОГО МЕЖОРБИТАЛЬНОГО
ЭЛЕКТРОРАКЕТНОГО БУКСИРА
НА УДЕЛЬНУЮ СТОИМОСТЬ ТРАНСПОРТИРОВКИ
ЕДИНИЦЫ МАССЫ ПОЛЕЗНОГО ГРУЗА**

©2014 г. Косенко А.Б., Синявский В.В.

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

Применительно к ранним стадиям проектирования разработан алгоритм оценки влияния увеличения ресурса ядерно-энергетической установки с обоснованного в 5 лет до прогнозируемого в 10 лет на экономическую эффективность многоразового межорбитального буксира на основе ядерно-энергетической ракетной двигательной установки при обеспечении большого грузопотока с Земли на орбиту Луны. Работы по увеличению ресурса ядерной энергетической установки повлекут за собой рост стоимости изготовления энергоустановки, а также увеличение затрат на разработку ядерной энергоустановки и многоразового межорбитального буксира в целом. В модели затраты на НИОКР оцениваются в 10–20-кратном размере стоимости изготовления энергоустановки и приводятся единым значением, объединяющим НИОКР как по ядерной энергоустановке, так и по многоразовому межорбитальному буксиру в целом. В модели учитывается фактор нелинейного увеличения затрат на исследования в зависимости от достигаемого ресурса ядерной энергетической установки. Затраты на изготовление ядерной энергоустановки при увеличении ресурса вырастут незначительно. Установлено, что увеличение ресурса ядерной энергоустановки, а следовательно, и многоразового межорбитального буксира, с 5 до 10 лет приводит не к ожидаемому снижению, а к некоторому увеличению удельной стоимости транспортировки полезного груза на 4–7% в зависимости от оценки затрат на НИОКР (в размере 10 или 20-кратной стоимости изготовления ядерной энергоустановки) и темпов их увеличения с увеличением ресурса (на 5–10% за каждый дополнительный год).

Ключевые слова: Луна, многоразовый межорбитальный буксир, ресурс, удельная стоимость, экономическая эффективность, электроракетная двигательная установка, ядерная энергетическая установка.

**THE EFFECT OF SERVICE LIFE
OF THE NUCLEAR POWER PLANT
OF A REUSABLE ELECTRICALLY-PROPELLED
ORBITAL TRANSFER VEHICLE ON THE COST
OF TRANSPORTING A UNIT OF PAYLOAD MASS**

Kosenko A.B., Sinyavskiy V.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

For the purposes of early stages of engineering design, an algorithm was developed for evaluating the effect of extending the life of a nuclear power plant from substantiated 5 years to predicted 10 years on the economic efficiency of a reusable orbital transfer vehicle based on nuclear-powered electrical propulsion when supporting heavy cargo traffic from Earth to a lunar orbit. The work to extend the life of the nuclear power plant will result in an increased cost of the power plant manufacturing, as well as in

the increased costs of development of the nuclear power plant and the orbital transfer vehicle as a whole. In the model the R&D costs are estimated at 10 to 20 times the cost of the power plant manufacturing and are provided as a single value combining the R&D for both nuclear power plant and the orbital transfer vehicle as a whole. The model factors in the non-linear increase in the research costs as a function of the achieved life of the nuclear power plant. The nuclear power plant manufacturing costs will have an insignificant growth with increase in life. It was established that an increase in the nuclear power plant life and thus in the orbital transfer vehicle life from 5 to 10 years results not in the expected decrease, but rather in a certain increase in the unit cost of payload transportation by 4–7% depending on the R&D cost estimate (to the amount of 10 or 20 times the cost of power plant manufacturing) and in the rate of their increase as the life extends (by 5–10% for each additional year).

Key words: Moon, reusable orbital transfer vehicle, service life, unit cost, cost effectiveness, electric propulsion system, nuclear power plant.



КОСЕНКО А.Б.



СИНЯВСКИЙ В.В.

КОСЕНКО Александр Борисович — кандидат технических наук, начальник службы РКК «Энергия», e-mail: aleksandr.kosenko@rsce.ru

KOSENKO Alexander Borisovich — Candidate of Science (Engineering), Head of Service at RSC Energia, e-mail: aleksandr.kosenko@rsce.ru

СИНЯВСКИЙ Виктор Васильевич — доктор технических наук, профессор, научный консультант РКК «Энергия», e-mail: viktor.sinyavsky@rsce.ru

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

Введение

Ресурс ядерно-энергетической установки (ЯЭУ) как источника электропитания электроракетной двигательной установки (ЭРДУ) влияет не только на оптимальные параметры ЯЭУ и ЭРДУ, но и на эффективность много-разового межорбитального буксира (ММБ) на основе ядерной электроракетной двигательной установки (ЯЭРДУ). В состав ЭРДУ входит система хранения и подачи (СХП) рабочего тела (ксенона), а также резервные электроракетные двигатели (ЭРД).

Применение ММБ на основе ЯЭРДУ особенно эффективно при необходимости обеспечения больших годовых грузопотоков, например, в программе освоения Луны, где они составят не менее 100 т в год [1].

Под технической эффективностью ММБ будем понимать суммарную массу полезного груза (ПГ) на целевой орбите (например, на

орбите Луны), доставленного на эту орбиту за полный ресурс ММБ, определяемый ресурсом ЯЭУ [2]. Под экономической эффективностью — удельную стоимость доставки с поверхности Земли на орбиту назначения единицы массы ПГ [3].

В качестве отправного варианта при исследовании влияния ресурса ЯЭУ на эффективность ММБ были приняты параметры термо-эмиссионной ЯЭУ электрической мощностью 500...1 000 кВт с ресурсом пять лет для межорбитального буксира «Геркулес», длительное время разрабатываемого РКК «Энергия» с операцией [4].

Эффективность ММБ зависит от ресурса ЯЭУ вследствие следующих причин и факторов:

- увеличения удельной массы ЯЭУ из-за необходимости снижения энергонапряженности реактора (увеличения габаритов активной зоны);
- роста толщины радиационной защиты с увеличением интеграла нейтронного и гамма-потоков;

• необходимости резервирования систем и агрегатов с увеличением ресурса.

Для ресурса ЯЭУ менее пяти лет может быть учтена возможность снижения массы за счет уменьшения степени резервирования агрегатов системы охлаждения ЯЭУ.

Удельная масса ЯЭУ является функцией электрической мощности и ресурса ЯЭУ

$$\gamma_{\text{ЯЭУ}} = k_{\text{рес}} \left[\frac{51,43}{0,01N_{\text{ЯЭУ}} + 0,35} + 4,85 \right],$$

где $k_{\text{рес}}$ — коэффициент, учитывающий ресурс ЯЭУ. Выражение в скобках получено одним из авторов в работе [5] для термоэмиссионных ЯЭУ в широком диапазоне электрической мощности.

Коэффициент $k_{\text{рес}} = 1$ может быть принят для обеспокоенного в настоящий момент ресурса термоэмиссионных ЯЭУ третьего поколения $\tau_{\text{ЯЭУ}} = 5$ лет [6]. Анализ влияния ресурса в диапазоне 3...10 лет на проектные параметры рассматриваемого класса ЯЭУ позволяет увеличить этот коэффициент до $k_{\text{рес}} = 1,2$ для ресурса $\tau_{\text{ЯЭУ}} = 10$ лет. В итоге для всего возможного диапазона значений ресурсов принималось, что

$$k_{\text{рес}} = 1 + 0,04(\tau_{\text{ЯЭУ}} - 5),$$

где ресурс ЯЭУ $\tau_{\text{ЯЭУ}}$ выражен в годах.

Параметры ЯЭРДУ многооразового межорбитального буксира в зависимости от ресурса

В работе [7] исследовалось влияние ресурса ЯЭУ на технические показатели ММБ, в частности, на суммарную массу ПГ, доставляемого ММБ на целевую орбиту. Анализировались параметры ММБ при изменении ресурса ЯЭУ в диапазоне 3...10 лет. Оптимальные значения основных параметров ММБ, обеспечивающие максимум значения суммарной массы ПГ, доставляемого на целевую орбиту, приведены в табл. 1.

Полученные результаты позволили показать, что увеличение расчетного значения ресурса ЯЭУ с пяти до десяти лет (при этом вдвое увеличивается срок эксплуатации ММБ) в конечном итоге не приводит к двукратному увеличению суммарной массы ПГ, доставляемого на целевую орбиту ММБ (оно составляет ~50%).

Основным фактором, определяющим непропорциональный (более медленный) рост суммарной массы ПГ при увеличении ресурса ЯЭУ, является необходимость дополнительного резервирования систем ЯЭУ, в частности — увеличения количества тепловых труб системы охлаждения (из-за повышения вероятности метеорного пробоя), что приводит к росту

массы ЯЭУ и, соответственно, снижению массы ПГ на борту ММБ.

Таблица 1

Оптимальные параметры ММБ при различных значениях ресурса ЯЭУ

Параметр	Ресурс ЯЭУ, лет		
	3	5	10
Стартовая масса на орбите 800 км, т	33,0		
Электрическая мощность ЯЭУ, кВт	940	920	770
Масса ЯЭУ, т	8,6	9,4	10,4
Масса ЭРДУ (включая СХП и резервные ЭРД), т	1,6	1,6	1,5
Удельный импульс ЭРДУ, км/с	54,6	54,8	54,9
Тяга ЭРДУ, Н	20	20	17
Масса рабочего тела на один рейс*, т	8,5	8,7	8,8
Продолжительность рейса*, сут	235	239	289
Число рейсов за ресурс	5	8	13
Масса полезного груза за один рейс, т	11,9	10,8	10,0
Суммарная масса полезного груза за ресурс ММБ, т	59,3	86,5	130,0

Примечание. * — данные приведены для перелета ММБ на целевую орбиту и возвращения обратно; ММБ — многооразовый межорбитальный буксир; ЯЭУ — ядерная энергоустановка; ЭРДУ — электроракетная двигательная установка; СХП — система хранения и подачи; ЭРД — электроракетный двигатель.

В настоящей работе рассмотрено влияние ресурса ЯЭУ на экономическую эффективность ММБ на примере определения удельной стоимости доставки единицы массы ПГ с Земли на орбиту Луны.

Влияние ресурса ЯЭУ на удельную стоимость транспортировки единицы массы полезного груза

Для термоэмиссионных ЯЭУ можно считать достигнутым (по результатам испытаний основных агрегатов и систем) ресурс три года. Увеличение ресурса до пяти лет потребует проведения некоторых доработок и испытаний. Тем не менее, ресурс в пять лет специалисты считают вполне достижимым [8].

Увеличение ресурса до десяти лет вызовет значительный объем дополнительных исследований и разработок по созданию новых материалов и технологий, направленных на обеспечение безотказной длительной работы всех систем и агрегатов ЯЭУ.

Работы по увеличению ресурса ЯЭУ повлекут рост стоимости изготовления энергоустановки, а также увеличение затрат на разработку ЯЭУ и ММБ в целом. В разработанной модели затраты на НИОКР оцениваются в десяти-

кратном размере стоимости изготовления энергоустановки и приводятся единым значением, объединяющим НИОКР как по ЯЭУ, так и по ММБ в целом. Затраты на изготовление ЯЭУ при увеличении ресурса, скорее всего, вырастут незначительно, поэтому изменением стоимости изготовления ЯЭУ в зависимости от ресурса пренебрегаем. Выражение для оценки влияния ресурса на стоимость разработки запишется в виде:

$$C_{\text{НИОКР}} = 10C_{\text{ЯЭУ}}k_{\text{РС}} \quad (1)$$

где $C_{\text{ЯЭУ}}$ — стоимость изготовления ЯЭУ; $k_{\text{РС}}$ — коэффициент, отвечающий за влияние ресурса на стоимость изготовления (соответственно, и на стоимость разработки) ЯЭУ.

Справедливо предположить, что каждый дополнительный год ресурса ЯЭУ будет давать все больший прирост стоимости разработки, т. е. ее зависимость от ресурса будет нелинейной. В таком случае можно сделать допущение, что дополнительный год ресурса будет увеличивать стоимость изготовления ЯЭУ на некоторый коэффициент ξ . Тогда для коэффициента увеличения стоимости можно записать выражение

$$k_{\text{РС}} = (1 + \xi)^{\Delta\tau}, \quad (2)$$

где $\Delta\tau$ — разность расчетного и базового ресурсов.

Если принять в качестве базового ресурс, равный пяти годам, для которого стоимость разработки оценивается как десятикратная стоимость изготовления ЯЭУ, выражение (2) можно переписать в виде:

$$k_{\text{РС}} = (1 + \xi)^{(\tau_{\text{ЯЭУ}} - 5)}. \quad (3)$$

При этом предполагается, что стоимость создания ЯЭУ с ресурсом три года будет несколько ниже стоимости создания ЯЭУ с базовым ресурсом пять лет.

Учет повышения стоимости ЯЭУ с увеличением ресурса позволил оценить влияние данного фактора на удельную стоимость транспортировки ПГ. Было сделано предположение о динамике увеличения стоимости разработки с ростом ресурса. Так, при проведении расчетов рассматривались два варианта — увеличение стоимости на 5 и 10% за дополнительный год ресурса. При этом суммарный рост затрат на НИОКР при расширении ресурса с пяти до десяти лет составит соответственно 12 и 41%.

Результаты расчета основных затрат на создание и эксплуатацию одного ММБ в составе флота приведены в табл. 2. Приведенные затраты на НИОКР (включая капитальные затраты) оценены из расчета на весь флот, обеспечивающий заданный годовой грузопоток (в рассматриваемой задаче — 100 т в год с орбиты Земли высотой 800 км до орбиты Луны высотой 100 км).

Анализ результатов показывает основную тенденцию увеличения удельной стоимости транспортировки ПГ с 28,8 тыс. долл./кг при ресурсе четыре года до 32,6 тыс. долл./кг при ресурсе десять лет. Более высокая стоимость транспортировки ПГ при ресурсе ЯЭУ, равном трем годам (30,4 тыс. долл./кг), по сравнению с четырехлетним ресурсом ЯЭУ, обусловлена существенно более низкими возможностями ММБ по доставке ПГ на целевую орбиту (суммарная масса ПГ ниже на 18,6%, тогда как стоимость создания системы ММБ ниже только на 14,5%).

Таблица 2

Влияние ресурса на стоимостные показатели транспортной системы ММБ с ЯЭРДУ ($\xi = 0,05$, годовой грузопоток 100 т, РН грузоподъемностью класса «Протон-М»)

Параметр	Ресурс ЯЭУ, лет							
	3	4	5	6	7	8	9	10
Продолжительность рейса, сут	236	259	275	287	296	303	309	314
Количество рейсов	5	6	7	8	9	10	11	12
Электрическая мощность ЯЭУ, кВт	820	800	780	700	730	690	700	680
Затраты на разработку, отнесенные на ресурс*, млрд долл.	0,5	0,7	1,0	1,1	1,3	1,3	1,4	1,4
Количество ММБ в системе	7	7	8	8	9	9	10	11
Суммарные затраты на создание и эксплуатацию транспортной системы, млрд долл.	10,0	11,7	15,6	17,5	22,2	24,4	29,8	35,6
Доля стоимости разработки*, %	4,9	5,7	6,1	6,2	5,9	5,4	4,7	4,0
Суммарная масса ПГ, доставленная одним ММБ за ресурс, т	47,2	58,1	67,6	75,9	83,2	89,5	94,7	99,0
Суммарная масса ПГ для системы ММБ, т	330,4	406,7	540,8	607,2	748,8	805,5	947,0	1 089,0
Удельная стоимость транспортировки ПГ *, тыс. долл./кг	30,1	28,8	28,9	28,9	29,6	30,3	31,4	32,6

Примечание. * — при условии продолжения программы сверх заявленного ресурса ЯЭУ; ЯЭУ — ядерная энергоустановка; ММБ — многоразовый межорбитальный буксир; ПГ — полезный груз.

При увеличении ресурса ЯЭУ на рост удельной стоимости транспортировки оказывает влияние инфляционное увеличение затрат на создание модулей и эксплуатационных затрат. Кроме того, капитальные затраты (в т. ч. и затраты на НИОКР) относятся на стоимость системы не полностью, если срок эксплуатации системы меньше нормативного срока окупаемости, равного шести-семи годам.

С целью определения эффективности и целесообразности увеличения ресурса ЯЭУ оценены полные затраты на обеспечение транспортной программы за равные периоды времени для транспортных систем с различными ресурсами энергоустановок ММБ.

Для сравнения рассматриваются две транспортные программы. В первой используются ММБ с ресурсом ЯЭУ пять лет на протяжении десяти лет с вводом в эксплуатацию новых ММБ по мере окончания ресурса ЯЭУ. Сформированная транспортная система обеспечивает грузопоток к орбите Луны до 100 т в год. Данная программа сравнивается с эксплуатацией транспортной системы с десятилетним ресурсом ЯЭУ.

Затраты на разработку в связи с тем, что общая продолжительность транспортной программы превышает нормативный срок окупаемости капитальных затрат, учтены полностью, в расчете на всю десятилетнюю программу. Результаты расчета приведены в табл. 3.

Таблица 3

Сравнение удельной стоимости транспортировки для различных программ с ресурсом ЯЭУ пять и десять лет ($\xi = 0,05$, годовой грузопоток 100 т, РН грузоподъемностью класса «Протон-М»)

Параметр	Ресурс ЯЭУ, лет	
	2 × 5	10
Оптимальная мощность ЯЭУ, кВт	780	680
Продолжительность рейса, сут	275	314
Количество рейсов одного ММБ	7	12
Суммарная масса ПГ (для одного ММБ), т	67,6	99,0
Полные затраты на разработку, млрд долл.	1,3	1,4
Количество ММБ во флоте	8 × 2	11
Общее количество пусков РН	128	143
Суммарные затраты на изготовление и эксплуатацию флота ММБ в течение ресурса (без НИОКР), млрд долл.	33,8	35,6
Доля затрат на разработку, %	3,8	4,0
Суммарная масса ПГ для системы, т	1 082	1 089
Удельная стоимость транспортировки ПГ, тыс. долл./кг	31,3	32,6

Примечание. ЯЭУ — ядерная энергоустановка; РН — ракета-носитель; ММБ — многоразовый межорбитальный буксир; ПГ — полезный груз.

Так, удельная стоимость транспортировки (УСТ) при использовании ЯЭУ с ресурсом пять лет в перспективе продолжительного использования составляет 31,3 тыс. долл./кг. УСТ при использовании ЯЭУ с ресурсом десять лет выше на 4,1% и составляет 32,6 тыс. долл./кг.

Увеличение УСТ объясняется тем, что с увеличением ресурса происходит рост затрат на разработку ЯЭУ и системы в целом. Также увеличивается общее количество пусков ракет-носителей в рамках программы (со 128 до 143).

Полученные результаты соответствуют увеличению стоимости разработки на 5% за каждый дополнительный год ресурса, при этом не принимается в расчет увеличение стоимости изготовления ЯЭУ с увеличением ее ресурса.

Изменение темпов роста затрат на НИОКР с увеличением ресурса (с 5 до 10% за каждый дополнительный год), а также увеличение коэффициента соотношения затрат на НИОКР с десяти- до двадцатикратной стоимости изготовления ЯЭУ также показало динамику увеличения УСТ ПГ с ростом ресурса ЯЭУ. В зависимости от величины затрат на НИОКР удельная стоимость транспортировки ПГ при использовании ММБ с ресурсом ЯЭУ десять лет составит 32,6–33,0 тыс. долл./кг.

Таким образом, анализ влияния увеличения ресурса на изменение УСТ показал следующее. Был проведен прямой расчет УСТ полезного груза, который предполагал сопоставление затрат на разработку, создание и эксплуатацию в течение ресурса ЯЭУ транспортной системы (с количеством транспортных космических аппаратов, обеспечивающих средний грузопоток 100 т в год). Прямой расчет показал преимущество транспортной системы с меньшим ресурсом ЯЭУ. Так, при прямом расчете для ресурса пять лет УСТ составляет 28,9 тыс. долл./кг, а для ресурса десять лет — 32,6 тыс. долл./кг.

Однако, при расчете полных затрат учитывается часть капитальных затрат в соответствии с годовым коэффициентом нормирования, равным 0,15. Т. е. при ресурсе пять лет в расчет принимается только 0,75 от полного объема затрат на НИОКР. Кроме того, производственные и эксплуатационные затраты имеют больший коэффициент роста в связи с увеличением периода приведения затрат, что также увеличивает общий объем затрат и, соответственно, УСТ для транспортной системы с более продолжительным ресурсом.

Проведена оценка суммарных затрат на создание и эксплуатацию транспортной системы с отдельным учетом затрат на НИОКР при последовательном введении в эксплуатацию

двух-трех систем из нескольких ММБ. При этом полный объем затрат на НИОКР ложится на всю транспортную программу.

В результате в программе с ресурсом десять лет отмечается большее число грузовых модулей, а следовательно, большее число пусков, что увеличивает суммарные затраты на создание и эксплуатацию такой системы.

Выводы

Применительно к ранним стадиям проектирования разработан алгоритм оценки влияния увеличения ресурса ЯЭУ на экономическую эффективность ММБ на основе ЯЭРДУ. В результате проведенных исследований и анализа полученных результатов установлено, что увеличение ресурса ЯЭУ, а следовательно, и ММБ, с пяти до десяти лет приводит не к ожидаемому снижению, а к увеличению удельной стоимости транспортировки полезного груза на 4–7% в зависимости от оценки затрат на НИОКР (в размере 10–20-кратной стоимости изготовления ЯЭУ) и темпов их увеличения с увеличением ресурса (на 5–10% за каждый дополнительный год).

Список литературы

1. Луна — шаг к технологиям освоения Солнечной системы / Под науч. ред. Легостаева В.П. и Лопоты В.А. М.: РКК «Энергия», 2011.
2. Косенко А.Б., Снявский В.В. Оптимизация параметров многоразового межорбитального буксира с ядерной электроракетной двигательной установкой // Известия РАН. Энергетика. 2009. № 3. С. 140–152.
3. Косенко А.Б., Снявский В.В. Оценка удельной стоимости доставки полезного груза

с поверхности Земли на орбиту назначения транспортной системой с многоразовым электроракетным буксиром // Известия РАН. Энергетика. 2011. № 3. С. 53–64.

4. Снявский В.В. Научно-технический задел по ядерному электроракетному межорбитальному буксиру «Геркулес» // Космическая техника и технологии. 2013. № 3. С. 25–46.

5. Евдокимов Р.А., Косенко А.Б. Оптимизация электрической мощности термоэмиссионной ЯЭУ в составе межорбитального буксира для различных средств выведения и допустимого времени транспортировки // Сб. Ракетно-космическая техника. Труды. Сер. XII. Королев: РКК «Энергия», 2007. Вып. 1–2. С. 113–119.

6. Грибков А.С., Евдокимов Р.А., Снявский В.В. и др. Многоразовый буксир на основе ЯЭРДУ для эффективного использования в околоземном космосе // Сб. тезисов 1-й конф. МАА–РАКЦ «Космос для человечества». Королев. 2008. С. 61–62.

7. Косенко А.Б., Снявский В.В. Технико-экономическая эффективность использования многоразового межорбитального буксира на основе ядерной электроракетной двигательной установки для обеспечения больших грузопотоков при освоении Луны // Космическая техника и технологии. 2013. № 2. С. 72–84.

8. Семенов Ю.П., Романов С.Ю., Соколов Б.А. и др. Результаты работ РКК «Энергия» по ядерным энергетическим и электроракетным двигательным установкам для решения транспортно-энергетических задач в космосе // Сб. Ядерная энергетика в космосе. М.: Изд. НИКИЭТ, 2005. Т. 1. С. 52–67.
Статья поступила в редакцию 26.09.2014 г.

References

1. Luna — shag k tekhnologiyam osvoeniya Solnechnoi sistemy [The Moon as a step towards Solar System exploration technologies]. *Sci. eds. Legostaev V.P., Lopota V.A. Moscow, RKK «Energiya» publ., 2011. 584 p.*
2. Kosenko A.B., Sinyavskiy V.V. *Optimizatsiya parametrov mnogorazovogo mezhorbital'nogo buksira s yadernoi elektroraketnoi dvigatel'noi ustanovkoi* [Optimizing parameters of a reusable orbital transfer vehicle based on a nuclear electric propulsion system]. *Izvestiya RAN. Energetika, 2009, no. 3, pp. 140–152.*
3. Kosenko A.B., Sinyavskiy V.V. *Otsenka udel'noi stoimosti dostavki poleznogo gruzha s poverkhnosti Zemli na orbitu naznacheniya transportnoi sistemoi s mnogorazovym elektroraketnym buksiro* [An estimate of a unit cost of payload delivery from Earth surface to the target orbit using a transportation system with reusable electric propulsion tug]. *Izvestiya RAN. Energetika, 2011, no. 3, pp. 53–64.*
4. Sinyavskiy 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. 25–46.*
5. Evdokimov R.A., Kosenko A.B. *Optimizatsiya elektricheskoi moshchnosti termoemissionnoi YaEU v sostave mezhorbital'nogo buksira dlya razlichnykh sredstv vyvedeniya i dopustimogo vremeni transportirovki*

[Optimizing electrical power output of a thermionic nuclear power plant within an orbital transfer vehicle for various launch vehicles and allowed transportation times]. *Sb. Raketno-kosmicheskaya tekhnika. Trudy. Ser. XII. Korolev: RKK «Energiya» publ., 2007, issue 1–2, pp. 113–119.*

6. Gribkov A.S., Evdokimov R.A., Sinyavskiy V.V. et al. *Mnogorazovyy buksir na osnove YaERDU dlya effektivnogo ispol'zovaniya v okolozemnom kosmose* [Reusable nuclear-powered electrical-propulsion-based space tug for efficient use in near-Earth space]. *Sb. tezisov 1 konf. MAA–RAKTS «Kosmos dlya chelovechestva». Korolev, 2008, pp. 61–62.*

7. Kosenko A.B., Sinyavskiy V.V. *Tekhniko-ekonomicheskaya effektivnost' ispol'zovaniya mnogorazovogo mezhorbital'nogo buksira na osnove yadernoi elektroraketnoi dvigatel'noi ustanovki dlya obespecheniya bol'shikh gruzopotokov pri osvoenii Luny* [Technical and economic efficiency of employing a reusable space tug based on a nuclear electric propulsion system to support intensive cargo traffic for lunar exploration]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii, 2013, no. 2, pp. 72–84.*

8. Semenov Yu.P., Romanov S.Yu., Sokolov B.A. et al. *Rezultaty rabot RKK «Energiya» po yadernym energeticheskim i elektroraketnym dvigatel'nyim ustanovkam dlya resheniya transportno-energeticheskikh zadach v kosmose* [The results of work of RSC Energia on nuclear and electrical propulsion systems to address the transportation and power-generation problems in space]. *Sb. Yadernaya energetika v kosmose. Moscow, NIKIET publ., 2005, vol. 1, pp. 52–67.*

ТЕМАТИЧЕСКИЙ УКАЗАТЕЛЬ
ЖУРНАЛА «КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА И ТЕХНОЛОГИИ»

ЗА 2013 (№1–3)–2014 гг. (№ 4–7)

**Стратегия и перспективы развития
космической техники и технологий**

Легостаев В.П., Лопота В.А., Синявский В.В. Перспективы и эффективность применения космических ядерно-энергетических установок и ядерных электроракетных двигательных установок. 1, 4–16

Легостаев В.П., Марков А.В., Сорокин И.В. Целевое использование Российского сегмента Международной космической станции: значимые научные результаты и перспективы. 2, 3–19

Радугин И.С. Проект экономически-эффективной системы средств выведения среднего и тяжелого классов для запусков элементов перспективной пилотируемой транспортной системы с космодрома «Восточный». 3, 3–14

Брюханов Н.А., Легостаев В.П., Лобыкин А.А., Лопота В.А., Сизенцев Г.А., Синявский В.В., Сотников Б.И., Филиппов И.М., Шевченко В.В. Использование ресурсов Луны для исследования и освоения Солнечной системы в XXI веке. 1(4), 3–15

Алиев В.Г., Легостаев В.П., Лопота В.А. Создание и пятнадцатилетний опыт эксплуатации ракетно-космической системы «Морской старт». 2(5), 3–14

Кузнецов В.Д. Космическая погода и риски космической деятельности. 3(6), 3–14

**Баллистика, аэродинамика,
механика полета, прочность,
исследование космоса**

Верховцева Т.И., Гаврелюк О.П., Заборский С.А., Мовчан А.А., Панчуков А.А., Улыбышев Ю.П., Шибяев И.М. Баллистика программы «Морской старт». 1, 16–26

Беляев М.Ю., Матвеева Т.В., Монахов М.И., Рулев Д.Н., Сазонов В.В., Цветков В.В. Определение вращательного движения кораблей «Прогресс» по данным измерений угловой скорости и тока солнечных батарей. 2, 19–33

Беляев М.Ю., Волков О.Н., Рябуха С.Б. Микровозмущения на Международной космической станции. 3, 14–25

Алексеев П.А., Ехлаков И.А., Овчаренко М.К., Пышко А.П. О возможности пуска реактора на орбите за счет источника нейтронов, формируемого космическим излучением. 1(4), 15–22

Дядькин А.А. Аэрогазодинамика ракетно-космического комплекса «Морской старт». 2(5), 14–32

Кузнецов В.К., Петров Н.К. Выбор условий нагружения ракеты космического назначения «Зенит-3SL» в составе комплекса «Морской старт». 2(5), 32–40

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. 3(6), 14–22

Бабаков А.В., Белошицкий А.В., Гайдаенко В.И., Дядькин А.А. Расчет методом потоков структуры течения и аэрогазодинамических характеристик при отделении лобового теплозащитного экрана от возвращаемого аппарата. 4(7), 3–9

Андреев В.Н., Боровков А.И., Войнов И.Б., Дроздов С.М., Дядькин А.А., Казаков М.И., Казаков М.Н., Михайлов М.В. Особенности аэрогазодинамики отделяемого головного блока системы аварийного спасения с работающими двигательными установками. 4(7), 10–20

**Создание, целевое использование
и эксплуатация пилотируемых аппаратов
и комплексов**

Диденко А.Ф., Помпушко А.З. Обобщенная функция распределения срока службы приборов и агрегатов орбитальных станций. 1, 26–32

Беляев Б.И., Беляев М.Ю., Десинов Л.В., Роговец А.В., Рязанцев В.В., Сармин Э.Э., Сосенко В.А. Летная отработка исследовательской аппаратуры «Фотоспектральная система» на борту Российского сегмента МКС. 1(4), 22–29

Бидеев А.Г., Карбовничий В.П., Майоров И.В., Новиков А.Л., Скобелев П.О., Сычева М.В. Метод адаптивного планирования грузопотока в интерактивной мультиагентной системе

расчета программы полета, грузопотока и ресурсов Российского сегмента Международной космической станции. 1(4), 29–39

Беляев М.Ю., Легостаев В.П., Матвеева Т.В., Монахов М.И., Рулев Д.Н., Сазонов В.В. Отработка методов проведения экспериментов в области микрогравитации в автономном полете грузового корабля «Прогресс-М-20М». 3(6), 22–33

Антонова Н.П., Брюханов Н.А., Четкин С.В. Средство посадки перспективного транспортного корабля нового поколения. 4(7), 21–30

Создание и эксплуатация космических автоматических аппаратов, комплексов и систем

Пантенков Д.Г., Гусаков Н.В. Компьютерное моделирование активной фазированной антенной решетки. 1, 32–38

Старовойтов Е.И., Савчук Д.В. Исследование и оптимизация применения уголкового отражателя для локации космических объектов. 1, 38–44

Ковтун В.С. Анализ сложного процесса управления расходом топлива геостационарного космического аппарата «Ямал». 2, 33–42

Синявский В.В. Научно-технический задел по ядерному электроракетному межорбитальному буксиру «Геркулес». 3, 25–46

Королёв Б.В. Технология работы космической оптической линии связи для повышения оперативности управления и получения информации потребителем в процессе функционирования космических средств. 1(4), 39–48

Платонов В.Н. О точности стабилизации космического аппарата дистанционного зондирования Земли без использования информации инерциальных датчиков. 3(6), 33–39

Зубов Н.Е., Савчук Д.В., Старовойтов Е.И. Оптимизация массы и энергопотребления лазерных локационных систем для управления сближением и стыковкой космических аппаратов. 3(6), 39–43

Безмозгий И.М., Казакова О.И., Софинский А.Н., Чернягин А.Г. Отработка вибропрочности автоматического космического аппарата дистанционного зондирования Земли. 4(7), 31–40

Средства выведения, космические транспортные системы, двигатели, двигательные и энергетические установки

Кокушкин В.В., Петров Н.К., Борзых С.В., Яськов В.В. Разработка и моделирование процессов отделения крупногабаритных ракетно-космических блоков. 1, 44–56

Островский В.Г., Смоленцев А.А., Соколов Б.А., Черашев Д.В. Электроракетная двигательная установка на основе двигателей с замкнутым дрейфом электронов на иоде. 2, 42–53

Евдокимов Р.А., Фадеев А.С. Математические модели энергодвигательного комплекса системы транспортно-технического обеспечения для развертывания и обслуживания орбитальной группировки космических аппаратов. 2, 53–66

Смоленцев А.А., Соколов Б.А., Туманин Е.Н. Длительное хранение жидкого кислорода в баке объединенной двигательной установки орбитального корабля «Буран». 3, 46–57

Матренин В.И., Овчинников А.Т., Поспелов Б.С., Соколов Б.А., Стихин А.С. От энергетике орбитального корабля «Буран» к энергетике космических кораблей и станций. 3, 57–66

Бойкачев В.Н., Гусев Ю.Г., Жасан В.С., Ким В.П., Мартынов М.Б., Мурашко В.М., Нестерин И.М., Пильников А.В., Попов Г.А. О возможности создания электроракетной двигательной установки мощностью 10..30 кВт на базе двухрежимного двигателя СПД-140Д. 1(4), 48–60

Гуртовой А.А., Лобов С.Д., Рачук В.С., Шостак А.В. Работы КБ химавтоматики по созданию кислородно-водородных жидкостных ракетных двигателей. 1(4), 60–67

Филин В.М. Ракета космического назначения «Зенит-3SL» для программы «Морской старт». 2(5), 40–49

Дядькин А.А., Казаков М.И., Лебедев В.И. Разработка и внедрение системы дренирования головной части ракеты космического назначения «Зенит-3SL» морского базирования. 2(5), 49–62

Аверин И.Н., Егоров А.М., Тулицын Н.Н. Особенности построения, экспериментальной отработки и эксплуатации двигательной установки

разгонного блока ДМ-SL комплекса «Морской старт» и пути ее дальнейшего совершенствования. 2(5), 62–74

Задеба В.А. Подтверждение требований к надежности новых модификаций разгонных блоков типа ДМ с учетом результатов эксплуатации прототипов. 3(6), 43–50

Яблочко М.А. Адаптивные алгоритмы аварийной защиты жидкостных ракетных двигателей. 4(7), 42–46

Бортовые и наземные комплексы управления и системы

Платонов В.Н. Одновременное управление движением центра масс и вокруг центра масс при маневрах космических аппаратов на геостационарной и высокоэллиптических орбитах с использованием электроракетных двигателей. 1, 56–66

Вишнеков В.Е., Кравец В.Г. Перспективы использования опыта разработки и эксплуатации системы связи со станцией «Мир» и кораблем «Буран» для Российской сегмента Международной космической станции. 3, 66–74

Зубов Н.Е., Лапин А.В., Микрин Е.А. Стабилизация орбитальной ориентации космического аппарата. 3, 74–82

Зубов Н.Е., Савчук Д.В., Старовойтов Е.И. Анализ возможностей, оптимизация массы и энергопотребления лазерного высотомера для управления спуском с окололунной орбиты. 1(4), 67–75

Бровкин А.Г., Кравец В.Г. Автоматическая посадка беспилотного многоразового орбитального корабля «Буран». 1(4), 75–86

Кравец В.Г. Особенности контроля и управления полетом ракеты космического назначения по программе «Морской старт». 2(5), 74–87

Гаврелюк О.П., Кутцова И.В. Траектория выведения, система управления разгонного блока и точность выведения космического аппарата по программе «Морской старт». 2(5), 87–93

Белоногов О.Б., Попов Д.Н. Разработка и исследование полигармонического метода автоинтегрирования для расчета амплитудно-фазовых частотных характеристик динамических объектов и систем управления. 3(6), 50–57

Ковтун В.С., Строченкин А.В., Фролов В.Н. Выбор оптимальных вариантов маршрутов съемок для космической системы дистанционного зондирования Земли. 3(6), 57–64

Савчук Д.В., Старовойтов Е.И. Характеристики бортовых лазерных локационных систем и уголкового отражателя для увеличения дальности измерений до 2 000 км при сближении космических аппаратов. 4(7), 47–53

Системы терморегулирования и жизнеобеспечения.

Жизнедеятельность космонавтов

Гузенберг А.С., Романов С.Ю., Телегин А.А., Юргин А.В. Разработка международного стандарта по системам обеспечения жизнедеятельности в космическом полете. 1, 66–79

Дядькин А.А., Симакова Т.В. Выбор устройств подачи термостатирующего воздуха в головные отсеки ракет-носителей. 2, 66–72

Басов А.А., Клочкова М.А., Махин И.Д. О возможности использования технологии «холодного» газодинамического напыления теплопроводного порошкового материала для обеспечения теплового контакта между элементами конструкции. 3(6), 64–71

Материалы, производство и технологии изделий РКТ

Морковин А.В., Плотников А.Д., Борисенко Т.Б. Теплоносители для внутренних контуров систем терморегулирования пилотируемых космических аппаратов. 1, 79–87

Межин В.С., Обухов В.В. Практика применения модальных испытаний для целей верификации конечно-элементных моделей конструкции изделий ракетно-космической техники. 1(4), 86–92

Аккуратов И.Л., Алямовский А.И., Давыдов Д.Я., Запрудной Д.М., Копыл Н.И., Сеньковский А.Н., Чернявский А.Г. Опыт разработки и изготовления корпусных элементов оптоэлектронного модуля космического аппарата из композиционных материалов. 1(4), 92–100

Безмозгий И.М., Софинский А.Н., Чернягин А.Г. Моделирование в задачах вибропрочности конструкций ракетно-космической техники. 3(6), 71–81

Махин И.Д., Носачев С.Н., Усов П.А. Особенности применения технологии автоматической импульсной лазерной сварки при изготовлении герметичных корпусов приборов с радиусными углами из слоистых композиционных материалов. 4(7), 54–61

Бронз А.В., Ефремов В.И., Плотников А.Д., Чернявский А.Г. Сплав 1570С – материал для герметичных конструкций перспективных многоразовых изделий РКК «Энергия». 4(7), 62–67

Махин И.Д., Николаев В.В., Петровичев П.С. Исследование свариваемости сплавов В-1469 и 01570С с использованием электронно-лучевой сварки применительно к конструкции перспективного пилотируемого корабля. 4(7), 68–75

**Бизнес, экономика и менеджмент
космической деятельности,
управление проектами и кадрами,
информационные технологии,
международная деятельность**

Косенко А.Б., Синявский В.В. Техно-экономическая эффективность использования многоразового межорбитального буксира

на основе ядерной электроракетной двигательной установки для обеспечения больших грузопотоков при освоении Луны. 2, 72–84

Великоиваненко В.И., Гусаков Н.В., Пантенков Д.Г., Соколов В.М. Упрощенный алгоритм построения вероятностной модели оценки степени рисков инновационных проектов. 3(6), 81–89

Бескровная И.А., Евдокимов Р.А., Кириаш П.М., Ковалев И.И., Тугаенко В.Ю. Сравнительная оценка технико-экономической эффективности использования солнечных и ядерных энергетических установок в составе лунной базы. 4(7), 76–88

Косенко А.Б., Синявский В.В. Влияние ресурса ядерно-энергетической установки многоразового межорбитального электроракетного буксира на удельную стоимость транспортировки единицы массы полезного груза. 4(7), 89–95

В порядке дискуссии

Сизенцев Г.А. Космическая техника и технологии в создании системы для управления глобальным климатом Земли. 3, 82–95

**АВТОРСКИЙ УКАЗАТЕЛЬ
ЖУРНАЛА «КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА И ТЕХНОЛОГИИ»
ЗА 2013–2014 гг. (№ 1–4(7))**

А
Аверин И.Н., 2(5), 62
Аккуратов И.Л. 1(4), 92
Алабова Н.П. 3(6), 14
Алексеев П.А. 1(4), 15
Алиев В.Г. 2(5), 3
Алямовский А.И. 1(4), 92
Антонова Н.П. 4(7), 21
Б
Бабаков А.В. 4(7), 3
Басов А.А. 3(6), 64
Безмозгий И.М. 3(6), 71; 4(7), 31
Белоногов О.Б. 3(6), 50
Белошицкий А.В. 4(7), 3
Беляев М.Ю. 2, 19;
3, 14; 1(4), 22; 3(6), 22
Беляев Б.И. 1(4), 22
Бескровная И.А. 4(7), 76
Бидеев А.Г. 1(4), 29
Бойкачев В.Н. 1(4), 48
Борзых С.В. 1, 44

Борисенко Т.В. 1, 79
Бровкин А.Г. 1(4), 75
Бронз А.В. 4(7), 62
Брюханов Н.А. 1(4), 3;
3(6), 14; 4(7), 21
В
Великоиваненко В.И. 3(6), 81
Верховцева Т.И. 1, 16
Вишнеков В.Е. 3, 66
Волков О.Н. 3, 14
Г
Гаврелюк О.П. 1, 16; 2(5), 87
Гузенберг А.С. 1, 66
Гайдаенко В.И. 4(7), 3
Гуртовой А.А. 1(4), 60
Гусаков Н.В. 1, 32; 3(6), 81
Гусев Ю.Г. 1(4), 48
Д
Давыдов Д.Я. 1(4), 92
Десинов Л.В. 1(4), 22
Диденко А.Ф. 1, 26

Дядькин А.А. 2, 66; 2(5), 14;
2(5), 49; 3(6), 14; 4(7), 3;
4(7), 10
Е
Евдокимов Р.А. 2, 53; 4(7), 76
Егоров А.М. 2(5), 62
Ефремов В.И. 4(7), 62
Ехлаков И.А. 1(4), 15
Ж
Жасан В.С. 1(4), 48
З
Заборский С.А. 1, 16
Задеба В.А. 3(6), 43
Запруднов Д.М. 1(4), 92
Зубов Н.Е. 3, 74; 1(4), 67;
3(6), 39
К
Казаков М.И. 2(5), 49; 4(7), 10
Казаков М.Н. 4(7), 10
Казакова О.И. 4(7), 31
Карбовничий В.П. 1(4), 29

- Ким В.П. 1(4), 48
Кинаш П.М. 4(7), 76
Клочкова М.А. 3(6), 64
Ковалев И.И. 4(7), 76
Ковтун В.С. 2, 33; 3(6), 57
Кокушкин В.В. 1, 44
Копыл Н.И. 1(4), 92
Королев Б.В. 1(4), 39
Косенко А.Б. 2, 72; 4(7), 89
Кравец В.Г. 3, 66; 1(4), 75;
2(5), 74
Крылов А.Н. 3(6), 14
Кузнецов В.Д. 3(6), 3
Кузнецов В.К. 2(5), 32
Купцова И.В. 2(5), 87
- Л**
Лалин А.В. 3, 74
Лебедев В.И. 2(5), 49
Легостаев В.П. 1, 4; 2, 3;
1(4), 3; 2(5), 3; 3(6), 22
Лобов С.Д. 1(4), 60
Лобыкин А.А. 1(4), 3
Лопота В.А. 1, 4; 1(4), 3; 2(5), 3
- М**
Майоров И.В. 1(4), 29
Марков А.В. 2, 3
Мартынов М.Б. 1(4), 48
Матвеева Т.В. 2, 19; 3(6), 22
Матренин В.И. 3, 57
Махин И.Д. 3(6), 64; 4(7), 54;
4(7), 68
Микрин Е.А. 3, 74
Михайлов М.В. 4(7), 10
Мовчан А.А. 1, 16
Монахов М.И. 2, 19; 3(6), 22
Морковин А.В. 1, 79
Мурашко В.М. 1(4), 48
- Н**
Нестерин И.М. 1(4), 48
Николаев В.В. 4(7), 68
Носачев С.Н. 4(7), 54
- О**
Обухов В.В. 1(4), 86
Овчаренко М.К. 1(4), 15
Овчинников А.Т. 3, 57
Островский В.Г. 2, 42
- П**
Пантенков Д.Г. 1, 32; 3(6), 81
Панчуков А.А. 1, 16
Петров Н.К. 1, 44; 2(5), 32
Петровичев П.С. 4(7), 68
Пильников А.В. 1(4), 48
Платонов В.Н. 1, 56; 3(6), 33
Плотников А.Д. 1, 79; 4(7), 62
Помпушко А.З. 1, 26
Попов Г.А. 1(4), 48
Попов Д.Н. 3(6), 50
Поспелов Б.С. 3, 57
Пышко А.П. 1(4), 15;
- Р**
Радугин И.С. 3, 3
Рачук В.С. 1(4), 60
Роговец А.В. 1(4), 22
Романов С.Ю. 1, 66
Рулев Д.Н. 2, 19; 3(6), 22
Рябуха С.В. 3, 14
Рязанцев В.В. 1(4), 22
- С**
Савчук Д.В. 1, 38; 1(4), 67;
3(6), 39; 4(7), 47
Сазонов В.В. 2, 19; 3(6), 22
Сармин Э.Э. 1(4), 22
Сеньковский А.Н. 1(4), 92
Сизенцев Г.А. 3, 82; 1(4), 3
Симакова Т.В. 2, 66; 3(6), 14
Синявский В.В. 1, 4; 2, 72; 3,
25; 1(4), 3; 4(7), 89
Скобелев П.О. 1(4), 29
Смоленцев А.А. 2, 42; 3, 46
Соколов Б.А. 2, 42; 3, 46; 3, 57
Соколов В.М. 3(6), 81
Сорокин И.В. 2, 3
- Сосенко В.А. 1(4), 22**
Сотников Б.И. 1(4), 3
Софинский А.Н. 3(6), 71;
4(7), 31
Старовойтов Е.И. 1, 38; 1(4),
67; 3(6), 39; 4(7), 47
Стихин А.С. 3, 57
Строченкин А.В. 3(6), 57
Сычева М.В. 1(4), 29
- Т**
Телегин А.А. 1, 66
Тугаенко В.Ю. 4(7), 76
Туманин Е.Н. 3, 46
Тупицын Н.Н. 2(5), 62
- У**
Улыбышев Ю.П. 1, 16
Усов П.А. 4(7), 54
- Ф**
Фадеев А.С. 2, 53
Филин В.М. 2(5), 40
Филиппов И.М. 1(4), 3
Фролов В.Н. 3(6), 57
- Ц**
Цветков В.В. 2, 19
- Ч**
Черашев Д.В. 2, 42
Чернявский А.Г. 1(4), 92;
4(7), 62
Чернягин А.Г. 3(6), 71; 4(7), 31
Четкин С.В. 4(7), 21
- Ш**
Шевченко В.В. 1(4), 3
Шибяев И.М. 1, 16
Шостак А.В. 1(4), 60
- Ю**
Юргин А.В. 1, 66
- Я**
Яськов В.В. 1, 44
Яблочко М.А. 4(7), 42

Издатель

Четырежды ордена Ленина,
ордена Октябрьской Революции
ОАО «Ракетно-космическая
корпорация “Энергия” им. С.П. Королёва»

Научный редактор

Синявский В.В.

Редакторская группа

Черных О.А.
Лосикова А.А.

Технический редактор

Бушуева Е.С.

Дизайн и верстка

Кузнецова Т.В.

Разработка макета и дизайн обложки

Алексеева Т.А.
Колесникова М.В.
Милехин Ю.Н.
Осипова М.С.
Паук Е.В.

Фотограф

Григоренко Н.А.

Перевод

Сектор переводов контрактной
документации РКК «Энергия»

Адрес редакции

Ул. Ленина, 4А, г. Королёв,
Московская область, Россия, 141070
Тел. 8(495)513-87-46
E-mail: ktt@rsce.ru
<http://www.energia.ru/ktt/index.html>
Подписной индекс 40528

Дата выхода в свет 30 III, VI, IX, XII мес.

Подписано в печать 01.12.2014. Формат 60×84/8.

Бумага мелованная. Цифровая печать.

Объем 12,25 печ.л. Тираж 250 экз. Заказ № 2621

Отпечатано с готового оригинал-макета
в типографии ОАО «РКК “Энергия” им. С.П. Королёва»