# КОСМИЧЕСКАЯ 4( ТЕХНИКА И ТЕХНОЛОГИИ 2

### Научно-технический журнал

Журнал выходит ежеквартально

**Главный редактор** академик РАН **Микрин Е.А**. Выпускается с 2013 г. Заместители главного редактора

дтн, профессор **Синявский В.В**.

член-корреспондент РАН Соловьев В.А.,

Редакционная коллегия

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

### СОДЕРЖАНИЕ

### АЭРОДИНАМИКА И ПРОЦЕССЫ ТЕПЛООБМЕНА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

### ТЕПЛОВЫЕ, ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ И ЭНЕРГОУСТАНОВКИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

### КОНТРОЛЬ И ИСПЫТАНИЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ И ИХ СИСТЕМ

### ДИНАМИКА, БАЛЛИСТИКА, УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

### СИСТЕМНЫЙ АНАЛИЗ, УПРАВЛЕНИЕ И ОБРАБОТКА ИНФОРМАЦИИ

#### <u>Учредитель</u>

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

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

Электронную версию журнала «Космическая техника и технологии» можно найти на сайте http://www.energia.ru/ktt/index.html 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 4(11)AND TECHNOLOGY2015October - December

Scientific and Technical Journal

Published quarterly Editor-in-chief RAS academician Mikrin E.A. Published since 2013 Deputy Editors-in-chief RAS Corresponding member Soloviev V.A., Dr.Sci.(Eng.), Professor Sinyavskiy V.V.

Editorial Advisory Board

 Dr.Sci.(Phys.-Math.) Alekseev A.K., RAS Corr. member Alifanov O.M., RAS academician Anfimov N.A., Dr.Sci.(Eng.), Professor Belyaev M.Yu., Dr.Sci.(Eng.), Professor 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.(Eng.) Mukhamedieva L.N., RAS academician Peshekhonov V.G., Dr.Sci.(Eng.) Platonov V.N., RAS academician Popov G.A., Dr.Sci.(Eng.), Professor Rachuk V.S., Dr.Sci.(Eng.), Professor Salmin V.V., Dr.Sci.(Eng.), Professor Sapozhnikov S.B., Dr.Sci. (Eng.), Professor Sokolov B.A., Dr.Sci.(Eng.) Sorokin I.V., Dr.Sci.(Eng.) Ulybyshev Yu.P., RAS academician Fedorov I.B., Dr.Sci.(Eng.), Professor Filin V.M., Dr.Sci.(Eng.), Professor Chvanov V.K., Dr.Sci.(Eng.), Professor Yarygin V.I.

### CONTENTS

### FLYING VEHICLES AERODYNAMICS AND HEAT EXCHANGE PROCESSES

#### FLYING VEHICLES THERMAL, ELECTRIC PROPULSION ENGINES AND POWER GENERATING SYSTEMS

Ganzburg M.F., Kropotin S.A., Murashko	V.M.,	Popov	A.N.,	Sevast'yanov N.N., Smolentsev A.A.,	
Sokolov A.V., Sokolov B.A., Sukhov Yu.I.	Results	of ten	years	of operation of electric thrusters within	
two telecommunication spacecrafts Yamal-200 i	n geosta	tionary	orbit		25

#### CHECKING AND TESTING FLYING VEHICLES AND THEIR SYSTEMS

### FLYING VEHICLES DYNAMICS, TRAJECTORY AND MOTION CONTROL

### SYSTEMS ANALYSIS, CONTROL AND DATA PROCESSING

#### <u>Founder</u>

S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia
The journal is registered with the Russian Federal Surveillance Service for Mass
Media and Communications.
Certificate ПИ №ФС 77-53991 dated May 8, 2013.
© S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia
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 electronic version of our journal Space Engineering and Technology can be found at http://www.energia.ru/ktt/index.html

#### 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

### ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ И АНАЛИЗ СТРУКТУРЫ ТЕЧЕНИЯ ОКОЛО ВОЗВРАЩАЕМОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С РАБОТАЮЩИМИ РЕАКТИВНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ ВБЛИЗИ ПОСАДОЧНОЙ ПОВЕРХНОСТИ

© 2015 г. Бабаков А.В.<sup>2</sup>, Белошицкий А.В.<sup>1</sup>, Гайдаенко В.И.<sup>2</sup>, Дядькин А.А.<sup>1</sup>

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

<sup>2</sup> Институт автоматизации проектирования Российской академии наук (ИАП РАН) 2-я Брестская ул., 19/18, г. Москва, Российская Федерация, 123056, *e-mail: icad@icad.org.ru* 

Рассматриваются результаты численного моделирования течения струй посадочной многосопловой двигательной установки возвращаемого аппарата сегментально-конического типа при взаимодействии с посадочной поверхностью. Рассчитываются как течение растекающихся по поверхности струй, так и индуцированное ими течение вблизи аппарата. Исследования проведены для нескольких расстояний между посадочной поверхностью и возвращаемым аппаратом. Для каждого случая рассчитывалось установившееся решение. Определены время установления течения и величины возмущающих аэродинамических сил, вызванных потоком окружающего воздуха, индуцированным струйным течением. Получена монотонная зависимость этих величин от расстояния до посадочной поверхности. В рассмотренной конфигурации расположения сопел двигательной установки на всех поверхностях возвращаемого аппарата имеется разрежение, и создается сила, уменьшающая тягу двигательной установки в вертикальном направлении. При этом формируется поток газа от струй, направленный в сторону лобовой части аппарата. Проведен расчет при отклонении продольной оси аппарата от вертикали. Получена структура течения, и оценено влияние на аэродинамические характеристики.

Проведено исследование влияния уменьшения тяги двигателей на исследуемые параметры как за счет уменьшения давления в потоке струй, так и за счет уменьшения их поперечного сечения.

Проводится визуализация пространственно-нестационарной структуры потока. Численное моделирование основано на консервативном конечно-разностном методе потоков. Расчеты осуществляются с использованием параллельных алгоритмов, реализованных на суперкомпьютере кластерной архитектуры.

**Ключевые слова:** аэродинамика, струи посадочных двигателей, возвращаемый аппарат, посадочная поверхность, численное моделирование, параллельные алгоритмы, визуализация.

### NUMERICAL SIMULATION AND ANALYSIS OF FLOW PATTERNS NEAR A REENTRY SPACE VEHICLE WITH FIRING ROCKET ENGINES IN THE VICINITY OF THE LANDING SURFACE

Babakov A.V.<sup>2</sup>, Beloshitsky A.V.<sup>1</sup>, Gaydaenko V.I.<sup>2</sup>, Dyad'kin A.A.

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

<sup>2</sup>Institute for Computer-Aided Design, Russian Academy of Sciences (ICAD RAS), 19/18 Vtoraya Brestskaya str., Moscow, 123056, Russian Federation, e-mail: icad@icad.org.ru

The results of the numerical simulation of jets interaction of landing multi-nozzles engine with landing field are presented for recovery capsule of segment-conical form. The diffluent jets flow on landing surface and induced by jets flow near capsule are calculated. The investigations were carried out for several distances between landing surface and capsule. For each case the steady-state was achived. The time for realization steady-state flow and the values of the aerodynamic forces induced by ambient gas fluxes were defined. It was obtained that these values dependence from landing surface distance has monotonic character. In the configuration of engine nozzles under consideration the depression occur on all surfaces of the capsule. The force that deboost the engine thrust in vertical direction has place. In this case the gas flux that directed to capsule front part is formed. The calculations at deviations of the longitudinal capsule axis were realized. The flow structure and the effect on the aerodynamic characteristics were studied. The investigation of the engine thrust decreasing on parameters under consideration was actualized. In this case the engine thrust decreasing was modeling by jets pressure degression as well as the jets cross-section reduction. The visualization of spatial unsteady vortex structure is implemented. The numerical simulation is based on the unsteady finite-difference schemes of the flux method, approximating the conservation laws in integral form. The numerical simulation is carried out on parallel algorithms and realized on cluster multiprocessor systems.

Key words: aerodynamics, recovery capsule, landing engine jets, landing surface, numerical simulations, parallel algorithms, flow 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

BELOSHITSKY Alexander Vasil'evich – 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 PKK «Энергия», e-mail: anatoly.a.dyadkin@rsce.ru DYAD'KIN Anatoly Alexandrovich — Candidate of Science (Engineering), Head of Department at RSC Energia, e-mail: anatoly.a.dyadkin@rsce.ru

### Введение

Современные космические возвращаемые аппараты (ВА) для осуществления мягкой посадки могут использовать посадочные двигатели. Реактивные струи этих двигателей, взаимодействуя с посадочной поверхностью и между собой, образуют сложную картину течения около ВА и на посадочной поверхности. Возникающие аэродинамические силы могут заметно изменять тормозящий эффект двигателей, а на посадочную поверхность при этом оказываются значительные силовое и тепловое воздействия. Учет этих явлений важен при проектировании перспективных образцов космической техники.

Ниже приводятся результаты численного исследования пространственно-нестационарного течения около ВА и посадочной поверхности, вызванного реактивными струями двигателей. Определяются аэродинамические воздействия, действующие на ВА, оценивается воздействие струй на посадочную поверхность.

#### Постановка задачи. Численный метод

Математическое моделирование взаимодействия реактивных струй с посадочной поверхностью и ВА осуществляется на основе нестационарной модели невязкого сжимаемого газа. Используемая математическая модель позволяет моделировать крупномасштабные вихревые структуры.

Численное моделирование осуществляется на основе конечно-разностных схем консервативного метода потоков [1, 2], сущность которого состоит в аппроксимации интегральной формы записи законов сохранения. При численном моделировании использованы параллельные алгоритмы [3, 4]. Этот метод использовался авторами для анализа течения при отделении лобового теплозащитного экрана [5]. Расчеты выполнены на вычислительном комплексе кластерной архитектуры Межведомственного суперкомпьютерного центра Российской академии наук (МСЦ РАН).

Рассматривается течение около BA, расположенного неподвижно у посадочной поверхности.

ВА представляет собой тело вращения, состоящее из лобовой сферической поверхности, конической боковой поверхности и донного среза. Положение ВА относительно посадочной поверхности задается расстоянием Н и углом наклона посадочной поверхности α. Используется правосторонняя система координат *ОХҮZ*, связанная с ВА (рис. 1). Меридиональный угол ф отсчитывается от положительного направления оси ОУ по часовой стрелке.

Срезы сопел восьми посадочных двигателей располагаются по кругу на боковой конической поверхности ВА симметрично относительно плоскости ОХҮ. Положение центров сопел определяется расстоянием  $L_a$  и углом  $\phi_a$ . Центры сопел расположены неравномерно по окружности с углами φ<sub>a</sub> = 30; 60; 120; 150; 210; 240; 300; 330°.



Рис. 1. Системы координат: 1 — посадочная поверхность; 2 — сопла; 3 — возвращаемый аппарат

Вектор скорости  $\vec{V}_a$  в струе на срезе сопла, находящего в сечении АА, лежит в плоскости сечения AA и направлен под углом  $\alpha_a = 45^{\circ}$ к плоскости ОХҮ.

Значения геометрических размеров ВА приведены в табл. 1. В дальнейшем используется система единиц СИ.

Таблица 1

#### Геометрические размеры возвращаемого аппарата

<i>L</i> , м	<i>L</i> <sub>1</sub> , м	<i>L</i> <sub><i>a</i></sub> , м	<i>R</i> <sub>0</sub> , м	<i>R</i> <sub>1</sub> , м	<i>R</i> <sub>2</sub> , м	β, °
3,805	0,604	3,032	2,197	4,291	1,035	20

Координаты центра масс ВА ( $X_{IIM}$ ,  $Y_{IIM}$ ,  $Z_{IIM}$ ) принимаются равными

$$X_{\text{IIM}}/L = 0.65; Y_{\text{IIM}}/L = -0.04; Z_{\text{IIM}}/L = 0.$$

Среда рассматривается как двухкомпонентная, химически не взаимодействующая, с различными значениями термодинамических параметров (атмосферный газ с отношением удельных теплоемкостей  $\gamma_h = 1,4$  и газ посадочных двигателей с отношением удельных теплоемкостей  $\gamma_a = 1,33$ ).

Численное моделирование осуществляется для трех режимов (a, b, c) работы посадочных двигателей.

Режим а – это номинальный режим работы посадочных двигателей. В режимах b и с импульсы струй задаются в два раза меньше импульса струй номинального режима. В режиме *b* последнее реализовано за счет уменьшения в два раза плотности газа в струе на срезе сопел по отношению к номинальному режиму, в режиме с уменьшена в два раза площадь поперечного сечения струй по отношению к площади поперечного сечения струй номинального режима.

Параметры атмосферного газа на бесконечности принимались равными:

- давление  $P_{_{g}} = 106,9$  кПа; плотность  $\rho_{_{g}} = 1,24$  кг/м<sup>3</sup>;
- температура  $T_{e} = 300$  К.

Используемые в расчетах значения температуры, скорости и числа Маха в струях на срезе сопел одинаковы для трех режимов работы посадочных двигателей и принимают значения  $T_a = 830$  K;  $V_a = 2.260$  м/с;  $M_a = 3,86$ . Значения плотности  $\rho_a$ , давления  $P_a$  на срезе сопел для трех режимов работы посадочных двигателей приведены в табл. 2. Там же представлены: площадь  $S_a$  поперечного сечения отдельной струи, истекающей из сопла; отношение давления в струях на срезе сопел к давлению в воздухе на бесконечности  $P_a/P_a$ ; скоростной напор в струях на срезе сопел  $q_a = (\rho_a V_a^2)/2$  и значение суммарной силы тяги посадочных двигателей, направленной вдоль отрицательного направления оси OX,

$$F_{xa} = 8S_a \left( \rho_a V_a^2 \cos \alpha_a - \frac{\sin \beta (P_a - P_e)}{\cos \beta \cos \varphi_a \sin \alpha_a - \sin \beta \cos \alpha_a} \right)$$

Таблица 2

Параметры газа на срезе сопел посадочных двигателей

Режим	$\rho_{a}$ , кг/м <sup>3</sup>	<i>Р<sub>а</sub></i> , кПа	$S_a$ , м <sup>2</sup>	$P_a/P_{_{\theta}}$	$q_{a}$ , МПа	<i>F<sub>xa</sub></i> , кН
a	0,524	135,4	7,34.10-3	1,26	1,34	109,4
b	0,262	67,7	7,34.10-3	0,63	0,67	57,8
С	0,524	135,4	3,67.10-3	1,26	1,34	54,7

Отметим, что струи двигателей являются недорасширенными в номинальном режиме и режиме *c*, и перерасширенными — в режиме *b*, когда плотность в струях уменьшена в два раза. Отличием давления на срезе сопел объясняется различие сил тяги в режимах *b* и *c*.

#### Результаты расчетов

В настоящей работе исследовано влияние расстояния *H*, угла α, режима работы посадочных двигателей на структуру потока и аэродинамические силы, действующие на ВА и посадочную поверхность. В расчетах использовались вычислительные сетки, включающие до пяти миллионов расчетных объемов. Фрагмент вычислительной сетки представлен на рис. 2.



Рис. 2. Фрагмент вычислительной сетки

**Структура течения.** При взаимодействии струй с твердой поверхностью возникает сложная пространственно-нестационарная картина течения, В качестве примера на рис. З изображены мгновенные линии тока при  $H = 2R_0$  для двух значений  $\alpha = 0$  и 20° в момент времени  $t = 700R_0/V_a$  (~0,7 с). Установившийся режим течения, определяемый по изменению величин воздействий на аппарат, составляет  $t = 100 \div 200R_0/V_a$  (~0,1 $\div$ 0,2 с).





Рис. 3. Меновенные линии тока,  $H = 2R_o$ ,  $t = 700R_o/V_a$ :  $a - \alpha = 0^\circ; \delta - \alpha = 20^\circ$ 

Аэродинамические характеристики. Ниже приводятся значения аэродинамических характеристик, усредненные на установившемся режиме по достаточно большому промежутку времени. В табл. З приведены значения коэффициента аэродинамической продольной силы  $C_x = -F_x/(q_a S_0)$  и коэффициента момента тангажа  $M_z = m_z/(q_a S_0 L)$  для используемых в расчетах значений H,  $\alpha$ , режимов работы посадочных двигателей. Здесь  $F_x$  — продольная составляющая аэродинамических сил и  $M_z$  — момент тангажа аэродинамических сил, действующих на ВА, в используемой системе координат;  $S_0 = \pi R_0^2 = 15,4 \text{ M}^2$  — площадь миделя ВА.

### Таблица З

Влияние Н, α на аэродинамические коэффициенты

$H/R_0$ $\alpha, \circ$ Режим $C_x \cdot 10^3$ $M_z \cdot 10^3$ 100 $a$ $-0,1571$ $-0,00628$ 610 $a$ $-0,1503$ $0,00171$ 30 $a$ $-0,1317$ $-0,00526$ 310 $a$ $-0,1317$ $-0,00282$ 20 $a$ $-0,1838$ $-0,00282$ 20 $a$ $-0,1820$ $-0,00227$ 220 $a$ $-0,2180$ $0,01010$ 20 $b$ $-0,1834$ $-0,00734$ 20 $c$ $-0,0479$ $-0,00191$ 10 $a$ $-0,0256$ $-0,00199$ 110 $a$ $-0,1787$ $-0,00305$ 115 $a$ $-0,2293$ $-0,00736$ 10 $b$ $-0,1494$ $-0,00596$ 110 $b$ $-0,3291$ $-0,00389$ 110 $c$ $-0,3724$ $0,00110$ 115 $c$ $-0,1312$ $-0,00507$					
$\begin{array}{ c c c c c c c c c c c c c c c c c c c$	$H/R_0$	α,°	Режим	$C_x \cdot 10^3$	$M_{z} \cdot 10^{3}$
$\begin{array}{ c c c c c c c c c c c c c c c c c c c$	10	0	a	-0,1571	-0,00628
$\begin{array}{c ccccccccccccccccccccccccccccccccccc$	6	10	a	-0,1503	0,00171
$\begin{array}{ c c c c c c c c c c c c c c c c c c c$	3	0	a	-0,1317	-0,00526
$\begin{array}{c c c c c c c c c c c c c c c c c c c $	3	10	a	-0,1398	-0,00282
$\begin{array}{ c c c c c c c c c c c c c c c c c c c$	2	0	a	-0,0183	-0,00073
$\begin{array}{ c c c c c c c c c c c c c c c c c c c$	2	10	a	-0,1820	-0,00227
$\begin{array}{c c c c c c c c c c c c c c c c c c c $	2	20	a	-0,2180	0,01010
$\begin{array}{ c c c c c c c c c c c c c c c c c c c$	2	0	b	-0,1834	-0,00734
$\begin{array}{c c c c c c c c c c c c c c c c c c c $	2	0	С	-0,0479	-0,00191
$\begin{array}{c ccccccccccccccccccccccccccccccccccc$	1	0	a	-0,0256	-0,00199
$\begin{array}{ c c c c c c c c c c c c c c c c c c c$	1	10	a	-0,1787	-0,00305
$\begin{array}{c c c c c c c c c c c c c c c c c c c $	1	15	a	-0,2293	-0,00736
$\begin{array}{c ccccccccccccccccccccccccccccccccccc$	1	0	С	-0,0900	-0,00360
$\begin{array}{ c c c c c c c c c c c c c c c c c c c$	1	0	b	-0,1494	-0,00596
$\begin{array}{c ccccccccccccccccccccccccccccccccccc$	1	10	b	-0,3291	-0,00389
$\begin{array}{ c c c c c c c c c c c c c c c c c c c$	1	10	С	-0,1332	-0,00554
1 15 <i>c</i> -0,1312 -0,00507	1	15	b	-0,3724	0,00110
	1	15	С	-0,1312	-0,00507

Из табл. З видно, что во всех рассмотренных случаях аэродинамическая сила, действующая на ВА, направлена вдоль положительного направления оси OX, что приводит к уменьшению эффективности торможения посадочными двигателями. Полученная зависимость коэффициента  $C_x$  от высоты H для углов наклона  $\alpha = 0^\circ$  и  $\alpha = 10^\circ$  при номинальном режиме работы посадочных двигателей показана на рис. 4.



Рис. 4. Зависимость  $C_x$  от высоты  $H/R_o$  при  $\alpha = 0^\circ$ ; 10°. Режим работы двигателей — номинальный Примечание. —  $\alpha = 0^\circ$ ; = = =  $-\alpha = 10^\circ$ .

Видно, что суммарное влияние посадочной поверхности на ВА слабо зависит от  $\alpha$ при больших H и существенно различается для разных значений  $\alpha$  по мере приближения к посадочной поверхности.

Обращает на себя внимание немонотонный характер поведения аэродинамических характеристик в зависимости от расстояния до посадочной поверхности и их качественное различие при наличии угла наклона ВА при расстояниях до посадочной поверхности H, меньших  $3R_0$ .

**Распределения давлений.** На рис. 5 приведены зависимости усредненного по времени коэффициента давления  $C_p = (P - P_e)/q_a$  вдоль





Рис. 5. Зависимость коэффициента давления  $C_p$  от безразмерного расстояния от оси симметрии  $x/R_0$  для  $\alpha = 0^\circ$ и номинального режима работы двигателей:  $a - H = R_0$ ;  $\delta - H = 2R_0$ ;  $b - H = 3R_0$ Примечание.  $1 - \varphi = 0^\circ$ ;  $180^\circ$ ;  $2 - \varphi = 45^\circ$ ;  $225^\circ$ .

Кривая 1 показывает совпадающие зависимости для сечений  $\varphi = 0$ ; 180°, а кривая 2 показывает совпадающие зависимости для сечений  $\varphi = 45$ ; 225°. Центру лобовой сферической поверхности соответствует координата  $x = 1,732R_0$ . Границе между лобовой сферической поверхностью и боковой конической поверхностью соответствует значение  $x = 1,46R_0$ , а центрам сопел двигателей соответствует значение  $x = 1,38R_0$ .

Для всех приведенных на рис. 5 значениях высот H на боковой поверхности и донном срезе (x = 0) в сечениях, проходящих между далеко

разнесенными соплами (кривая 1), давление практически постоянно. На высотах  $H = 2R_0$ ;  $3R_0$  давление близко к давлению воздуха на бесконечности  $P_c$ . При приближении к посадочной поверхности ( $H = R_0$ ) на боковой поверхности и донном срезе появляется разрежение.

В сечениях, находящихся между близко расположенными соплами (кривая 2), наблюдаются заметные отличия давления от постоянного на части боковой поверхности вблизи сопел двигателей. Присутствуют как область разрежения, так и область значительного повышения давления на участке между лобовой сферической поверхностью и соплами двигателей, которые приводят к уменьшению значения  $C_r$ .

В центре лобовой сферической поверхности реализуется максимум давления, превышающий уровень давления на бесконечности  $P_{e}$ , а по периферии — разрежение. При  $H = R_{0}$ величина перепада давлений между этими зонами возрастает приблизительно в два раза по сравнению с  $H = 2R_{0}$ .

Воздействия на посадочную поверхность. Рассмотрим некоторые вопросы взаимодействия реактивных струй с посадочной поверхностью. О структуре течения на посадочной поверхности можно судить по рис. 6, на котором показано расположение струй тормозных двигателей (изображены поверхности постоянного значения температуры и мгновенные линии тока на посадочной поверхности).



Рис. 6. Структура течения и мгновенные линии тока на посадочной поверхности

На рис. 7 приведены мгновенные линии тока на посадочной поверхности для высоты  $H = 2R_0$  и двух углов наклона  $\alpha = 0$  и 20°.

Представление о распределении давления и температуры газа по посадочной поверхности дает рис. 8, на котором показаны усредненные по времени значения коэффициента давления  $C_p$  и безразмерной температуры  $T/T_s$  для высоты  $H = 2R_0$  и углов наклона посадочной поверхности  $\alpha = 0$ ; 10; 20°.

Анализ данных по структуре течения, приведенных на рис. 3, 6, 7, и распределений давления на посадочной поверхности (рис. 8), показывает, что при  $H \leq 3R_0$  и  $\alpha = 0^\circ$  на посадочной поверхности формируется достаточно интенсивный газовый поток, направленный с периферии в сторону центра лобовой поверхности ВА. Его интенсивность возрастает с уменьшением Н. На периферийной части лобовой поверхности ВА возникает зона разрежения, вызванная эжекцией струй. При этом расчеты показали, что при  $H = R_0$  около всего аппарата формируется зона пониженного давления. Баланс этих эффектов определяет величину газодинамической силы, действующей на лобовую поверхность. Так, при  $H = R_0$ в центре лобовой поверхности реализуется максимальное давление, а по периферии минимальное по сравнению со всеми рассмотренными вариантами.





Рис. 7. Меновенные линии тока на посадочной поверхности для  $H = 2R_0$ :  $a - \alpha = 0^\circ$ ;  $\delta - \alpha = 20^\circ$ 



Рис. 8. Распределение по посадочной поверхности коэффициента давления  $C_p$  и относительной температуры  $T/T_a$ , при  $H = 2R_a$ :  $a - \alpha = 0^\circ$ ;  $6 - \alpha = 10^\circ$ ;  $e - \alpha = 20^\circ$ 

Структура течения существенно меняется при наличии угла наклона α. При α = 10° практически исчезают возвратные потоки струй в сторону лобовой поверхности аппарата.

Максимальные значения усредненных по времени коэффициентов давления  $C_p$  и относительной температуры газа  $T/T_e$  у посадочной поверхности для различных значений Hи  $\alpha$  приведены в табл. 4.

Таблица 4

# Максимальные значения $C_p$ и $T/T_s$ на посадочной поверхности

$H/R_0$		1			2			3
α, °	0	10	15	0	10	20	0	10
$C_{p} \cdot 10^{3}$	4,4	6,0	8,0	2,0	3,6	4,5	1,30	1,80
$T/T_{_{\theta}}$	1,8	1,8	1,9	1,5	1,6	1,62	1,34	1,38

Максимальные значения давления и температуры увеличиваются при уменьшении *H* и при увеличении α, когда часть струй двигателей натекает на посадочную поверхность под углом, приближенным к нормали поверхности.

**Влияние характеристик струй.** Представляет интерес отношение продольной аэродинамической силы  $F_x$  к суммарной тяге  $F_{xa}$ . Это отношение показывает, какую часть от реализуемой тяги составляют действующие

на аппарат аэродинамические силы. На рис. 9 сравниваются отношения  $F_x/F_{xa}$  для разных значений H,  $\alpha$  и трех режимов работы двигателей, выделенных разными цветами.



**Рис. 9. Отношение сил**  $F_x/F_{xa}$ :  $1 - H = 2R_o, \alpha = 0^\circ; 2 - H = R_o, \alpha = 0^\circ; 3 - H = R_o, \alpha = 10^\circ; 4 - H = R_o, \alpha = 15^\circ; - номи$ нальный режим работы двигателей; - режим уменьшенной плотности газа в струе; - режим уменьшенного поперечного сечения струи

В приведенных вариантах расчетов аэродинамические силы направлены в сторону, противоположную силе тяги, т. е. уменьшают силу, тормозящую ВА. Минимальная «потеря тяги» наблюдается в случае работы двигателей в номинальном режиме, увеличивается с ростом  $\alpha$  и не превышает 4,5%. Максимальная «потеря тяги» достигает 6,5% и наблюдается в режиме *b* работы двигателей, когда плотность газов в струе на срезе сопла в два раза меньше, чем в номинальном режиме. При достаточно больших расстояниях до посадочной поверхности ( $H = 2R_0$ ,  $\alpha = 0^\circ$ ) «потеря тяги» при уменьшенной в два раза плотности газов в струе больше, чем при номинальных значениях и уменьшенной в два раза площади выходного сечения сопла.

Сопоставляя данные для  $H = R_0$  ( $\alpha = 0^\circ$ ) с вариантами для  $H = R_0$  ( $\alpha = 10^\circ$ ) и  $H = R_0$  ( $\alpha = 15^\circ$ ), можно отметить значительное увеличение «потери тяги» на режимах  $\alpha > 0$ , что объясняется отмеченным выше уменьшением интенсивности возвратных течений струйных потоков к лобовой поверхности.

### Заключение

Проведенные расчеты газодинамической структуры течения около ВА с работающими посадочными реактивными двигателями вблизи посадочной поверхности показали, что для исследованной конфигурации расположения двигателей на внешней поверхности ВА в периферийной области лобовой поверхности формируется зона разрежения, величина которого возрастает по мере приближения к посадочной поверхности.

При вертикальном положении ВА над посадочной поверхностью возникают возвратные течения в сторону лобовой поверхности ВА, повышающие давление в ее центре. При отклонении от вертикального положения на 10° и более возвратные потоки практически исчезают.

При работе двигателей на промежуточных режимах тяги, уменьшенной примерно в два раза, струи, истекающие из сопел на режиме перерасширения (плотность газов струи меньше номинального значения в два раза), имеют бо́льшие «потери тяги», чем в варианте с «условным отрывом в сопле», когда площадь струи в выходном сечении сопла меньше номинальной в два раза. Согласно расчетам, характерное время установления газодинамического процесса в рассмотренных вариантах составляет от 0,1 до 0,2 с.

### 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 сжимаемого газа на многопроцессорном вычислительном комплексе // Журнал вычислительной математики и математической физики. 2011. Т. 51. № 2. С. 251–260.

4. Бабаков А.В. Численное моделирование пространственно-нестационарных течений сжимаемого газа на вычислительных комплексах параллельной архитектуры, // Сб. Фрагменты истории и достижения ИАП РАН. Москва. 2011. С. 160–182.

5. 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 аппарата // Космическая техника и технологии. 2014. № 4(7). С. 3–10.

Статья поступила в редакцию 21.01.2015г.

### Reference

1. Belotserkovskii O.M., Severinov L.I. Konservativnyi metod potokov i raschet obtekaniya tela konechnykh razmerov vyazkim teploprovodnym gazom [Conservative method of fluxes and analysis of viscous heat-conducting gas flow over a finite body]. 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. Chislennoe modelirovanie prostranstvenno-nestatsionarnykh techenii szhimaemogo gaza na vychislitel'nykh kompleksakh parallel'noi arkhitektury [Numerical simulation of spatially-nonstationary streams of compressible gas using computer systems with parallel architecture]. In: Fragmenty istorii i dostizheniya IAP RAN. Moscow, 2011. Pp. 160–182.

5. Babakov A.V., Beloshitskii A.V., Gaidaenko V.I., Dyad'kin A.A. Raschet metodom potokov struktury techeniya i aerodinamicheskikh kharakteristik pri otdelenii lobovogo teplozashchitnogo ekrana ot vozvrashchaemogo apparata [Flux method analysis of flow patterns and aerodynamic characteristics during separation of front heat shield from re-entry vehicle]. Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii, 2014, no. 4(7), pp. 3–10.

УДК 621.454.2:621.45.038.23

### ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ОТРАБОТКА КАМЕРЫ СГОРАНИЯ МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНОГО ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ С КИСЛОРОДНЫМ ОХЛАЖДЕНИЕМ КАМЕРЫ: РЕЗУЛЬТАТЫ 2009–2014 ГГ.

© 2015 г. Катков Р.Э.<sup>1</sup>, Лозино-Лозинская И.Г.<sup>2</sup>, Мосолов С.В.<sup>2</sup>, Скоромнов В.И.<sup>1</sup>,

Смоленцев А.А.<sup>1</sup>, Соколов Б.А.<sup>1</sup>, Стриженко П.П.<sup>1</sup>, Тупицын Н.Н.<sup>1</sup>

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

<sup>2</sup> ГНЦ ФГУП «Исследовательский центр имени М.В. Келдыша» (Центр Келдыша) Ул. Онежская, 8, г. Москва, Российская Федерация, 125438, *e-mail: kerc@elnet.msk.ru* 

В работе рассмотрены результаты автономных огневых испытаний опытных камер сгорания создаваемого РКК «Энергия» многофункционального жидкостного ракетного кислородноуглеводородного двигателя 11Д58МФ с охлаждением камеры жидким кислородом без колец завесы внутреннего охлаждения горючим, выполненных в 2009–2014 гг. Конструкция тракта охлаждения камеры разработана с учетом особенностей течения криогенного кислорода, находящегося в сверхкритическом состоянии. На семи экземплярах камер, отличающихся конструкцией, успешно выполнено 27 огневых испытаний. Испытания проводились при различных давлениях в камере сгорания, соотношениях расходов окислителя и горючего, соотношении расходов кислорода на охлаждение и в камеру сгорания. Подтверждены основные проектные параметры камер: величина прироста удельного импульса тяги из-за ликвидации колец завесы охлаждения камеры горючим, подогрев кислорода в тракте охлаждения, а также определен перепад давления в нем. Результаты испытаний камер подтвердили эффективность охлаждения кислородно-углеводородного жидкостного ракетного двигателя криогенным кислородом.

*Ключевые слова:* жидкостный ракетный двигатель, камера сгорания, охлаждение, жидкий кислород, огневые испытания.

### EXPERIMENTAL DEVELOPMENT OF A MULTIFUNCTIONAL LIQUID ROCKET ENGINE WITH OXYGEN-COOLED COMBUSTION CHAMBER: RESULTS OF 2009–2014

Katkov R.E.<sup>1</sup>, Lozino-Lozinskaya I.G.<sup>2</sup>, Mosolov S.V.<sup>2</sup>, Skoromnov V.I.<sup>1</sup>, Smolentsev A.A.<sup>1</sup>, Sokolov B.A.<sup>1</sup>, Strizhenko P.P.<sup>1</sup>, Tupitsyn N.N.<sup>1</sup>

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

 <sup>2</sup> The State Scientific Centre of RF – Federal State Unitary Enterprise Research Centre named after M.V. Keldysh (Keldysh Research Centre)
 8 Onezhskaya str., Moscow, 125438, Russian Federation, e-mail: kerc@elnet.msk.ru

The paper reviews results of stand-alone firing tests on experimental combustion chambers developed at RSC Energia for the multifunctional oxygen-hydrocarbon liquid rocket engine 11D58MF with cooling of the chamber with liquid oxygen without the rings of the inner curtain for cooling with fuel, conducted in 2009–2014. The thrust chamber coolant channels were designed taking into consideration the flow behavior of the supercritical cryogenic oxygen. Seven thrust chamber specimens differing in design successfully passed 27 firing tests. The tests were conducted at different pressures in the combustion chamber, oxidizer-to-fuel ratios and ratios of coolant oxygen to oxygen fed into combustion chamber. Key design parameters of the chambers were verified: the amount of increase in specific impulse due to removal of curtain rings cooling the chamber with fuel, heating of the oxygen in the cooling channel and the pressure drop in it was measured. The results of tests on the chambers confirmed the efficiency of cooling the oxygen-hydrocarbon liquid rocket engine with cryogenic oxygen.

Key words: liquid rocket engine, combustion chamber, cooling, liquid oxygen, firing tests.



КАТКОВ Р.Э.



СМОЛЕНЦЕВ А.А.



ЛОЗИНО-ЛОЗИНСКАЯ И.Г.







мосолов с.в.



СТРИЖЕНКО П.П.



СКОРОМНОВ В.И.



ТУПИЦЫН Н.Н.

КАТКОВ Руслан Эдуардович — главный специалист РКК «Энергия», e-mail: ruslan.katkov@rsce.ru КАТКОV Ruslan Eduardovich — Chief Specialist at RSC Energia, e-mail: ruslan.katkov@rsce.ru

ЛОЗИНО-ЛОЗИНСКАЯ Ирина Глебовна — кандидат технических наук, главный специалист Центра Келдыша, e-mail: centr\_keldysha@mail.ru

LOZINO-LOZINSKAYA Irina Glebovna – Candidate of Science (Engineering), Chief Specialist at Keldysh Research Centre, e-mail: centr\_keldysha@mail.ru

МОСОЛОВ Сергей Владимирович — кандидат физико-математических наук, начальник отделения Центра Келдыша, e-mail: mosolov@list.ru

MOSOLOV Sergey Vladimirovich – Candidate of Science (Physics and Mathematics), Head of Division at Keldysh Research Centre, e-mail: mosolov@list.ru

СКОРОМНОВ Владимир Иванович — начальник сектора РКК «Энергия», e-mail: post2@rsce.ru SKOROMNOV Vladimir Ivanovich — Head of Subdepartment at RSC Energia, e-mail: post2@rsce.ru

СМОЛЕНЦЕВ Александр Алексеевич — главный конструктор двигателей, двигательных и энергетических установок РКК «Энергия», e-mail: alexander.smolentsev@rsce.ru SMOLENTSEV Alexander Alekseevich — General Designer of engines, engine and energy plants at RSC Energia, e-mail: alexander.smolentsev@rsce.ru

СОКОЛОВ Борис Александрович — доктор технических наук, профессор, советник Президента РКК «Энергия», e-mail: boris.sokolov@rsce.ru

SOKOLOV Boris Alexandrovich – Doctor of Science (Engineering), Professor, Adviser to the President of RSC Energia, e-mail: boris.sokolov@rsce.ru

СТРИЖЕНКО Павел Петрович — начальник сектора РКК «Энергия», e-mail: pavel.strizhenko@rsce.ru STRIZHENKO Pavel Petrovich — Head of Subdepartment at RSC Energia, e-mail: pavel.strizhenko@rsce.ru

ТУПИЦЫН Николай Николаевич — заместитель начальника отделения РКК «Энергия», e-mail: post2@rsce.ru

 $TUPITSYN\ Nikolay\ Nikolaevich-Deputy\ Head\ of\ Division\ at\ RSC\ Energia,\ e-mail:\ post 2@rsce.ru$ 

### Введение

Актуальной задачей ракетно-космической техники является повышение энергетической эффективности жидкостных ракетных двигателей (ЖРД), особенно для разгонных блоков (РБ) и верхних ступеней ракет-носителей. В настоящее время энергетические характеристики большинства ЖРД традиционных схем близки к предельным. Проектные проработки РКК «Энергия» показали, что эффективность камеры ЖРД для РБ ДМ, использующего экологически чистые компоненты топлива (кислород и углеводородное горючее), можно значительно (приблизительно на 10 кгс. с/кг (98 м/с)) повысить за счет исключения потерь удельного импульса тяги в пустоте, связанных с использованием завес горючего для внутреннего охлаждения огневой стенки.

Традиционно камера сгорания (КС) кислородно-углеводородных ЖРД охлаждается горючим (керосином, синтином и т. д.), однако его охлаждающие способности ограничены: с ростом температуры повышается склонность горючего к коксованию в тракте охлаждения. Именно поэтому часть горючего используется для так называемого внутреннего охлаждения камеры с подачей его через специальные кольца завесы, что приводит к снижению эффективности рабочего процесса в камере сгорания. Альтернативой охлаждению горючим является охлаждение камеры другим компонентом кислородом, имеющим криогенную температуру и хорошие охлаждающие свойства. Кроме того, расход окислителя через ЖРД в 2,5...3 раза больше, чем горючего.

В настоящее время РКК «Энергия» разрабатывает многофункциональный жидкостный ракетный кислородно-углеводородный двигатель 11Д58МФ тягой 5,0 тс (49,0 кН) для РБ и верхних ступеней ракет-носителей. В нем для значительного повышения удельного импульса тяги используется охлаждение камеры жидким кислородом без использования колец внутреннего завесного охлаждения горючим. Проводятся автономные испытания составных частей двигателя 11Д58МФ: камеры сгорания, основного и бустерного турбонасосных агрегатов, газогенератора, агрегатов пневмогидроавтоматики и других.

В статье приведены основные результаты автономных огневых испытаний (ОИ) экспериментальных и опытных камер сгорания, охлаждаемых кислородом. Показано, что выбранная конструкция камер сгорания позволит обеспечить требуемые характеристики эффективности рабочего процесса и надежности охлаждения, заданные в техническом задании на двигатель. Вместе с этим испытания показали, что в условиях отработки на серийном заводе технологии изготовления новых для него камер сгорания для подтверждения стабильности энергетических характеристик и надежности охлаждения необходимы изготовление и проведение уточняющих ОИ нескольких камер сгорания.

# Исторические предпосылки разработки двигателя 11Д58МФ

РКК «Энергия» имеет опыт создания ЖРД с жидким кислородом в качестве охладителя камеры сгорания. В связи с необходимостью разработки для первого в мире РБ (блока Л ракеты космического назначения «Молния») кислородно-керосинового ЖРД в 1959–1960 гг. в ОКБ-1 для исследования возможности охлаждения камеры жидким кислородом были изготовлены восемь экземпляров экспериментальных камер сгорания (ЭКС) [1].

Было проведено 14 испытаний экспериментальных камер, из которых восемь прошли без существенных замечаний. Давление в камере сгорания составляло 25...40 кгс/см<sup>2</sup> (2,45...3,92 МПа), соотношение расходов компонентов топлива  $Km = m_0/m_{\Gamma} \approx 2$ , расход кислорода на охлаждение ≈5 кг/с, давление кислорода на входе в тракт охлаждения ≈95 кгс/см<sup>2</sup> (9,32 МПа). На двух камерах после их изготовления выполнялись отверстия в огневой стенке в районе критического сечения, т. е. была организована искусственная негерметичность тракта охлаждения. Огневые испытания показали живучесть кислородного охлаждения: разрушения материальной части не происходило. Таким образом, экспериментально была доказана возможность охлаждения камеры ЖРД кислородом и показана живучесть камеры при негерметичности тракта охлаждения.

К идее исключения потерь горючего на охлаждение камеры ЖРД вернулись в 2000-х гг. в связи с необходимостью модернизации двигателя 11Д58М для существенного повышения его энергетических характеристик, снижения стоимости изготовления и, в конечном итоге, повышения конкурентоспособности РБ типа ДМ. Анализ конструкции показал, что для этого должны быть исключены потери удельного импульса тяги двигателя, обусловленные затратами горючего в двигателе-прототипе на внутреннее охлаждение камеры через кольца завес. Были проведены ОИ двух полноразмерных двигателей-демонстраторов, изготовленных на базе двигателя 11Д58М с охлаждением камер водой, подтвердившие реальность получения расчетного прироста удельного импульса тяги камеры на 10 кгс. с/кг (98 м/с) при исключении колец завесного охлаждения горючим и соответствующей интенсификации наружного охлаждения.

В дальнейшем исследовалась возможность использования для обеспечения интенсивного наружного охлаждения камеры гелия высокого давления, циркулирующего по замкнутому контуру [2]. Совместно с Конструкторским бюро химавтоматики и Центром Келдыша в 1999–2001 гг. были разработаны эскизные проекты трех вариантов такого двигателя на базе:

- КС двигателя РД-0124;
- КС с тарельчатым соплом;

• глубокой модернизации двигателя 11Д58М путем внедрения гелиевого охлаждения.

По результатам дополнительных проектнорасчетных работ, проведенных РКК «Энергия» и Центром Келдыша [3, 4], было показано, что использование в качестве охладителя криогенного кислорода вместо керосина позволит обеспечить надежное охлаждение КС без использования колец завесного охлаждения.

### Основные характеристики двигателя 11Д58МФ с кислородным охлаждением камеры

В 2008 г. было принято решение о разработке на базе серийного двигателя 11Д58М тягой 8,0 тс (78,5 кН) нового ЖРД 11Д58МФ со следующими параметрами:

• компоненты топлива — кислород и углеводородное горючее;

• тяга — 5,0 тс (49,0 кН);

• геометрическая степень расширения сопла — 500;

 номинальный удельный импульс тяги при использовании в качестве горючего керосина РГ-1 — ≥370 кгс.с/кг (3 630 м/с).

В том же году был выпущен и защищен аванпроект такого двигателя. Схемно-конструктивные решения, внедренные в двигателе 11Д58МФ, используют как имеющийся опыт разработки ЖРД закрытых схем с высокими энергетическими характеристиками и высокой надежностью, так и современные тенденции и перспективные разработки в ракетном двигателестроении.

При разработке двигателя 11Д58МФ был принят принцип его многофункциональности, обеспечивающий:

• возможность создания управляющих усилий не только на активных, но и на пассивных участках полета с использованием основных компонентов топлива РБ;

• управление агрегатами двигателя с использованием собственной автономной системы управления с функцией аварийной защиты;

• снижение минимально допустимого количества компонентов топлива в баках РБ перед последними запусками двигателя за счет введения в состав двигателя оптимизированных внутрибаковых заборных устройств (это позволит расширить круг задач, решаемых РБ).

Высокий удельный импульс тяги обеспечивается щелевой смесительной головкой, аналогичной головке КС двигателя 11Д58М, обеспечивающей хорошую полноту смешения компонентов топлива и, как следствие, высокое значение коэффициента камеры; исключением потерь горючего через кольца завесного охлаждения КС, а также повышением геометрической степени расширения сопла до 500 при снижении тяги с 8,0 тс (78,5 кН) у двигателя-прототипа до 5,0 тс (49,0 кН).

Охлаждение КС ЖРД 11Д58МФ осуществляется жидким кислородом. Для интенсификации охлаждения, как и в двигателепрототипе, используется искусственная шероховатость на дне каналов, нанесенная электроэрозионным способом.

# Расчет коэффициента теплоотдачи к жидкому кислороду

Исследования криогенного кислорода как охладителя показали, что он обладает рядом особенностей, нехарактерных для традиционных охладителей (керосина, диметилгидразина и др.) и заключающихся в значительном изменении теплофизических свойств при нагреве в тракте охлаждения как по длине канала, так и по высоте ребра. На входе в тракт охлаждения он находится в транскритическом состоянии: имеет высокое давление (выше критического, равного 5,043 МПа) и криогенную температуру (ниже критической, равной 154,58 K) [5]. В каналах охлаждения камеры кислород нагревается и переходит из транскритического в сверхкритическое состояние (и давление, и температура выше их критических значений). Этот переход характеризуется значительным изменением теплофизических свойств и ухудшением охлаждающей способности кислорода [6].

Коэффициент теплоотдачи от стенки к охладителю при закритических давлениях охладителя вычислялся по формуле Л.Ф. Фролова [7], разработанной в 1959 г. по заданию ОКБ-1 специально для расчета охлаждения криогенным компонентом:

$$\alpha_{_{_{\mathcal{K}}}} = \frac{\left(\frac{\dot{m}}{f}\right)^{0,8}}{d_{_{\Gamma}}^{0,2}} B_{_{_{\mathcal{K},H}}} - \frac{\frac{4}{9} \left(1 - \left(\frac{\rho_{_{_{\mathcal{K},H}}}}{\rho_{_{_{\mathcal{K}}}}}\right)^{3/2}\right)^2}{\left(1 - \frac{\rho_{_{_{\mathcal{K},H}}}}{\rho_{_{_{\mathcal{K}}}}}\right)^2} + \frac{1}{2} \left(1 - \frac{\rho_{_{_{\mathcal{K},H}}}}{\rho_{_{_{\mathcal{K}}}}}\right)^2}{\left(1 - \frac{\rho_{_{_{\mathcal{K},H}}}}{\rho_{_{_{\mathcal{K}}}}}\right)^2} + \frac{1}{2} \left(1 - \frac{\rho_{_{_{\mathcal{K},H}}}}{\rho_{_{_{\mathcal{K}}}}}\right)^2}\right)^2$$

где  $\alpha_{\rm m}$  — коэффициент теплоотдачи, Вт/(м<sup>2</sup>·K);  $\dot{m}$  — расход, кг/с; f — площадь поперечного сечения, м<sup>2</sup>;  $d_{\rm r}$  — гидравлический диаметр канала тракта охлаждения, м;  $B_{\rm m,m}$  — среднеинтегральное значение комплекса теплофизических свойств кислорода,

$$B_{\rm m, H} = \int_{I_1}^{I_2} B \frac{dI}{I_2 - I_1}$$

 $B = 0,023 (C_p/\mu)^{0.4} \lambda^{0.6}$  — комплекс теплофизических свойств кислорода:  $C_p$  — теплоемкость, Дж/(кг·К);  $\mu$  — вязкость, Па·с;  $\lambda$  — теплопроводность, Вт/(м·К);  $\rho_{x.n}$  — среднеинтегральное значение плотности кислорода,

 $\rho_{\pi}$  — среднемассовая плотность кислорода, кг/м<sup>3</sup>;  $I_1$ ,  $I_2$  — характерные энтальпии кислорода, Дж/кг;  $I_1 = I_{\pi,cp} + 0.25(I_{ct} - I_{\pi,cp});$  $I_2 = I_{ct} - 0.25(I_{ct} - I_{\pi,cp}).$ Здесь энтальпия  $I_{\pi,cp}$  соответствует средне-

Здесь энтальпия  $I_{\rm ж.ср}$  соответствует среднемассовой температуре охладителя в рассматриваемом сечении  $T_{\rm ж}$ , а  $I_{\rm cr}$  — энтальпии охладителя при температуре стенки  $T_{\rm cr.ж}$ .

При теплоотдаче от огневой стенки к охладителю определяющими являются значения параметров кислорода на границе ламинарного подслоя, а значения величин  $\mu$ ,  $\lambda$ ,  $C_p$ и  $\rho$  — осредненные по некоторой области пограничного слоя, охватывающей эту границу. Это особенно необходимо учитывать в тех случаях, когда наблюдаются резкие изменения параметров рабочего тела в пограничном слое, особенно в области транс- и сверхкритического состояния. Учитывая это, параметры кислорода рассчитываются интегрированием в некоторой области, охватывающей границу ламинарного подслоя, которая определяется пределами интегрирования  $I_1, I_2$ .

Следует отметить, что в приведенной выше формуле Л.Ф. Фролова исправлена неточность, допущенная в работе [7], где вместо среднемассовой плотности охладителя  $\rho_{\pi}$  указана плотность охладителя при температуре, равной температуре охлаждающей поверхности.

Свойства кислорода в каждом сечении тракта охлаждения (при средней температуре и при температуре огневой стенки с учетом давления в сечении) рассчитываются по данным справочника [5].

Результаты расчета теплового состояния камеры двигателя 11Д58МФ, проведенного на этапе ее проектирования, показали, что температура огневой стенки не превышает 630 °C [8], что ниже допустимого значения.

Для проверки работоспособности кислородного охлаждения и определения его характеристик были проведены огневые автономные испытания экспериментальных и опытных камер сгорания.

### Особенности проведения автономных огневых испытаний и обработки их результатов

Автономные огневые испытания укороченных камер проводились в основном на стенде Центра Келдыша без использования газодинамической трубы. Особенностью схемы разработанной стендовой установки была независимая подача кислорода в камеру сгорания и тракт охлаждения, что позволило расширить диапазон изменения параметров, определяющих теплообмен и протекание рабочего процесса. В частности, соотношение расходов кислорода в тракт охлаждения и камеру сгорания при проведении испытаний различных КС изменялось от 0,7 до 1,3. Кроме того, имелась возможность в процессе испытания регулировать температуру генераторного газа для оценки ее влияния на рабочий процесс в камере сгорания.

Разработанная методика проведения испытаний обеспечила измерение основных параметров работы:

• давления в камере сгорания (с помощью зонда, установленного в смесительной головке);

• давления и температуры на входе и выходе из тракта охлаждения;

• температуры генераторного газа на входе в смесительную головку;

• объемных расходов горючего, подаваемого в камеру и газогенератор;

• расхода кислорода в камеру и в тракт охлаждения и др.

Обработка результатов ОИ камер включала определение характеристик экономичности, в т. ч. коэффициента камеры —  $\phi_{\kappa}$ , в соответствии с методикой определения удельного импульса тяги [7], а также уточнение методик расчета гидравлического сопротивления тракта охлаждения и тепловых потоков к охлаждающему кислороду.

Коэффициент камеры

$$\varphi_{\rm K} = \frac{C_{\rm excm}}{C_{\rm T}}$$

где  $C_{\rm T}$  — теоретическая характеристическая скорость, рассчитываемая по программе термодинамического расчета [9] по давлению в КС, соотношению расходов компонентов топлива *Кт* и энтальпии компонентов топлива, поступающих непосредственно в КС.

Энтальпия компонентов топлива при расчете  $C_{\rm T}$  вычисляется по температуре жидкого кислорода на входе в газогенератор и температуре горючего на входе в камеру при давлении, равном давлению в КС.

*С*<sub>эксп</sub> — экспериментально определяемая характеристическая скорость:

$$C_{\rm skch} = \frac{P_{\rm k}F_{\rm kp}}{m_{\rm s}} \mu_T \mu_{\delta H} \mu_{CH} + dC_{\rm skch}$$

Здесь  $P_{_{\rm K}}$  — измеренное давление в камере сгорания;  $F_{_{\rm KP}}$  — геометрическая площадь критического сечения камеры сгорания;  $m_{_{\Sigma}}$  — суммарный расход топлива;  $\mu_T$  — коэффициент, определяющий отношение полного давления в конце цилиндра камеры перед сужающейся частью сопла и измеренного давления  $P_{_{\rm K}}$ ;  $\mu_{_{\delta H}}$  — коэффициент, учитывающий толщину вытеснения в критическом сечении камеры на номинальном режиме работы камеры;  $\mu_{CH}$  — коэффициент, учитывающий неравномерность профиля скорости в критическом сечении камеры;  $dC_{_{_{3 \rm KCH}}}$  — поправка, учитывающая потерю тепла из камеры со сбрасываемым в дренаж кислородом-охладителем.

В принятой схеме охлаждения из-за отвода теплоты продуктов сгорания в сбрасываемый поток охлаждающего кислорода суммарная энтальпия топлива, поступающего в камеру, уменьшается на величину  $dH_{\rm KC}$ , обусловленную упомянутой потерей тепла с охлаждающим кислородом. Значение поправки  $dC_{\rm эксп}$ , соответствующей снижению  $C_{\rm эксп}$  из-за этого уменьшения энтальпии топлива, вычислялось как разница теоретических значений  $C_{\rm r}$ , рассчитанных при значениях энтальпий, отличающихся на  $dH_{\rm KC}$ .

### Первый этап отработки кислородного охлаждения камеры: экспериментальные камеры сгорания изготовления Воронежского механического завода и результаты их испытаний

Для полтверждения принятых технических решений по охлаждению камеры жидким кислородом (надежность охлаждения, живучесть камеры, взаимодействие охлаждающего кислорода с материалом внутренней оболочки сопла), а также для определения параметров экономичности на номинальном режиме работы требовалось проведение ОИ. Для этого на Воронежском механическом заводе (BM3) в 2009 г. были изготовлены три ЭКС, отличавшиеся длиной цилиндрического участка камеры: 105 мм у ЭКС № 925 и 926; 52,5 мм у ЭКС № 181. Для упрощения технологии изготовления ЭКС внутренняя оболочка камеры выполнялась цельноточеной с последующим фрезерованием каналов тракта охлаждения. Для обеспечения сборки и пайки с наружной оболочкой в критическом сечении использовались разрезные стальные вкладыши. Выходной диаметр сопла был выбран, исходя из условия обеспечения возможности проводить ее ОИ в земных условиях без применения газодинамической трубы, но с безотрывным истечением продуктов сгорания из сопла. Общий вид ЭКС представлен на рис. 1.

Охладитель подается в коллектор около среза сопла и течет к смесительной головке (схема «противоток»).

Тракт внешнего регенеративного охлаждения образован фрезерованными каналами на бронзовой огневой стенке камеры, их высота по всей длине была выбрана равной 1,5 мм, угол наклона ребер к оси камеры и ширина канала выполнены переменными. В зоне критического сечения угол наклона составляет 7°, увеличиваясь до 30° на цилиндрической части камеры. Число каналов равно 90.

Изготовление камеры новой конструкции на ВМЗ оказалось сопряжено с технологическими трудностями, в особенности в части обеспечения пайки оболочек экспериментальных образцов камеры. В результате ЭКС № 925, ввиду недостатка времени и средств на изготовление полностью кондиционной матчасти, была допущена к ОИ с запаями в одном из каналов тракта охлаждения в виде двух перемычек из припоя на расстоянии 5–7 мм друг от друга. Проведенные расчеты показали, что возможное повышение температуры локального участка огневой стенки в области критического сечения в запаянном канале составляет 150...200 °С по сравнению с каналом без запая [8] (охлаждение канала с запаем, в котором расход охладителя отсутствует, осуществляется двумя соседними каналами благодаря высокой теплопроводности материала огневой стенки).

При рентгеноконтроле ЭКС № 926 после ее изготовления также выявились запаи, которые были высверлены на заводе-изготовителе с последующим восстановлением целостности наружной оболочки камеры сгорания.

При проливке тракта охлаждения ЭКС № 181 водой был отмечен повышенный, по сравнению с ЭКС № 925, 926, перепад давления, что было объяснено замятием (уменьшением высоты) всех каналов охлаждения в процессе изготовления камеры.

ЭКС № 926 и 181 также были допущены к автономным ОИ.

В ноябре-декабре 2009 г. было проведено четыре ОИ ЭКС № 925. При проведении первого ОИ ЭКС № 925 длительностью 10 с на режиме, близком к номинальному, расход криогенного кислорода в охлаждающем тракте камеры уменьшился на ~30% от номинального значения, что привело к определенному повышению температуры огневой стенки камеры.

При осмотре камеры после этого испытания было обнаружено, что в целом огневая стенка и покрытие камеры остались в хорошем состоянии, покрытие не разрушилось и сохранило однородность. Условия проведения испытания и уменьшение расхода кислорода на охлаждение отразились на состоянии огневой стенки камеры на участке с дефектом изготовления охлаждающего тракта: за местом расположения запая, в месте перегрева, появились три сквозных отверстия с неровными краями, размерами 1,0...2,0 мм, расположенные друг за другом.



**Рис. 1. Конструкция экспериментальной камеры сгорания:** 1 – зонд замера давления в камере сгорания; 2 – щелевая смесительная головка; 3 – коллектор подвода кислорода на охлаждение; 4 – тракт охлаждения; 5 – коллектор отвода кислорода

Огневая поверхность на цилиндрической части камеры и дозвуковой части сопла на участке длиной ≈120 мм от головки сохранялась без следов термического воздействия на покрытие стенки с четкими отпечатками от струй горючего из периферийного газового канала. Часть покрытия была унесена, из-за чего местами обнажился основной материал огневой оболочки – медный сплав. Следы обнажения медного сплава отмечены, в основном, в зоне втекания дозвуковой части сопла. Как показало следующее испытание, камера с локальным дефектом и местной потерей герметичности (кислород из тракта охлаждения поступал в огневую полость КС) сохранила свою работоспособность. Несмотря на образование

негерметичности канала тракта охлаждения, было принято решение о проведении второго ОИ длительностью 10 с на режиме, близком к номинальному, которое также прошло успешно. При осмотре после испытания было обнаружено, что размеры трех сквозных отверстий, появившихся при предыдущем испытании, практически не изменились, т. е. развития дефекта и разгара огневой стенки не наблюдалось, что подтвердило живучесть камеры с кислородным охлаждением. Состояние огневой поверхности камеры визуально, при сравнении с предыдущим испытанием, не изменилось. На основании этого можно считать, что охлаждение экспериментальной камеры было достаточно надежным. Указанные повреждения ее огневой поверхности произошли только по причине местного технологического дефекта (запаев канала в охлаждающем тракте в зоне с максимальными тепловыми потоками), а также из-за снижения почти на треть расхода охладителя.

В октябре-декабре 2010 г. на стенде Центра Келдыша были проведены ОИ ЭКС № 181 и 926. Основные принципы построения стендовой установки и формирования программы испытаний были идентичными ОИ ЭКС № 925.

На ЭКС № 181 с длиной цилиндрического участка камеры 52,5 мм было проведено одно ОИ на режиме 60% длительностью 10 с, три ОИ на режиме, близком к номинальному, длительностью одно 30 с и два — по 50 с. Дефектов огневой стенки обнаружено не было, цвет покрытия не изменился. На ЭКС № 181 значения экономичности рабочего процесса, определяемые коэффициентом камеры  $\mu_{\kappa}$ , были значительно (на 4%) ниже, чем у ЭКС № 925, что связано с уменьшением длины цилиндрической части камеры в два раза.

При проведении ОИ ЭКС № 926 длительностью 10 с на режиме, близком к номинальному, расход кислорода на охлаждение был на 15% ниже, чем в камеру, в результате чего образовалась негерметичность каналов тракта охлаждения камеры на сужающейся части сопла (была выявлена после испытания камеры). Образовавшийся дефект огневой стенки в виде двух отверстий и подплавления вокруг них локализовался в ходе испытания, не распространился на критическое сечение сопла и не повлиял на стабильную работу ЭКС, еще раз подтвердив живучесть КС с кислородным охлаждением.

### Второй этап отработки кислородного охлаждения камеры: опытные камеры сгорания изготовления ОАО «Красмаш» и результаты их испытаний

На основании результатов испытаний ЭКС, а также дополнительных проектных и конструкторских проработок, был выпущен и защищен в 2010 г. эскизный проект на многофункциональный двигатель 11Д58МФ. Началась разработка конструкторской документации на основные элементы штатного двигателя (камеру, газогенератор, ампулу пускового горючего, турбонасосного агрегата и т. д.) и подготовка производства двигателя на ОАО «Красмаш» (г. Красноярск).

Была разработана конструкция следующего поколения отработочных камер — опытных камер сгорания (ОКС, рис. 2). В отличие от ЭКС изготовления BM3, для повышения эффективности рабочего процесса в КС в щелевой смесительной головке был в два раза уменьшен расход горючего через торцы каналов и увеличен расход через отверстия, непосредственно подающие горючее в поток окислительного газа. Как показали расчетные работы и дальнейшие испытания, торцы смесительной головки при таком уменьшении расхода горючего через них охлаждаются еще достаточно эффективно. Была изменена конфигурация каналов тракта охлаждения: при сохранении их количества (90 каналов) введена переменная высота ребра, изменены угол наклона ребра и глубина ямок искусственной шероховатости.



**Рис. 2. Конструкция опытной камеры сгорания:** 1 — зонд замера давления в камере сгорания; 2 — щелевая смесительная головка; 3 — коллектор подвода кислорода на охлаждение; 4 — тракт охлаждения; 5 — коллектор отвода кислорода

В 2011 г. ОАО «Красмаш» было изготовлено две ОКС, в 2012 г. — три ОКС, в 2013 г. — еще одна [10]. Все камеры имели свои конструктивные особенности, направленные на исследование и уточнение параметров тракта охлаждения.

Огневые испытания ОКС № 1 (первой камеры изготовления ОАО «Красмаш») были проведены в декабре 2011 г. на стенде Центра Келдыша (рис. 3).



Рис. 3. Опытная камера сгорания, установленная на испытательном стенде

При проведении ОИ ОКС № 1 выявился серьезный дефект защитного покрытия огневой стенки, обусловленный неотработанностью ОАО «Красмаш» технологии его нанесения при изготовлении первой ОКС – множественное очаговое его отслаивание от бронзовой стенки. Большое количество вздутий покрытия было унесено потоком газа с образованием каверн, и обнажилась бронзовая огневая стенка камеры (рис. 4). После третьего ОИ была обнаружена потеря герметичности огневой стенки в виде трех небольших (до 1 мм) сквозных отверстий округлой и продолговатой формы, причиной чего могла являться турбулизация пограничного слоя продуктов сгорания, создаваемая кавернами покрытия.



Рис. 4. Дефекты огневой стенки опытной камеры сгорания № 1

Для определения качества нанесения покрытия, структуры дефектов, а также анализа причин, которые могли привести к образованию негерметичности огневой стенки, было проведено металлографическое исследование образцов, вырезанных из ОКС № 1, на оптическом и сканирующем микроскопах Центра Нанотехнологий ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша».

Общий вид одного из дефектов покрытия, в котором материал частично отслоился, а частично сохранился на огневой стенке, показан на рис. 5.



Рис. 5. Микрофотография дефекта огневой стенки

Поскольку ОКС № 1 являлась первым экземпляром камеры двигателя 11Д58МФ, изготовленным ОАО «Красмаш», результаты металлографического исследования стали основанием для внесения необходимых изменений в технологический процесс нанесения покрытия на огневую стенку камер.

ОКС № 2 и 3 были изготовлены ОАО «Красмаш» в апреле и сентябре 2012 г., соответственно. Огневые испытания на этих ОКС были проведены на стенде РКК «Энергия» в мае и октябре 2012 г. Конструкция ОКС № 2 и 3 практически не отличалась от ОКС № 1, однако по результатам дефектации ОКС № 1 нанесенное ранее на огневую поверхность покрытие было снято. Всего было проведено четыре запуска ОКС № 2 и один запуск ОКС № 3.

К сожалению, при проведении испытаний этих ОКС корректная информация не была получена по стендовым причинам.

Следующая ОКС изготовления ОАО «Красмаш», камера сгорания опытного образца двигателя Э11673 (КС ООД), была изготовлена в мае 2012 г. Ее основными конструктивными особенностями, продиктованными сжатыми сроками и отработкой технологии по ходу изготовления камеры на заводе-изготовителе, являлись:

• отсутствие защитного покрытия огневой стенки камеры сгорания;

• щелевая смесительная головка, заимствованная от ЭКС № 925 изготовления ВМЗ, прошедшая испытания на первом этапе;

• отсутствие искусственной шероховатости на дне каналов тракта охлаждения на цилиндрическом участке камеры сгорания.

На КС ООД на стенде Центра Келдыша было выполнено семь автономных ОИ длительностью по 30 с. Давление в КС составляло ~95% от номинального, температура генераторного газа 360...400 °C, расход кислорода на охлаждение от испытания к испытанию постепенно снижался со 134% до номинального 100%. Часть испытаний была проведена с изменением соотношения расходов компонентов в камере, что позволило получить большой объем корректных результатов по оценке изменения характеристик ее работы: экономичности рабочего процесса, разогрева охлаждающего кислорода, гидравлического сопротивления тракта охлаждения. Результаты испытаний КС ООД приведены в табл. 1.

Таблица 1

Параметры испытаний камеры сгорания опытного образца двигателя

Камера	Каме	Камера сгорания опытного образца двигателя						
№ испытания	1	2	3	4	5	6	7	
Расход топлива (О <sub>2</sub> + керосин) в камере сгорания, кг/с	12,47	12,42	12,76	12,67	12,63	12,53	12,51	
Расход компонентов топлива <i>Кт</i>	2,640	2,660	2,777	2,715	2,680	2,660	2,660	
Расход кислоро- да в камере сгорания, кг/с	9,04	9,03	9,38	9,26	9,20	9,11	9,09	
Расход кислорода в тракте охлаж- дения, кг/с	12,10	12,10	11,49	11,70	10,70	11,70	9,20	
Перепад давления в тракте охлаждения, кгс/см <sup>2</sup> (МПа)	68,50 (6,72)	67,70 (6,64)	66,20 (6,49)	65,80 (6,45)	54,85 (5,38)	63,00 (6,18)	43,30 (4,25)	
Подогрев в тракте, °С	60,15	63,64	67,20	65,90	73,10	66,40	85,10	
Коэффициент камеры, ф <sub>к</sub>	0,980	0,985	0,983	0,980	0,980	0,984	0,980	

Полосы с изменением цвета огневой поверхности камеры сгорания, возникшие после первого ОИ из-за неравномерности распыла компонентов смесительной головкой, в дальнейшем своих структуры и цвета почти не изменили. После седьмого ОИ структура поверхности оболочки сопла приобрела изменения, говорящие о начинающейся эрозии материала огневой стенки. На рис. 6 показано сравнение поверхности КС на участке около критического сечения и изменение ее цвета после первого и седьмого испытаний. Тем не менее, КС ООД наработала в сумме 210 с, сохранив целостность конструкции, что еще раз подтвердило реализуемость кислородного охлаждения камеры без колец завес внутреннего охлаждения горючим.

Огневое испытание ОКС № 5, проведенное в конце 2012 г. на стенде Центра Келдыша, завершилось аварийно из-за скрытого производственного дефекта.







Рис. 6. Огневая поверхность камеры сгорания опытного образца двигателя Э11673 после огневых испытаний: а – первого; 6 – седъмого Испытания были продолжены на ОКС № 4. Ее конструкция отличалась от предыдущих *геометрией искусственной шероховатости* в каналах тракта охлаждения камеры, измененной с целью повышения интенсификации теплообмена с учетом особенностей течения криогенного кислорода, а также *уменьшением вдвое расходов горючего* через торцы всех шнеков смесительной головки. На поверхность камеры после соответствующей подготовки было нанесено защитное покрытие.

Первая серия автономных испытаний ОКС № 4 была проведена в Центре Келдыша в июне-июле 2013 г. Было проведено три ОИ – одно на пониженном режиме в течение 15 с и два на номинальном режиме продолжительностью по 30 с. Они показали самую высокую эффективность рабочего процесса в этой камере по сравнению со всеми другими испытанными (ЭКС, ОКС, КС ООД). Перепад давления в тракте кислородного охлаждения ОКС № 4 оказался, однако, выше, чем на лругих камерах, что связано как с изменением типа искусственной шероховатости, так и с замятием огневой стенки в области критического сечения при развальцовке оболочки в процессе ее изготовления.

Вторая серия испытаний ОКС № 4, проведенная в июне 2014 г., состояла из двух испытаний на номинальном режиме длительностью по 30 с, причем одно из них проводилось при давлении в камере сгорания, полностью соответствующем номинальному режиму работы камеры двигателя 11Д58МФ. Суммарная огневая наработка ОКС № 4 составила 155 с. Осмотр материальной части после испытаний показал, что повреждения огневой стенки отсутствуют, структура поверхности (зоны потемнения и зоны изменения цвета) сформировалась при первом же ОИ и при последующих испытаниях практически не менялась.

Основные параметры и результаты испытаний опытной камеры сгорания № 4 представлены в табл. 2.

Корректность получаемых экспериментальных результатов по коэффициенту камеры подтверждается обоснованными физическими зависимостями экспериментальных значений характеристической скорости и коэффициента камеры  $\varphi_{\kappa}$  от соотношения компонентов топлива. Достигнутое совершенство системы измерений и обработки параметров характеризуется погрешностью определения коэффициента камеры ~0,2% на последовательно проведенных испытаниях одного и того же экземпляра камеры (рис. 7).

## Параметры испытаний опытной камеры сгорания № 4

Камера	Опытная камера сгорания					
№ испытания	1	2	3	4	5	
Расход топлива (О <sub>2</sub> + керосин) в камере сгорания, кг/с	8,93	12,77	12,60	12,66	13,30	
Расход компонентов топлива <i>Кт</i>	2,985	2,720	2,675	2,670	2,764	
Расход кислорода в камере сгорания, кг/с	6,700	9,293	9,174	9,165	9,780	
Расход кислорода в тракте охлаждения, кг/с	12,100	10,225	10,372	11,030	11,840	
Перепад давления тракта охлаждения, кгс/см² (МПа)	68,50 (6,72)	96,50 (9,46)	98,20 (9,63)	97,43 (9,55)	106,40 (10,43)	
Подогрев в тракте, °С	60,15	70,20	65,83	61,54	67,20	
Коэффициент камеры, $\phi_{_{\! \rm K}}$	0,987	0,988	0,989	0,982	0,986	



Рис. 7. Изменение характеристик экономичности камеры в ходе двух последовательно проведенных огневых испытаний (ОИ) опытной камеры сгорания № 4: С<sub>эксп</sub> — экспериментальные значения характеристической скорости;  $\phi_{\kappa}$  — коэффициент камеры; Кт КС — соотношение расходов компонентов в камере сгорания; • — ОИ № 2; — ОИ № 3

Коэффициент камеры  $\phi_{\kappa}$  ОКС № 4 на 0,53% выше, чем у КС ООД, что означает увеличение удельного импульса тяги на 2 кгс·с/кг (19,6 м/с). Повышение эффективности работы камеры связано с уменьшением в два раза расхода горючего через торцы всех шнеков щелевой смесительной головки и соответствующего увеличения количества горючего, поступающего через устьевые отверстия.

### Выводы

Всего в ноябре 2009 – июне 2014 гг. было изготовлено девять экземпляров камер (три ЭКС на ВМЗ, шесть ОКС в ОАО «Красмаш»). При изготовлении камер одновременно велась отработка технологии их изготовления, вследствие чего несколько камер имели существенные и даже недопустимые отклонения от конструкторской документации. Тем не менее, они были допущены к проведению ОИ и дали ценные экспериментальные результаты.

### Таблица 2

Всего было проведено 27 успешных автономных ОИ, суммарная наработка составила 705 с. На одной из камер — КС ООД — выполнено семь огневых включений длительностью по 30 с.

По результатам автономных ОИ, проведенных при давлении и соотношении расходов компонентов в КС, близком к номинальному, можно сделать следующие выводы:

• Экспериментально подтверждены надежность и безопасность использования жидкого кислорода для охлаждения огневой стенки камеры ЖРД без колец завесного охлаждения горючим при высоких тепловых потоках в критическом сечении и соотношении расходов кислорода на охлаждение и в камеру сгорания 0,7...1,3.

• Состояние огневой стенки КС (отложения сажи, картина от взаимодействия струй горючего с огневой стенкой, изменение цвета поверхности) определяется структурой потока продуктов сгорания, формируемой периферийным кольцом смесительной головки, а также эффективностью работы тракта кислородного охлаждения, качеством изготовления камеры и нанесения покрытия. Состояние огневой стенки формируется при первом же огневом запуске, при последующих запусках структура течения и состояние огневой стенки сохраняются.

• Состояние смесительной головки ОКС после испытаний и результаты обработки параметров испытаний подтверждают работоспособность испытанных вариантов смесительной головки и заметное повышение экономичности ее работы при уменьшении расходов горючего через торцы всех шнеков в два раза.

• Образование при испытаниях локальных дефектов с потерей герметичности огневой стенки на первых вариантах камеры (ЭКС) связано в основном с появлением неустранимых локальных дефектов тракта охлаждения при изготовлении из-за неотработанности технологии изготовления новой конструкции камеры. Образование дефектов не нарушало работоспособности огневой стенки камеры и не приводило к ее катастрофическому разрушению, что подтверждает живучесть конструкции камеры с кислородным охлаждением.

Экспериментальное значение коэффициента камеры φ<sub>к</sub> ≈ 0,985...0,988, определяющего экономичность ЖРД 11Д58МФ, показывает высокое совершенство рабочего процесса на режимах, близких к номинальному.

Для окончательного выбора конструктивного исполнения тракта охлаждения камеры предполагается изготовить и провести автономные огневые испытания нескольких экземпляров камер для уточняющих и конструкторско-доводочных испытаний. В настоящее время завершена отработка технологических процессов, принципиальных для качества изготовления и надежности работы камеры двигателя 11Д58МФ.

Автономные огневые испытания вновь изготавливаемых экземпляров ОКС будут проводиться в рамках комплексной программы экспериментальной отработки конструкции камеры маршевого двигателя 11Д58МФ.

### Список литературы

1. Жидкостные ракетные двигатели, созданные ОКБ-1–ЦКБЭМ–НПО «Энергия»– РКК «Энергия» (1957–2009) / Под ред. проф. Соколова Б.А. // Ракетно-космическая техника. Труды. Сер. XII. Королёв: РКК «Энергия», 2009. Вып. 1–2. С. 98–99.

2. Некоторые вопросы проектирования двигательных установок ракет-носителей, разгонных блоков и орбитальных кораблей, работающих на криогенных компонентах топлива / Под ред. проф. Соколова Б.А. // Ракетно-космическая техника. Труды. Сер. XII. Королёв: РКК «Энергия», 2000. Вып. 1–2. С. 133–151.

3. Лебединский Е.В., Мосолов С.В., Калмыков Г.П., Зенин Е.С., Тарарышкин В.И., Федотчев В.А. Компьютерные модели жидкостных ракетных двигателей / Под ред. академика РАН Коротеева А.С. М.: Машиностроение, 2009. 376 с.

4. Калмыков Г.П., Лебединский Е.В., Тарарышкин В.И. Анализ возможных направлений совершенствования кислородно-керосиновых ЖРД. ФГУП «Центр Келдыша», 2002. Режим доступа: http://kerc.msk.ru/ipg/papers/art1.pdf (дата обращения 01.09.2014 г.).

5. Сычев В.В., Вассерман А.А., Козлов А.Д., Спиридонов Г.А., Цымарный В.А. Термодинамические свойства кислорода: ГСССД / М.: Издательство стандартов, 1981. 304 с.

6. Urbano A., Pizzarelli M., Nasuti F. Numerical analysis of transcritical fluids heating in liquid rocket engine cooling channels // Aerotecnica. 2009. V. 88. P. 54–57.

7. Лебединский Е.В., Калмыков Г.П., Мосолов С.В., Беренс Ю.Л., Бессонов А.И., Бубнов В.И., Воинов А.Л., Лозино-Лозинская И.Г., Меньшикова О.М., Меркулов И.В., Натанзон М.С., Пастухов А.И., Пономарев Н.Б., Сидлеров Д.А., Слесарев Д.Ф., Устинов Г.Н., Филичкин А.П., Янчилин Л.А. Рабочие процессы в жидкостном ракетном двигателе и их моделирование / Под ред. академика РАН Коротеева А.С. М.: Машиностроение, 2008. 512 с. 8. Стриженко П.П. Особенности расчета теплового состояния камеры ЖРД с беззавесным охлаждением жидким кислородом // Вестник СГАУ им. С.П. Королёва. 2009. № 3(19). Ч. 2. С. 191–196.

9. Трусов Б.Г. Моделирование химических и фазовых равновесий при высоких температурах (Астра-4). М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1995. 34 с. 10. 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.

Статья поступила в редакцию 22.05.2015 г.

#### Reference

1. Zhidkostnye raketnye dvigateli, sozdannye OKB-1–TsKBEM–NPO «Energiya»–RKK «Energiya» (1957–2009) [Liquid-fuel rocket engines developed at OKB-1–TsKBM–NPO Energia–RSC Energia (1957–2009)]. Ed. Sokolov B.A. Raketno-kosmicheskaya tekhnika. Trudy. Ser. XII. Korolev, RKK «Energiya» publ., 2009, issue 1–2, pp. 98–99.

2. Nekotorye voprosy proektirovaniya dvigatel'nykh ustanovok raket-nositelei, razgonnykh blokov i orbital'nykh korablei, rabotayushchikh na kriogennykh komponentakh topliva [Some problems in design of propulsion systems for launch vehicles, upper stages and orbital spacecraft running on cryogenic propulsion components]. Ed. Sokolov B.A. Raketno-kosmicheskaya tekhnika. Trudy. Ser. XII. Korolev, RKK «Energiya» publ., 2009, issue 1–2, pp. 133–151.

3. Lebedinskii E.V., Mosolov S.V., Kalmykov G.P., Zenin E.S., Tararyshkin V.I., Fedotchev V.A. Komp'yuternye modeli zhidkostnykh raketnykh dvigatelei [Computer models of liquid-fuel rocket engines]. Ed. Koroteev A.S. Moscow, Mashinostroenie publ., 2009. 376 p.

4. Kalmykov G.P., Lebedinskii E.V., Tararyshkin V.I. Analiz vozmozhnykh napravlenii sovershenstvovaniya kislorodno-kerosinovykh ZhRD [Analysis of possible avenues for improving oxygen-kerosene rocket engines]. FGUP «Tsentr Keldysha», 2002. Available at: http://kerc.msk.ru/ipg/papers/art1.pdf (accessed 01.09.2014).

5. Sychev V.V., Vasserman A.A., Kozlov A.D., Spiridonov G.A., Tsymarnyi V.A. Termodinamicheskie svoistva kisloroda: GSSSD [Thermodynamic properties of oxygen: State standard reference data service]. Moscow, Izdatel'stvo standartov publ., 1981. 304 p.

6. Urbano A., Pizzarelli M., Nasuti F. Numerical analysis of transcritical fluids heating in liquid rocket engine cooling channels. Aerotecnica, 2009, vol. 88, pp. 54–57.

7. Lebedinskii E.V., Kalmykov G.P., Mosolov S.V., Berens Yu.L., Bessonov A.I., Bubnov V.I., Voinov A.L., Lozino-Lozinskaya I.G., Men'shikova O.M., Merkulov I.V., Natanzon M.C., Pastukhov A.I., Ponomarev N.B., Sidlerov D.A., Slesarev D.F., Ustinov G.N., Filichkin A.P., Yanchilin L.A. Rabochie protsessy v zhidkostnom raketnom dvigatele i ikh modelirovanie [Working processes in liquid-fuel rocket engine and their simulation]. Ed. Koroteev A.S. Moscow, Mashinostroenie publ., 2008. 512 p.

8. Strizhenko P.P. Osobennosti rascheta teplovogo sostoyaniya kamery ZhRD s bezzavesnym okhlazhdeniem zhidkim kislorodom [Calculation of thermal state of a liquid-fuel rocket engine with filmless cooling using liquid oxygen]. Vestnik SGAU im. S.P. Koroleva, 2009, no. 3(19), part 2, pp. 191–196.

9. Trusov B.G. Modelirovanie khimicheskikh i fazovykh ravnovesii pri vysokikh temperaturakh (Astra-4) [Simulation of chemical and phase equilibria at high temperatures (Astra-4)]. Moscow, MGTU im. N.E. Baumana publ., 1995. 34 p.

10. 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. Rezul'taty ognevykh ispytanii 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.

УДК 629.78.036.7

### ИТОГИ ДЕСЯТИЛЕТНЕЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК В СОСТАВЕ ДВУХ ТЕЛЕКОММУНИКАЦИОННЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ «ЯМАЛ-200» НА ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ ОРБИТЕ

© 2015 г. Ганзбург М.Ф.<sup>1</sup>, Кропотин С.А.<sup>2</sup>, Мурашко В.М.<sup>3</sup>, Попов А.Н.<sup>2</sup>, Севастьянов Н.Н.<sup>4</sup>,

Смоленцев А.А.<sup>2</sup>, Соколов А.В.<sup>2</sup>, Соколов Б.А.<sup>2</sup>, Сухов Ю.И.<sup>2</sup>

<sup>1</sup> АО «Авиационная электроника и коммутационные системы» (АО «АВЭКС») 1-я улица Ямского поля, 17/12, г. Москва, Российская Федерация, 125124, *e-mail: avecs@avecs.ru* 

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

<sup>3</sup> ФГУП Опытно-конструкторское бюро «Факел» (ОКБ «Факел») Московский проспект, 181, г. Калининград (обл.), Российская Федерация, 236001, *e-mail: fakel@gazinter.net* 

<sup>4</sup> ОАО «Газпром космические системы» Ул. Московская, 77Б, г. Щелково, Московская обл., Российская Федерация, 141112, *e-mail: info@gazprom-spacesystems.ru* 

Представлены результаты работы электроракетных двигательных установок на борту двух телекоммуникационных космических аппаратов «Ямал-200» в течение десяти лет. Приводится описание двигательных установок и их основных составляющих: электроракетных тяговых модулей, обеспечивающих установку космических аппаратов в рабочие точки на геостационарной орбите и удержание в точке стояния; аппаратуры питания и управления, состоящей из блока электропитания и блока автоматики тяговых модулей. Анализируются режимы эксплуатации двигательных установок, особенности работы тяговых модулей и аппаратуры питания и управления при стационарной работе, переходных процессах при запуске (выходе на режим номинальной мощности) и кратковременных бросках тока анода, характерных для электроракетных двигателей с керамической разрядной камерой. Показана стабильная работа двигательных установок в течение более десяти лет с наработкой на тяговых модулях более 1 100 ч при ~2 500 включениях. Приводятся результаты постоянного анализа тяги тяговых модулей по методологии, разработанной РКК «Энергия». Показана неизменность величины тяги за десять лет эксплуатации.

**Ключевые слова:** электроракетный двигатель, тяговый модуль, огневая наработка, количество включений, броски тока анода, тяга тяговых модулей.

### RESULTS OF TEN YEARS OF OPERATION OF ELECTRIC THRUSTERS WITHIN TWO TELECOMMUNICATION SPACECRAFTS YAMAL-200 IN GEOSTATIONARY ORBIT

Ganzburg M.F.<sup>1</sup>, Kropotin S.A.<sup>2</sup>, Murashko V.M.<sup>3</sup>, Popov A.N.<sup>2</sup>, Sevast'yanov N.N.<sup>4</sup>,

Smolentsev A.A.<sup>2</sup>, Sokolov A.V.<sup>2</sup>, Sokolov B.A.<sup>2</sup>, Sukhov Yu.I.<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Stock company Avionics and Switching Systems (SC ASS) 17/12, 1st Yamskoe pole str., Moscow, 125124, Russian Federation, e-mail: avecs@avecs.ru <sup>2</sup> S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia (RSC Energia) 4A Lenin str., Korolev, Moscow region, 141070, Russian Federation, e-mail: post@rsce.ru

<sup>3</sup> Federal State Unitary Enterprise Experimental Design Bureau FAKEL (EDB FAKEL) 181 Moskovskiy pr-t, Kaliningrad (reg.), 236001, Russian Federation, e-mail: info@fakel.ru

<sup>4</sup> Joint Stock Company Gazprom Space Systems 77B Moscow str., Shchelkovo, Moscow region, 141112, Russian Federation, e-mail: info@gazprom-spacesystems.ru

The paper presents results of operation of electric thrusters' onboard two telecommunication spacecrafts Yamal-200 over a period of ten years. It provides a description of propulsion systems and their major components: electric thruster modules, which bring the spacecraft to their stations in the geostationary orbit, provide stationkeeping and attitude control; power supply and control equipment, consisting of the power supply unit and thruster modules automatic control unit. It analyses propulsion system operational modes, peculiarities of operation of thruster modules and power supply and control equipment during steady-state operation, during transient processes – during startup (reaching the nominal power mode) and during surge anode currents that are characteristic of electric thrusters with ceramic discharge chamber. It demonstrates stable operation of propulsion systems over a period of more than ten years with thruster modules accumulating more than 1 100 running hours during ~2 500 firings. It provides the results of continuous analysis of thruster modules thrust using methods developed by RSC Energia. It demonstrates that the thrust remained unchanged over the ten years of operation.

*Key words:* electric thruster, thrust module, running hours, number of firings, anode current surges, thruster modules thrust.

ГАНЗБУРГ Михаил Феликсович — кандидат технических наук, Первый заместитель генерального директора – главный конструктор АО «ABЭКС», e-mail: avecs@avecs.ru GANZBURG Mikhail Feliksovich — Candidate of Science (Engineering), First Deputy General Director – General Designer of SC ASS, e-mail: avecs@avecs.ru

КРОПОТИН Сергей Александрович — начальник отделения РКК «Энергия», e-mail: post2@rsce.ru KROPOTIN Sergey Alexandrovich — Head of Division at RSC Energia, e-mail: post2@rsce.ru

МУРАШКО Вячеслав Михайлович — кандидат технических наук, Генеральный конструктор ОКБ «Факел», e-mail: info@fakel.ru

MURASHKO Vyacheslav Mikhailovich – Candidate of Science (Engineering), General Designer of EDB FAKEL, e-mail: info@fakel.ru

ПОПОВ Александр Николаевич — начальник сектора РКК «Энергия», e-mail: post2@rsce.ru POPOV Alexander Nikolaevich — Head of Subdepartment at RSC Energia, e-mail: post2@rsce.ru

СЕВАСТЬЯНОВ Николай Николаевич — кандидат технических наук, Генеральный конструктор OAO «Газпром космические системы», e-mail: gomenjuk@ gazprom-spacesystems.ru SEVAST'YANOV Nikolay Nikolaevich — Candidate of Science (Engineering), General Designer of Joint Stock Company Gazprom Space Systems, e-mail: gomenjuk@ gazprom-spacesystems.ru

СМОЛЕНЦЕВ Александр Алексеевич — Главный конструктор двигателей, двигательных и энергетических установок РКК «Энергия», e-mail: post2@rsce.ru SMOLENTSEV Alexander Alekseevich — General Designer for propulsion and power systems at RSC.

SMOLENTSEV Alexander Alekseevich – General Designer for propulsion and power systems at RSC Energia, e-mail: post2@rsce.ru

СОКОЛОВ Андрей Васильевич — заместитель начальника отдела РКК «Энергия», e-mail: post2@rsce.ru SOKOLOV Andrey Vasil'evich — Deputy Head of Department at RSC Energia, e-mail: post2@rsce.ru

СОКОЛОВ Борис Александрович — доктор технических наук, профессор, советник Президента РКК «Энергия», e-mail: boris.sokolov@rsce.ru

SOKOLOV Boris Alexandrovich – Doctor of Science (Engineering), Professor, Adviser to the President of RSC Energia, e-mail: boris.sokolov@rsce.ru

СУХОВ Юрий Иванович — кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник РКК «Энергия», e-mail: post2@rsce.ru

SUKHOV Yury Ivanovich – Candidate of Science (Engineering), Lead Research Scientist at RSC Energia, e-mail: post2@rsce.ru

### Введение

На геостационарной орбите (ГСО) в течение более десяти лет (с декабря 2003 г.) успешно реализовали гарантийный срок службы два телекоммуникационных космических аппарата (КА) «Ямал-200», созданных РКК «Энергия» по заказу и при непосредственном участии ОАО «Газпром космические системы» [1]. Два КА массой около 1 300 кг каждый были выведены в ноябре 2003 г. одним пуском ракеты-носителя «Протон» с разгонным блоком ДМ на орбиту, близкую к геостационарной, с долготой точки выведения около 88° в. д. и с дрейфом на запад со скоростью примерно 1,4 °/сут. Затем с использованием тяговых модулей (TM) двигательной установки (ДУ) КА устанавливались в рабочие точки 49 и 90° в. д. Начиная с января 2004 г., оба КА были введены в штатную эксплуатацию. Эксплуатация осуществляется Центром управления полетами (ЦУП «Ямал») ОАО «Газпром космические системы».

В настоящей статье приведено описание одной из основных систем, обеспечивающих целевое функционирование телекоммуникационного КА, – ДУ и ее составляющих. Приводятся также результаты анализа эксплуатации системы электроракетных двигателей (СЭРД) в составе ДУ, созданной на основе стационарного плазменного двигателя СПД-70, разработанного ОКБ «Факел» [2]. В статьях [3, 4] представлены результаты работы ТМ в течение пяти и восьми лет после запуска КА. Специалисты ЦУП «Ямал» ОАО «Газпром космические системы» и РКК «Энергия» проводят постоянный анализ (на каждом маневре) работы двигательных установок КА «Ямал-200» так же, как и других систем.

### Объединенная двигательная установка

Объединенная двигательная установка (ОДУ) КА «Ямал-200» включает в себя:

• СЭРД, в состав которой входят восемь ТМ, при этом каждый из них состоит из СПД-70 и блока газораспределения (БГР);

• 12 газовых двигателей (ГД);

• средства хранения и подачи рабочего тела;

### • блок формирования команд (БФК) ДУ.

ТМ и ГД работают на едином рабочем теле — ксеноне (Хе), что отражено в названии «объединенная двигательная установка». Имеющиеся в составе ОДУ ГД использовались только для гашения остаточных угловых скоростей КА после отделения его от ракетыносителя и, в отдельных случаях, для управления угловым движением в процессе штатной эксплуатации КА.

### Тяговые модули

В составе СЭРД ОДУ КА «Ямал-200» — восемь электроракетных ТМ, расположенных попарно по ребрам КА [3, 4]. Все операции по установке КА в рабочие точки (49 и 90° в. д.), разгрузке силовых гироскопов от накопленного кинетического момента выполнялись ТМ.

Описание ТМ на основе электроракетных двигателей (ЭРД) СПД-70 приводилось в предыдущих публикациях [3–5]. Основные номинальные характеристики ТМ:

рабочее тело	ксенон;
потребляемая электрическая	
мощность, Вт	675;
ток разряда, А	2,23;
напряжение разряда, В	300;
давление рабочего тела, Па	$1,72 \cdot 10^5;$
расход рабочего тела, г/с	$2,7.10^{-3};$
удельный импульс тяги, м/с	14 400.

Согласно технической документации на TM, ток разряда должен обеспечиваться в диапазоне (2,23±0,02) А, высоковольтное напряжение электропитания (300±15) В, давление рабочего тела на входе TM (1,72±0,1)·10<sup>5</sup> Па. При этих условиях удельный импульс тяги TM не менее 14 400 м/с.

### Аппаратура питания и управления тяговых модулей

Аппаратура питания и управления (АПУ) осуществляет электропитание и управление ТМ, она состоит из блока электропитания (БЭП) и блока автоматики тяговых модулей (БАТМ), разработанных АО «АВЭКС». Важным решением является создание БЭП и БАТМ для работы в условиях космического вакуума (в негерметичном исполнении), которое было реализовано еще на этапе разработки КА «Ямал-100» в 1990-е гг. [6]. Это было новым решением в отечественном космическом приборостроении, что с учетом условий эксплуатации на ГСО требовало специального подхода к конструированию и экспериментальной отработке АПУ, учитывая достаточно высокий уровень напряжения разряда в ЭРД — около 300 В. Аппаратура БЭП и БАТМ в составе ДУ выполняет следующие задачи:

• БЭП (рис. 1) предназначен для преобразования постоянного напряжения (28±0,5) В в напряжение постоянного тока (300±15) В для питания цепей разряда ТМ и напряжение переменного тока (28±0,5) В с частотой 10 кГц для питания электрических цепей накала катодов (при подготовке работы ТМ) и термодросселей всех ТМ через БАТМ. Питание БЭП осуществляется от источника постоянного тока системы электропитания КА;

• БАТМ (рис. 2) предназначен для приема внешних команд и выработки в соответствии с ними управляющих воздействий в виде коммутации электрической мощности для всех функциональных электрических цепей каждого из восьми ТМ: накала катода, нагрева термодросселя, включения и выключения электропневмоклапанов, поджига, аноднокатодного разряда, выдачи в систему бортовых измерений параметров контроля управляющих воздействий. БАТМ функционирует совместно с БЭП, ТМ № 1–8 и с БФК ДУ. Значения токов накала катода, термодросселя, разряда определяются конкретными настройками. Примеры величин напряжений питания БАТМ и разряда на протяжении маневра КА2 приведены на рис. 3.

БАТМ осуществляет передачу телеметрической информации о состоянии функциональных цепей ТМ с борта КА. Информация о работе ТМ передается с частотой опроса 0,2 с, что позволяет проводить детальные исследования работы ТМ.

Специфической особенностью БАТМ, разработанного АО «АВЭКС», в отличие от изделий других российских и зарубежных производителей АПУ, является то, что цепи питания накала катодов и термодросселей ТМ выполнены на переменном токе, что значительно сокращает габариты БАТМ и уменьшает мощность тепловыделения.

В состав ОДУ входит БФК ДУ, который выполняет следующие задачи:

• выдает команды в БАТМ для управления ТМ по сигналам, поступающим от бортового комплекса управления (БКУ);

• усиливает команды, поступающие от БКУ на управление ГД;

• управляет агрегатами ОДУ посредством сигналов, поступающих от БКУ КА, преобразуя их в силовые команды.



**Рис.1.** Структурная схема блока электропитания: 1 — задающий генератор; 2 — предварительный усилитель мощности; 3 — коммутатор; 4 — устройство управления; 5 — усилитель мощности; 6 — трансформатор; 7 — выпрямитель и фильтр Примечание. «Вкл. ЗГ1 (2)» — команда блока формирования команд двигательной установки (БФК ДУ) на включение задающего генератора; «Выбор ЗГ1 (2)» — команда БФК ДУ на выбор задающего генератора в контур управления системой электроракетных двигателей.



**Рис. 2. Структурная схема блока автоматики тяговых модулей:** 1 — трансформатор; 2 — питание электропневмоклапана основного (резервного); 3 — выпрямитель; 4 — устройство запуска и защиты; 5 — регулятор тока анода; 6 — измеритель тока анода; 7 — регулятор тока термодросселя; 8 — ток питания термодросселя основного (резервного); 9 — генератор импульсов; 10 — релейный блок; 11 — устройство коммутации; 12 — регулятор тока накала; 13 — ток питания накала катодов основного (резервного)

*Примечание. U* подж. — напряжение электропитания поджига разрядной дуги в стационарном плазменном двигателе (СПД); *U* анода — напряжение электропитания анода СПД (напряжение разряда); ЭПК — электропневмоклапан; ТТД — ток термодросселя; ТН — ток накала катода.



Рис. 3. Параметры электропитания блока автоматики тяговых модулей (БАТМ) и разряда в тяговых модулях (ТМ) в ходе маневров КА2: а — маневр № 1536 от 11.11.2009 г.; 6 — маневр № 2098 от 12.03.2012 г.; 1 — напряжение питания БАТМ; 2 — напряжение питания разряда в ТМ

## Некоторые особенности пневматической и электрической схем СЭРД

При проведении в *JPL* (США) в 1993–1994 гг. ресурсных испытаний двигателя СПД-100 производства ОКБ «Факел» с электрической мощностью 1,35 кВт и током разряда 4,5 А (аналога применяемого на КА «Ямал» СПД-70) после работы на одном катоде в течение более 4 000 ч была обнаружена значительная эрозия корпуса «поджигного» электрода неработавшего (резервного) катода, который находился под рабочим потенциалом, и через который происходил расход рабочего тела. Наличие эрозии со временем привело к короткому замыканию и отказу этого катода [7]. Поэтому ОКБ «Факел» и РКК «Энергия» на этапе разработки КА «Ямал-200» рассмотрели необходимость исключения расхода ксенона через неработающий (резервный) катод и наличия на нем потенциала. Поскольку относительный вклад этих факторов в ТМ и АПУ СЭРД не был определен однозначно [7, 8], РКК «Энергия», ОКБ «Факел» и АО «АВЭКС» было реализовано разделение подачи ксенона в катоды путем введения дополнительных клапанов в блок газораспределения (БГР) ТМ. Схема БГР приведена в работе [4]. При эксплуатации ТМ реализуется попеременная (помесячно) работа стационарного плазменного двигателя на катодах 1 и 2.

# Стойкость аппаратуры к внешним воздействиям

Технической документацией на ТМ, АПУ и ОДУ определена необходимость обеспечения их стойкости к электростатическим разрядам в космических условиях. Напряжение разряда определено в 20 кВ. Проверка на устойчивость осуществляется при наземных комплексных испытаниях КА.

В целях обеспечения стока электростатических зарядов, которые могут накапливаться на наружной поверхности элементов СЭРД в условиях плазмы космического пространства и воздействовать на агрегаты электрической системы ДУ, в БАТМ предусмотрено выведение минусовых цепей анодного питания ТМ на корпус КА через резисторы с суммарным электросопротивлением (1,0±0,1) МОм после установки специальной внешней перемычки (заглушки).

### Контрольно-технологические испытания объединенной двигательной установки

Перед установкой ОДУ на КА «Ямал-200» проведены ее контрольно-технологические испытания (КТИ). КТИ осуществлялись на стендовом комплексе РКК «Энергия» в вакуумной камере, обеспечивающей при работе ТМ давление не выше 1,3·10<sup>-2</sup> Па (1·10<sup>-4</sup> мм рт. ст.) [5, 6]. При КТИ составляющие СЭРД – ТМ, БЭП, БАТМ и БФК ДУ – находились в вакуумной камере. Проведены «огневые» включения всех восьми ТМ на каждом катоде (16 включений) по пять минут и четыре парных включения по 20 мин. Были подтверждены заданные электрические параметры ТМ и АПУ при одиночных и парных включениях и готовность ОДУ к летным испытаниям. Управление работой осуществлялось бортовым комплексом управления КА.

# Основные результаты работы ТМ на борту КА № 1, 2 «Ямал-200»

Основные показатели работоспособности ТМ при длительной эксплуатации, обеспечивающие выполнение целевой задачи КА, это количество часов работы («огневая» наработка) и количество включений, которые, по технической документации ОКБ «Факел» на ТМ, составляют для каждого ТМ 1 650 ч и 2 500 включений, соответственно. Наработка ТМ КА «Ямал-200» за десять лет эксплуатации приведена в табл. 1. Различия в значениях наработки связаны как с компоновочными решениями по установке ТМ на КА, так и со значениями тяги, заложенными в алгоритм управления, и самим алгоритмом управления.

Наработка тяговых модулей КА № 1, 2

за 10.5 лет эксплуатании

Таблица 1

	-,						
	KA №	1	KA № 2				
№ TM	№ Огневая Количество Маработка, ч включений		№ TM	Огневая наработка, ч	Количество включений		
1	692	1 735	1	971	2 120		
2	1 122	2 454	2	1 061	2 292		
3	798	2 020	3	1 048	2 267		
4	1 167	2 326	4	936	1 732		
5	906	2 077	5	776	1 607		
6	1 010	2 120	6	750	1 480		
7	731	1 855	7	765	1 847		
8	1 058	2 253	8	827	1 734		

При эксплуатации КА «Ямал-200» в течение десяти лет, в основном каждые 1,5 сут, проводились боковые маневры (удержание КА в точке стояния по направлению «север-юг») с последовательными включениями четырех ТМ (например, ТМ с № 1 по № 4), последующий маневр — через 1,5 сут с включениями других четырех ТМ. Продолжительность маневра — около трех часов, работа одного ТМ — от нескольких минут до одного часа. Иногда, в соответствии с тактической необходимостью, регулярность, последовательность и продолжительность маневров могли отличаться. К примеру, при довыведении КА в рабочие точки в декабре 2003 – январе 2004 гг. проводились по два восьмичасовых маневра в сутки при продолжительности непрерывной работы ТМ до двух часов, в т. ч. и при одновременной работе двух ТМ. В среднем два раза в месяц проводились трансверсальные маневры (коррекция положения КА в направлении «восток-запад») продолжительностью 1,0-1,5 ч с последовательными единичными включениями двух-трех ТМ.

### Оценки тяги ТМ

Интегральным результирующим показателем работы ТМ является величина тяги, создаваемой ТМ и определяющей выполнение маневра. Поскольку непосредственное измерение тяги на борту КА не проводится, то оценка тяги осуществляется по результатам комплексного анализа и обработки телеметрической и измерительной информации [4]. РКК «Энергия» регулярно проводятся расчеты по оценке параметров каждого реализованного маневра этапа удержания КА в рабочей точке. Для этого этапа характерно проведение коррекций поддержания в основном по наклонению с частотой ~1,5 сут, что обеспечивает достаточную мерную базу для оценки каждого из маневров.

Оценки величин тяг работающих ТМ находятся в результате решения задачи определения орбиты с использованием измерительной информации Земной станции служебного канала управления по измерениям относительной дальности до КА и угломерных измерений телескопа Специальной астрофизической обсерватории РАН, расположенной на пике Терскол, а также телеметрической информации о включениях ТМ на маневрах.

При проведении расчетов по оценке параметров маневров использовалась точная модель движения, учитывающая все наиболее весомые возмущения. Для этих расчетов специально формировались мерные базы таким образом, чтобы на них попадал только один оцениваемый маневр. Началом мерной базы являлся конец предыдущего маневра, а концом — начало следующего. Для боковых маневров эта база составляла в основном около трех суток.

В качестве примера в табл. 2 приведены данные по тягам ТМ, полученные в результате обработки данных определения орбиты для КА методом наименьших квадратов в 2013 г. Каждое определение орбиты сопровождалось оценкой качества измерительной информации. Во всех вариантах математическое ожидание ошибки измерения относительной дальности получалось около нуля, а среднее отклонение не превышало 1,2 м, что подтверждает достоверность полученных результатов. Указанная точность в определении местоположения КА на орбите до и после маневра, при неизменной массе КА, обеспечивали достоверность полученных результатов.

В табл. З приведены оценки тяги в 2006, 2010 и 2013 гг. (оценки тяги проводятся каждый год). В качестве априорных значений величин тяги ТМ при решении задачи определения орбиты использовались оценки этих величин, полученные по маневрам 2006 г. Приведены также значения тяги по формулярам изготовителя ТМ — ОКБ «Факел». Из табл. З видно, что за прошедшие восемь лет регулярных оценок существенных изменений тяги ТМ не произошло.

Таблица 2

		Колицоство Формилорио		Оценк	и тяги, гс	Начальное	Изменение
№ TM	№ катода	оцениваемых маневров	Формулярное значение тяги, гс	Математическое ожидание величины тяги	Средне- квадратичное отклонение	значение тяги, гс (2006 г.)	оценки тяги относительно нач. знач., %
1	1	29	3,87	3,9865	0,04356	3,9561	0,76
1	2	25	3,86	3,9465	0,04051	3,9112	0,90
0	1	30	3,86	4,0754	0,04035	4,0981	-0,42
2	2	25	3,93	4,1179	0,02677	4,1295	-0,28
2	1	29	3,86	3,9910	0,03100	3,9279	1,60
5	2	26	3,84	3,9846	0,04618	3,9603	0,61
	1	29	3,92	3,9611	0,03338	3,9464	0,37
4	2	26	3,95	3,9552	0,03039	3,9438	0,28
5	1	16	3,83	3,8682	0,03384	3,8934	-0,64
5	2	26	3,83	3,8949	0,04397	3,9086	-0,35
G	1	15	3,87	3,8137	0,04809	3,7934	0,53
0	2	14	3,89	3,7914	0,03854	3,8182	-0,70
7	1	16	3,93	3,8530	0,05936	3,8566	0,01
	2	27	3,91	3,8557	0,04417	3,8663	-0,27
Q	1	16	3,90	3,8900	0,04635	3,9043	-0,37
0	2	27	3,91	3,8987	0,03790	3,8737	0,64

Результаты определения тяги тяговых модулей по данным измерений (за 2013 г.)

### Таблица 3

		KA № 1 –	ТМ – катод 1		KA № 2 – ТМ – катод 2			
№ TM	$F_{_{ m форм}}$ , гс	<i>F</i> <sub>2006</sub> , гс	<i>F</i> <sub>2010</sub> , гс	<i>F</i> <sub>2013</sub> , гс	$F_{ m форм}$ , гс	<i>F</i> <sub>2006</sub> , гс	<i>F</i> <sub>2010</sub> , гс	<i>F</i> <sub>2013</sub> , гс
1	3,87	3,9561	3,9662	3,9865	3,93	4,0672	4,0655	4,0689
2	3,86	4,0981	4,0907	4,0754	3,96	4,2443	4,2428	4,3063
3	3,86	3,9279	3,9910	3,9803	3,90	4,0632	4,1218	4,0862
4	3,92	3,9464	3,9808	3,9611	3,98	4,0274	4,0781	4,0539
5	3,83	3,8934	3,8969	3,8682	3,91	3,9028	3,9142	3,9260
6	3,87	3,7934	3,8059	3,8137	3,96	3,9489	3,9295	3,9637
7	3,93	3,8566	3,8202	3,8530	3,90	3,9261	3,9371	3,9315
8	3,90	3,9043	3,9278	3,8900	3,93	3,9794	3,9766	3,9897

### Оценки тяги тяговых модулей КА № 1 и 2 «Ямал-200»

*Примечание*. *F*<sub>форм</sub> — формулярное значение тяги; *F*<sub>2006</sub>, *F*<sub>2010</sub>, *F*<sub>2013</sub> — значения тяги в 2006, 2010 и 2013 гг., соответственно.

### Некоторые особенности ЭРД при длительной работе в составе КА

Эксплуатация электроракетных ТМ на борту КА «Ямал-200» дает уникальную возможность провести исследования работы ЭРД СПД-70, учитывая ее длительность (десять лет) и количество — 16 ТМ на двух КА со штатной АПУ, что невозможно в наземных условиях. А также важное значение имеет получение детальной информации, передаваемой ЦУП «Ямал» с борта КА. В начале каждого маневра включается информационный режим «микроскоп», обеспечивающий получение данных о работе ТМ три раза в секунду. Пример реального протокола бокового маневра (коррекция орбиты в направлении «север–юг») приведен на рис. 4 (маневр № 2270 от 20.01.2013 г.).

### КА "Ямал-200" №2. Анализ работы ТМ. Маневр боковой №2270

Apxing E:\PROT	_TMI\Jmal202	028127.tcl
----------------	--------------	------------

СХП 1

Подготовка СХП 23.01.2013 18:39:28 18:39:27 Контроль СХП 23.01.2013 18:41:41 18:41:40 Приведение ОДУ в исходное 23.01.2013 22:36:37 22:36:36 Суммарное время работы ТМ 2:58:34 Суммарный расход РТ при работе ТМ 28.9278 грамм Характеристическая скорость

	Заданная	Отработанная
Wb (M/c)	0.244110	0.243599
Wn (m/c)	0.000000	-0.001552
VVN (M/C)	0.00000	[-0.001332

	В начале маневра	После маневра	%
Gx (HMC)	8.023	11.799	73.054
Gy (Нмс)	-7.097	5.805	
Gz (HMC)	-3.308	5.347	29.706

Nº TM	№ катода	Вкл. ЭПК	Номин. тяга	Откл. ТМ	Длит. работы	Поджиг	
TM2	1	23.01.2013 19:23:03	19:23:25	19:55:18	0:32:16		
TM4	1	23.01.2013 19:58:11	19:58:28	20:39:18	0:41:8		
TM1	1	23.01.2013 20:42:11	20:42:22	21:24:23	0:42:13		
TM4	1	23.01.2013 21:27:16	21:27:33	22:08:33	0:41:18		
TM2	1	23.01.2013 22:11:26	22:11:49	22:24:53	0:13:28		
TM3	1	23.01.2013 22:27:46	22:27:59	22:35:56	0:8:11		]
Сообщ	ения о ном	инальной тяге во в	емя работы	TM			
TM1	TM2	TM3	TM4	TM5	TM6 T	M7	TM
			21:58:23				

**Рис. 4.** Фрагмент протокола маневра (время – дата, ч:мин:с). Продолжительность выхода на режим «номинальной тяги» (2,23–0,3) A: TM2 – (22–23) c; TM4 – 17 c; TM1 – 11 c; TM3 – 13 c

В протоколе, в разделе «Работа ТМ» приведена графа «Номинальная тяга», а также есть раздел «Сообщения о номинальной тяге во время работы ТМ». «Номинальная тяга» — это алгоритмическое понятие, соответствующее значению тока анода ( $2,23\pm0,3$ ) А из-за возможной погрешности тарировок телеметрических параметров, погрешностей датчиков, погрешности системы измерений и обработки параметров (по технической документации на ТМ ток анода ( $2,23\pm0,02$ ) А). «Номинальная тяга» при включении ТМ — это признак появления тока анода и прохождения его через значение примерно (2,23 - 0,3 = 1,93) А. Время достижения этой величины индивидуально

для каждого TM, как видно из протокола на рис. 4 (от 11 с для TM1 до 23 с для TM2), и стабильно (с погрешностью до 1-2 с) на протяжении всего времени эксплуатации. Сообщение о номинальной тяге во время работы TM — это признак выхода тока анода из броска тока анода (БТА), оно соответствует значению тока (2,23 + 0,3 = 2,53) А, что и означает проявление БТА.

На рис. 5 приведены графики основных параметров ТМ, полученные при проведении маневра № 2270 на КА2 от 23.01.2013 г. В типичном боковом маневре реализуются шесть включений четырех ТМ (длительность работы приведена в протоколе на рис. 4).



Рис. 5. Маневр № 2270 от 23.01.2013 г.: 1 — ток накала катода в дежурном режиме; 2 — ток анода (разряда); 3 — ток термодросселя; 4 — ток в цепи датчика накала катода (индикатор переменной составляющей тока разряда); 5 — бросок тока анода

Броски тока анода. Специфической особенностью стационарных плазменных двигателей, имеющих керамическую (BN + SiO<sub>2</sub>) разрядную камеру, являются броски тока анода (тока разряда). При работе ЭРД в составе КА «Ямал-200» продолжительность БТА составляла от нескольких секунд в начале работы двигателя (для различных двигателей от 30 до 150 ч наработки) [3] до долей секунды в дальнейшем. Длительные БТА продолжительностью до 5 с для различных ТМ начинались с 30...70 ч наработки и заканчивались при 100...170 ч [3]. Одновременно имели место и кратковременные БТА (менее 1 с), которые стали превалирующими после прекращения длительных БТА. Число их сначала достигало до 20 за маневр на один ТМ, со временем оно уменьшилось до одного-трех за маневр [4, 5] (рис. 6).





При БТА происходит мгновенное повышение тока термодросселя в соответствии с существующим механизмом обратной связи между токами разряда и термодросселя, а затем в течение нескольких секунд ток анода возвращается к номинальной величине (рис. 7). Из-за их кратковременности броски тока анода не оказывают заметного влияния на величину тяги.



Рис. 7. Броски тока анода КА2 при выполнении маневра № 2270 от 23.01.2013 г.: — – ток анода; — – ток термодросселя; — – отрицательные колебания токов (по данным телеметрии)

Наблюдаемые БТА наиболее вероятно связаны с процессом приработки керамической разрядной камеры: эрозия и переконденсация материала внутри разрядной камеры приводит к кратковременным нарушениям электронно-ионных процессов. Начало процесса состоит в сглаживании угловой выходной кромки керамики. Изменение скорости эрозии выходной кромки (BN + SiO<sub>2</sub>) по данным ОКБ «Факел» приведено на рис. 8. Некоторые вопросы влияния состояния поверхности керамики разрядной камеры в процессе эрозии на характер колебаний в двигателе типа СПД рассмотрены в работах [9, 10].



Рис. 8. Изменение скорости эрозии (изменение радиуса) на срезе керамической разрядной камеры электроракетного двигателя M70

Если БТА происходят, то, как правило, через более чем 15 мин после включения ТМ (это примерно время прогрева керамики разрядной камеры до ~600 °С (расчеты ОКБ «Факел»)). Это можно трактовать как термостимулированный процесс переноса микроколичеств осаждающихся в процессе эрозии фрагментов керамики и его влияния на процессы в разрядной камере.

Работа катода. Одним из компонентов, определяющих длительную работу ТМ, является катод, при этом в целях резервирования в ТМ предусмотрены два катода. В катоде, являющемся источником электронов (материал эмиттера — гексаборид лантана LaB<sub>6</sub>), на этапе подготовки к включению ТМ («дежурный режим») в течение 150...160 с эмиттер радиационно нагревается током накала спирали из сплава W-Re27 (расчетная температура спирали — до ~1700 °C). После отключения накала эмиттер нагревается потоком ионов ксенона. Выключение поджигного электрода двигателя осуществляется по достижении разрядным током значения большего или равного 0,8 А.

По документации ОКБ «Факел» на ТМ, величина тока накала катода в дежурном режиме (12±0,5) А. Процесс включения тока накала катода осуществляется БАТМ. В момент включения происходит бросок тока от 14 до 15 A (фиксируемое телеметрией значение), в течение 2–3 с ток спадает до ~13 A. Со временем, по мере прогрева спирали (повышения ее электросопротивления), ток приходит в регламентируемый диапазон ( $12,0\pm0,5$ ) A. Время выхода на значение 12,5 A для различных катодов TM имеет разброс от единиц до десятков секунд. За прошедшие годы характер поведения тока накала не претерпел изменений. На рис. 9 в качестве примера приведены графики токов накала TM 6–1 KA1 в 2005 и 2013 гг. Характер изменения тока накала виден также на графиках рис. 5.




Динамика выхода ТМ на рабочий режим. Может представлять интерес реальная динамика выхода ТМ на рабочий режим. В соответствии с протоколами ЦУП «Ямал», это время от открытия электропневмоклапана подачи рабочего тела (с одновременной подачей анодного напряжения) до режима «номинальной тяги». Алгоритмическое понятие «номинальная тяга» описано выше. Время выхода на «номинальную тягу» индивидуально для различных ТМ. Как видно из протокола маневра (см. рис. 4), это время от 11 с для ТМ1 до 23 с для ТМ2. Это типичная картина для обоих КА на различных ТМ и катодах. За прошедшие десять лет эти величины для каждого ТМ практически не изменились (с погрешностью 1–2 с). Пример картины запуска ТМ (по телеметрическим данным с борта КА) приведен на рис. 10.



Рис. 10. Режим запуска тяговых модулей (ТМ) КА2 при выполнении маневра № 2251 от 16.12.2013 г. ТМ4–1: 1; 2 — ток накала катода, ток термодросселя в режиме подготовки к запуску; 3 — ток анода в рабочем режиме; 4 — ток термодросселя в рабочем режиме; 5 — ток в цепи накала катода в рабочем режиме (при выключенном накале)

*Стабильность работы ДУ.* За последние годы проведен ряд наблюдений, подтверждающих длительную стабильность работы ТМ КА «Ямал-200»:

• обычно ТМ включаются попеременно на катодах 1 и 2 (переходы — ежемесячно). В качестве проверки стабильности в течение двух лет (2011–2012 гг.) четные ТМ КА2 (ТМ № 2, 4, 6, 8) работали только на катодах 2. После включений этих ТМ на катоде 1 они подтвердили использованные ранее режимы работы;

• как указывалось выше, в основном при эксплуатации попеременно выполняются маневры на ТМ № 1, 2, 3, 4 и ТМ № 5, 6, 7, 8

с переменой через 1,5 сут. С целью исследования возможностей эксплуатации проведены циклы маневров, когда в течение полугода КА работали только на ТМ № 1–4, следующее полугодие — на ТМ № 5–8. Изменений характера работы ТМ и параметров не отмечено;

• в табл. 4 приведена статистика по токам анода и токам термодросселя — регулятора расхода ряда тяговых модулей КА2 за все время работы ТМ. Приведенные значения — это данные, усредненные с распечаток в пределах каждого из приведенных в таблице маневров (например, маневр № 2270 — см. рис. 5). Видна достаточная стабильность параметров. Аналогичная картина и на КА1.

Таблица 4

Годы	№ TM	TM1-1	TM2-1	TM3-1	TM4-1	TM5-2	TM6-2	TM7-1	TM8-1
2004	№ маневра	307	275	275	275	282	327	307	308
	TA, A	2,22	2,23	2,10	2,22	2,20	2,20	2,20	2,23
	TT, A	1,20	1,20	1,20	1,08	1,05	1,20	1,20	1,17
	№ маневра	395	395	506	395	457	445	438	396
2005	TA, A	2,20	2,22	2,19	2,23	2,20	2,21	2,20	2,20
	TT, A	1,15	0,95	1,20	1,02	1,00	1,00	1,20	1,12
	№ маневра	847	844	844	852	876	914	914	904
2007	TA, A	2,22	2,22	2,22	2,23	2,21	2,20	2,21	2,20
	TT, A	1,21	1,00	1,20	1,01	1,00	1,00	1,08	1,07
	№ маневра	2 087	2 143	2 188	2 143	2 087	2 096	2 139	2 242
2012	TA, A	2,20	2,20	2,20	2,22	2,20	2,20	2,20	2,20
	TT, A	1,10	0,95	1,00	1,00	0,90	1,00	1,10	1,10
	№ маневра	2 277	2 265	2 275	2 277	2 316	2 252	2 275	2 280
2013	TA, A	2,20	2,20	2,20	2,22	2,20	2,23	2,20	2,20
	TT, A	1,20	0,90	1,10	1,00	0,90	1,00	1,00	1,10

Сравнение токов анода и токов термодросселя тяговых модулей объединенной двигательной установки КА2 в 2004–2013 гг.

*Примечание*. ТА – ток анода; ТТ – ток термодросселя.

#### Выводы

В составе двух телекоммуникационных космических аппаратов «Ямал-200», созданных РКК «Энергия» по заказу и при непосредственном участии ОАО «Газпром космические системы», в течение более десяти лет (с декабря 2003 г.) работали двигательные установки с электроракетными тяговыми модулями, разработанными ОКБ «Факел», и аппаратурой электропитания и управления тяговыми модулями разработки АО «АВЭКС».

Постоянный контроль и анализ работы электроракетных тяговых модулей, осуществляемые специалистами ОАО «Газпром космические системы» и РКК «Энергия», показывают, что эти ТМ обеспечивают в течение более десяти лет работу телекоммуникационных КА на геостационарной орбите. Максимальная огневая наработка ТМ за 10,5 лет составила 1 170 ч, количество включений — 2 450 (по документации ОКБ «Факел», гарантированные значения, соответственно, 1 650 ч и 2 500 включений), суммарная огневая наработка СЭРД составила на КА1 7 480 ч, на КА2 — 7 090 ч, количество включений — 16 820 и 14 970, соответственно.

За время эксплуатации продемонстрирована стабильная работа как ТМ и системы электроракетных двигателей, так и объединенной двигательной установки в целом. Важно, что проведены детальные исследования работы партии ЭРД (16 ЭРД СПД-70) и АПУ при выполнении штатной работы КА в течение более десяти лет, включая динамику при запуске ТМ; кратковременные превышения тока анода различной длительности и частоты их проявления, характеризующие динамику приработки керамической разрядной камеры; регулярные расчеты тяги всех ТМ на базе большого числа маневров, показывающие практически неизменную величину тяги за время эксплуатации.

#### Список литературы

1. Журавин Ю. Новые «Ямалы» // Новости космонавтики. 2004. Т. 14. № 1(252). С. 19–21.

2. Архипов А.С., Ким В.П., Сидоренко Е.К. Стационарные плазменные двигатели Морозова. М.: Издательство МАИ, 2012. 291 с.

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

4. Борисенко А.А., Канищева М.А., Мурашко В.М., Обухов Е.В., Попов А.Н., Севастьянов Н.Н., Соколов А.В., Сухов Ю.И. Работа электроракетных двигателей в составе двух телекоммуникационных космических аппаратов «Ямал-200» за 8 лет эксплуатации // Космонавтика и ракетостроение. 2013. № 1(70). С. 51–57.

5. Островский В.Г., Сухов Ю.И. Разработка, создание и эксплуатация электроракетных двигателей и электроракетных двигательных установок в ОКБ-1–ЦКБЭМ–НПО «Энергия»–РКК «Энергия» им. С.П. Королёва (1958–2011 г.) // Ракетно-космическая техника. Труды. Сер. XII. Королёв: РКК «Энергия», 2011. Вып. 3–4. С. 122–127.

6. Агеев В.П., Милевский С.Я., Мурашко В.М., Севастьянов Н.Н., Семенов Ю.П., Соколов Б.А., Сухов Ю.И., Чинаев М.Г. Длительная эксплуатация электроракетных двигателей в составе геостационарного информационного космического аппарата «Ямал 100» // Ракетнокосмическая техника. Труды. Сер. XII. Королёв: РКК «Энергия», 2003. Вып. 1–2. С. 7–10. 7. Garner Ch., Brophy J., Day M., et al. A 5730-Hr Cyclic Endurence test of the SPT-100 // 24th International Electric Propulsion Conference. 19–23 September 1995, Moscow, Russia.

8. Day M., Kim V., Kozlov V., et al. Investigation of the nonoperating cathode erosion reasons // 32nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 1–3 July 1996, Lake Buena Vista, FL, USA, AJAA 96–2704.

9. *Морозов А.И.* Введение в плазмодинамику. М.: Физматлит, 2006. 576 с.

10. Kim V., Brophy J., Day M., et al. Simulation of Discharge Channel Wall Contamination Influence of SPT-100 parameters and level of Oscilation in Discharge Circuit // 31st AIAA/ ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 10–12 July 1995, San Diego, CA, USA.

Статья поступила в редакцию 27.10.2015 г.

### Reference

1. Zhuravin Yu. Novye «Yamaly» [New Yamals]. Novosti kosmonavtiki, 2004, vol. 14, no. 1(252), pp. 19–21.

2. Arkhipov A.S., Kim V.P., Sidorenko E.K. Statsionarnye plazmennye dvigateli Morozova [Morozov stationary plasma thrusters]. Moscow, MAI publ., 2012. 291 p.

3. Tayurskii G.I., Murashko V.M., Borisenko A.A., Kropotin S.A., Ostrovskii V.G., Popov A.N., Sukhov Yu.I., Ulanova E.N. Analiz raboty elektroraketnykh dvigatelei v sostave telekommunikatsionnogo kosmicheskogo apparata «Yamal-200» [Analysis of electric thrusters performance within telecommunication spacecraft Yamal-200]. Izvestiya RAN. Energetika, 2009, no. 3, pp. 124–130.

4. Borisenko A.A., Kanishcheva M.A., Murashko V.M., Obukhov E.V., Popov A.N., Sevast'yanov N.N., Sokolov A.V., Sukhov Yu.I. Rabota elektroraketnykh dvigatelei v sostave dvukh telekommunikatsionnykh kosmicheskikh apparatov «Yamal-200» za 8 let ekspluatatsii [Performance of electric thrusters within two telecommunication spacecrafts Yamal-200 over 8 years of operation]. Kosmonavtika i raketostroenie, 2013, no. 1(70), pp. 51–57.

5. Ostrovskii V.G., Sukhov Yu.I. Razrabotka, sozdanie i ekspluatatsiya elektroraketnykh dvigatelei i elektroraketnykh dvigatel'nykh ustanovok v OKB-1–TsKBEM–NPO «Energiya»–RKK «Energiya» im. S.P. Koroleva (1958–2011) [Development and operation of electric propulsion thrusters and electric propulsion systems at OKB-1–TsKBEM–NPO Energia–S.P.Korolev RSC Energia (1958-2011)]. Raketno-kosmicheskaya tekhnika. Trudy. Ser. XII. Korolev: RKK «Energiya» publ., 2011, issue 3–4, pp. 122–127.

6. Ageev V.P., Milevskii S.Ya., Murashko V.M., Sevast'yanov N.N., Semenov Yu.P., Sokolov B.A., Sukhov Yu.I., Chinaev M.G. Dlitel'naya ekspluatatsiya elektroraketnykh dvigatelei v sostave geostatsionarnogo informatsionnogo kosmicheskogo apparata «Yamal-100» [Long-term operation of electrical thrusters within a geostationary communication spacecraft Yamal-100]. Raketnokosmicheskaya tekhnika. Trudy. Ser. XII. Korolev: RKK «Energiya» publ., 2003, issue 1–2, pp. 7–10.

7. Garner Ch., Brophy J., Day M., et al. A 5730-Hr Cyclic Endurence test of the SPT-100. 24th International Electric Propulsion Conference, 19–23 September 1995, Moscow, Russia.

8. Day M., Kim V., Kozlov V., et al. Investigation of the nonoperating cathode erosion reasons. 32nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 1–3 July 1996, Lake Buena Vista, FL, USA, AJAA 96–2704.

9. Morozov A.I. Vvedenie v plazmodinamiku [Introduction to plasma dynamics]. Moscow, Fizmatlit publ., 2006. 576 p.

10. Kim V., Brophy J., Day M., et al. Simulation of Discharge Channel Wall Contamination Influence of SPT-100 parameters and level of Oscillation in Discharge Circuit. 31st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 10–12 July 1995, San Diego, CA, USA.

УДК 621.455.32.01

### СОЗДАНИЕ ПЛАЗМЕННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ МАЛОЙ МОЩНОСТИ ДЛЯ МИКРОСПУТНИКОВ

© 2015 г. Гопанчук В.В., Потапенко М.Ю.

ФГУП Опытное конструкторское бюро «Факел» Московский проспект, д. 181, г. Калининград (обл.), Российская Федерация, 236001, *e-mail: info@fakel-russia.com* 

В статье представлены результаты решений ряда практических задач, возникших при разработке нового плазменного двигателя малой мощности и оптимизации принципиальной схемы с целью повышения эффективности его функционирования, а также снижения энергетических затрат на генерацию тягового усилия. Представлена концепция принципиальной схемы плазменного двигателя с полым магнитным анодом.

Изложены результаты исследовательских работ, направленных на создание перспективных плазменных двигателей малой мощности в диапазоне 70...300 Вт, обеспечивающих повышенные выходные параметры при снижении массогабаритных характеристик. В результате проведенных работ были разработаны двигатели малой мощности ПлаС-34 и ПлаС-40. Описаны итоги исследований влияния конструктивных параметров магнитной и разрядной систем на эффективность функционирования рассматриваемых двигателей. Определены особенности работы и поведение удельных параметров и характеристик плазменных двигателей новой схемы при различных режимах. Продемонстрированы преимущества двигателей типа ПлаС в сравнении с известными аналогами, а также конкурентоспособность и перспективность их применения.

**Ключевые слова:** малый космический annapam, электроракетный двигатель, стационарный плазменный двигатель, тяговая эффективность, плазменный двигатель с полым магнитным анодом.

### DEVELOPMENT OF LOW-POWER PLASMA THRUSTERS FOR SMALL SATELLITES

### Gopanchuk V.V., Potapenko M.Yu.

FSUE Experimental Design bureau «Fakel» 181 Moskovsky prospect, Kalinigrad (reg.), 236001, Russian Federation, e-mail: info@fakel-russia.com

The paper presents the results of solutions to a number of practical problems, encountered during development of a new low-power plasma thruster and optimization of its configuration in order to improve its performance, as well as to reduce the energy cost of thrust generation. It provides a conceptual schematic of a plasma thruster with a hollow magnet anode.

It presents the results of studies aimed at developing advanced low-power plasma thrusters within the range 70...300 W, which provide improved output parameters while having lower mass and dimensions. The development effort resulted in low-power thrusters PlaS-34 and PlaS-40. It describes the results of studies into the effects of design parameters of magnetic and discharge systems on the performance of the thrusters. It describes operational features and behavior of specific parameters of the plasma thrusters of the new system at various operating points. It demonstrates the advantages of the PlaS thrusters in comparison with known analogs, as well as their competitive edge and the promising outlook for their application.

*Key words:* small satellite, electric propulsion, stationary plasma thruster, thrust efficiency, plasma thruster with a hollow magnet anode.



ГОПАНЧУК В.В.



потапенко м.ю.

ГОПАНЧУК Владимир Васильевич — начальник сектора – ведущий конструктор Опытного конструкторского бюро «Факел», e-mail: info@fakel-russia.com GOPANCHUK Vladimir Vasil'evich — Head of Subdepartment – Leading Designer of Experimental Design bureau «Fakel», e-mail: info@fakel-russia.com

ПОТАПЕНКО Мира Юрьевна — кандидат технических наук, инженер-конструктор 1 категории Опытного конструкторского бюро «Факел», e-mail: mira-world@yandex.ru POTAPENKO Mira Yur'evna — Candidate of Science (Engineering), Design Engineer of 1st category of Experimental Design bureau «Fakel», e-mail: mira-world@yandex.ru

### Введение

Одной из тенденций в современной космической отрасли является все большее расширение области применения на космических аппаратах (КА) электроракетных двигателей (ЭРД), в частности, стационарных плазменных двигателей (СПД) различной мощности. В настоящее время СПД применяются в системах ориентации и коррекции положения орбитальных группировок КА для обеспечения связи, вещания, ретрансляции и дистанционного зондирования Земли.

Все более активно сегодня применяются малые космические аппараты с массой до 500 кг. Круг решаемых ими задач постоянно расширяется, повышаются требования к различным подсистемам КА, в т. ч. и к самим электроракетным двигательным установкам. В связи с этим возрастает потребность создания ЭРД с улучшенными тяговыми параметрами и повышенной надежностью при минимальных его габаритах и массе.

Разработка плазменного двигателя, эффективно функционирующего при малых мощностях разряда, является достаточно сложной задачей из-за конструктивных ограничений, возникающих из-за необходимости одновременного сочетания контрарных друг другу требований. С одной стороны, необходимо предельно минимизировать взаимное влияние отдельных элементов магнитной и разрядной систем двигателя, а с другой стороны, выполнить требование по миниатюризации конструкции.

Как известно, тяговая эффективность двигателя снижается с уменьшением типоразмера модели. В малоразмерных моделях близость элементов конструкции двигателя осложняет формирование требуемой структуры магнитного поля в рабочей области ускорительного канала (УК), что необходимо для осуществления процессов ионизации и ускорения рабочего газа. Данная проблема является главной причиной невозможности достижения высокой тяговой эффективности СПД. Кроме того, в малых двигателях ограниченной теплопроводности по конструкции затруднен процесс организации теплосброса. Дополнительным немаловажным фактором является необходимость обеспечения в разрядной камере с относительно малым объемом равномерного азимутального распределения рабочего газа.

### Ограничения конструкции СПД

Наиболее важным параметром, характеризующим СПД, является полная электрическая эффективность, которая может быть определена выражением:

$$\eta = \frac{N_{\text{тяга}}}{N_{\text{вход}}},$$

где  $N_{_{\text{тяга}}}$  — мощность, используемая для генерации тягового усилия;  $N_{_{\text{вход}}}$  — мощность, подводимая к двигателю.

Как известно, подводимая к двигателю мощность расходуется на несколько процессов, что демонстрирует выражение:

$$N_{\text{вход}} \approx N_{\text{тяга}} + N_{\text{ионизация}} + N_{\text{потери}} + N_{\text{др}},$$
 (1)

где  $N_{_{ионизация}}$  — мощность, используемая для ионизации рабочего тела;  $N_{_{потери}}$  — потери мощности, связанные с неэффективностью работы двигателя;  $N_{_{др}}$  — мощность, подводимая к накалу, электромагнитам и т. д.

Ввиду того, что для современных СПД затраты энергии, подводимой к электромагнитам или накалу, малы в сравнении с мощностью, выделяемой для ионизации рабочего тела, генерации тяги и различных потерь, можно ограничиться лишь тремя слагаемыми в выражении для подводимой к двигателю энергии [1]. Тогда, учитывая формулу (1), получаем выражение для полной электрической эффективности:

$$\eta \approx \frac{N_{\text{тяга}}}{N_{\text{тяга}} + N_{\text{ионизация}} + N_{\text{потери}}} = \frac{1}{1 + \frac{N_{\text{ионизация}}}{N_{\text{тяга}}} + \frac{N_{\text{потери}}}{N_{\text{тяга}}}}.$$

Допустив, что для двигателей отношение  $N_{\text{потери}}/N_{\text{тяга}}$  остается постоянным или изменяется незначительно, получаем:

$$\eta \approx \frac{1}{\text{const} + \frac{N_{\text{ионизация}}}{N_{\text{гого}}}}$$

т. е., эффективность двигателя максимальна при минимальных затратах мощности на ионизацию рабочего тела. В СПД процессы ионизации газа неразрывно связаны с процессами ускорения. В результате этого достаточно сложно и практически невозможно независимо оптимизировать каждый из этих процессов.

Предпринимались попытки решить задачу оптимизации процессов ионизации путем применения так называемой двухступенчатой схемы СПД [2–4]. Основной задачей данной схемы являлась минимизация затрат на ионизацию путем введения вторичных источников ионизации.

Как показали исследования [5], типичный уровень затрат на ионизацию газа в 5...10 раз превышает теоретический минимум 12 эВ для ксенона и практически составляет более чем 60...120 эВ/ион. Это означает, что бо́льшая часть энергии, предназначенной для ионизации, теряется двигателем в виде бесполезного тепла и излучения.

Кроме ограничения СПД в достижении повышенных значений тяговой эффективности на всех режимах работы, также существует и ограничение в достижении высокого удельного импульса тяги. При работе СПД в режиме высокого удельного импульса тяги наблюдается снижение тяговой эффективности ввиду роста обратного электронного тока и доли многозарядных ионов. Данное ограничение может быть снижено путем увеличения магнитного поля, что предотвращает значительное снижение тяговой эффективности двигателя на режимах работы с высоким удельным импульсом тяги. Другое ограничение СПД, связанное с режимом работы с большой тягой и низким удельным импульсом, является фундаментальным для работы холловских двигателей и вряд ли может быть решено путем оптимизации только магнитного поля. Таким образом, дальнейшее повышение тяговой эффективности на данном режиме работы возможно путем оптимизации механизмов ионизации газа независимо от процессов ускорения, что, например, возможно частично реализовать в плазменном двигателе с полым магнитным анодом.

# Концепция плазменного двигателя с полым магнитным анодом

В настоящее время широко известны две разновидности плазменных двигателей: СПД и двигатель с анодным слоем (ДАС). В начале 1990-х гг. с целью повышения эффективности ЭРД, а также для повышения уровня их удельных параметров и характеристик, в ОКБ «Факел» впервые была предложена [6] и апробирована в экспериментальном плазменном двигателе *SPT*-1 новая конструктивная схема двигателя с полым анодом. На основе полученных результатов исследований двигателя *SPT*-1 была разработана подобная схема плазменного двигателя с полым магнитным анодом (рис. 1), которому было присвоено наименование ПлаС [6].



Рис. 1. Схема плазменного двигателя с полым магнитным анодом (ПлаС): 1 — выходные керамические кольца; 2 — полый магнитный анод-газораспределитель; 3 — ось двигателя

Отличительной особенностью двигателей типа ПлаС является комбинированная разрядная камера (РК), выходная часть которой образована диэлектрическими кольцами, расположенными в зоне наиболее интенсивного роста радиальной составляющей магнитной индукции  $B_r$ , а ее донная часть образуется за счет внутренней полости примыкающего к выходным кольцам полого магнитного анода-газораспределителя, который электрически изолирован от остальных элементов конструкции двигателя.

Преимуществами такого полого магнитного анода являются: *во-первых*, возможность минимизации колебаний плазмы за счет облегченного процесса замыкания электронов на анод из любой зоны РК и оптимизации процесса ионообразования за счет более эффективного использования ширины УК, а, *во-вторых*, формирование оптимальной структуры магнитного поля с повышенным градиентом *B*<sub>r</sub> в канале в направлении от анода к срезу РК [7].

Выполнение РК в виде комбинации металлокерамических материалов позволяет существенно снизить риски аккумулирования статического электричества и возникновения электрических пробоев вдоль стенок камеры, что является важным при эксплуатации в условиях низких температур.

В ОКБ «Факел» авторами ведется разработка плазменных двигателей с полым магнитным анодом малой мощности. На рис. 2 представлены лабораторная модель (ЛМ) двигателя ПлаС-34 и инженерная модель (ИМ) двигателя ПлаС-40, серединный диаметр УК которых составляет 34 и 40 мм, соответственно.



Рис. 2. Плазменные двигатели с полым магнитным анодом малой мощности: а — ПлаС-34 (лабораторная модель); б — ПлаС-40 (инженерная модель)

Диапазон регулирования параметров двигателей ПлаС-34 и ПлаС-40 с учетом мощности разряда и затрат мощности на создание магнитного поля, а также с учетом расхода рабочего тела через катод и поправки на уровень давления в вакуумной камере приведен в табл. 1.

Таблица 1

Парамотр	Двигатель			
параметр	ПлаС-34 (ЛМ)	ПлаС-40 (ИМ)		
Напряжение разряда, В	120300	100500		
Ток разряда, А	0,651,25	1,002,25		
Мощность разряда, Вт	80375	100650		
Тяга, мН*	до 20	до 40		
Удельный импульс тяги, с*	до 1 330	до 1 880		
КПД, %	до 37	до 50		
Цена тяги, Вт/мН*	1621	1318		

### Основные параметры и характеристики двигателей ПлаС-34 и ПлаС-40

Примечание. \* – В статье наряду с единицами измерения в системе СИ используются и несистемные единицы, которые широко распространены в повседневной технической практике и инженерном общении, так как эти единицы измерения используются в ТЗ, шкалах приборов и являются производными от системных единиц. Например, вместо параметра «скорость истечения рабочего тела» [м/c] используется параметр «удельный импульс тяги» [с]; тяга указывается в [H]. ЛМ — лабораторная модель; ИМ — инженерная модель.

# Особенности работы плазменного двигателя с полым магнитным анодом

Повышение эффективности функционирования двигателя является комплексной задачей, требующей совместного оптимизирования его различных систем. При разработке изделия необходимо учитывать взаимное влияние геометрических и физических параметров магнитной системы (МС) и РК. Для двигателя с полым магнитным анодом проведено исследование влияния параметров конструкции и рабочего режима на его выходные характеристики. Наибольший интерес для изучения представляло, во-первых, определение влияния конфигурации МС с новым элементом — магнитным анодом — на формирование фокусирующей геометрии силовых линий магнитного поля в УК, а также на эффективность работы МС в целом. Во-вторых, исследовалось влияние геометрических размеров и конфигурации полого магнитного анода-газораспределителя, являющегося также и элементом разрядной системы, на эффективность процессов образования и ускорения ионов.

#### Исследование влияния магнитного поля двигателя с полым магнитным анодом на его выходные параметры

Магнитная система предназначена для формирования магнитного поля в УК со структурой, обеспечивающей нарастающий от анода к выходу характер радиальной составляющей индукции магнитного поля. Одним из условий эффективного функционирования является обеспечение в выходной области УК максимальных магнитных полей порядка 20...30 мТл. Для достижения длительного ресурса и минимизации процессов эрозии стенок РК необходимо предельно сузить протяженность зоны ионизации и ускорения (ЗИУ). При этом нужно обеспечить вынос максимума индукции магнитного поля вперед по потоку газа за срез РК и магнитные полюса магнитной системы двигателя для минимизации процессов эрозии стенок РК.

Особенностью рассматриваемой МС является введение нового магнитного элемента (как элемента из состава анода), по форме подобного основному магнитному контуру МС, но меньшего размера. Такой магнитный элемент расположен напротив межполюсного промежутка и позволяет сформировать в УК магнитное поле оптимальной конфигурации. Магнитный анод позволяет одновременно и повысить общий уровень магнитной индукции в зоне выхода из УК, и минимизировать его в зоне подачи рабочего газа (см. рис. 1) [8].

Расчеты магнитных полей, а также зондовые измерения магнитной индукции по серединной поверхности УК при различных токах  $I_{\kappa}$  в катушках намагничивания такого двигателя продемонстрировали наличие принципиального эффекта — повышения общего уровня радиальной составляющей магнитной индукции при ее неизменном, близком к нулевому, значении вблизи донной поверхности анода (рис. 3), т. е. достигается существенное увеличение градиента радиальной составляющей магнитного поля.

При этом также отмечено, что структура магнитного поля в ускорительном канале двигателя с полым магнитным анодом [9] при существенном увеличении намагничивающей силы принципиально не изменяется — кривизна силовых линий магнитного поля не трансформируется, а увеличивается лишь напряженность в локальной области.

Известно, что положительным фактором в структуре магнитного поля в УК является обеспечение близких к нулевому значению магнитных полей в прианодной зоне подачи нейтральных частиц рабочего газа. На рис. 4 представлено распределение *B<sub>r</sub>* вдоль наружной и внутренней стенок РК, а также посредине ускорительного канала.



Рис. 3. Изменение радиальной составляющей магнитной индукции  $B_r$  посредине ускорительного канала при различных токах в катушках намагничивания: —  $-I_{\kappa} = 1A$ ; —  $-I_{\kappa} = 1,5A$ ; —  $-I_{\kappa} = 2,0A$ ; —  $-I_{\kappa} = 2,5A$ Примечание. РК — разрядная камера.

Как видно из рис. 4, особенностью двигателя с полым магнитным анодом является то, что в зоне между дном анода и границей начала интенсивного роста радиальной составляющей индукции (вблизи координаты Z = -3 мм) магнитные поля по всей ширине УК минимальны.



Рис. 4. Изменение радиальной составляющей магнитной индукции вдоль ускорительного канала двигателя ПлаС-40: — у наружной стенки канала; — посредине канала; — у внутренней стенки канала Примечание. РК — разрядная камера.

Кроме того, необходимо также отметить, что структура магнитного поля у стенок УК симметрична относительно его серединной поверхности, что очень важно для более полного использования всей ширины канала для повышения эффективности процесса ионизации газа. Были проведены исследования по влиянию изменения магнитного поля в УК на тяговые параметры двигателя ПлаС-40 (рис. 5). Во время испытаний двигателя при изменении магнитного поля (при оптимизации по токам намагничивания на режиме при  $I_d = 1,25$  А и  $U_d = 180$  В) ток в одной группе катушек поддерживался постоянным на уровне 1,8 А, тогда как в других изменялся.

Результаты испытаний показали, что новый двигатель имеет относительно широкий диапазон стабильной и устойчивой работы при различных сочетаниях токов в катушках намагничивания, при которых уровень КПД остается на высоком уровне (рис. 5, а).



**Рис. 5. Зависимости параметров двигателя ПлаС-40:** a - KПД от тока в катушках намагничивания ( $\bullet - регулирование$  наружной катушки,  $\bullet - регулирование внутренней катушки); <math>b - тяги$  от индукции магнитного поля  $B_r$  в ускорительном канале ( $\bullet - I_p = 1 A; \bullet - I_p = 1, 5 A; \bullet - I_p = 2, 0 A; \bullet - I_p = 2, 5 A$ )

Было также отмечено, что при токе разряда  $I_p$  более 2 А происходит резкое повышение уровня тяги двигателя в зависимости от уровня генерируемого магнитного поля (рис. 5, б). Данное явление, как показали исследования, обусловлено сужением протяженности ЗИУ и ее смещением к срезу РК, что, как известно, способствует снижению потерь выпадающих на стенках канала ионов, улучшению фокусировки плазменной струи, и, в конечном итоге, повышению тяговых параметров двигателя.

### Исследование эффективности процессов ионизации в разрядной камере двигателя

Уровень достигаемых тяговых и ресурсных характеристик любого СПД в значительной степени зависит от эффективности процессов ионообразования и ускорения в РК. Эффективность

работы двигателя зависит от эффективности использования рабочего тела (РТ), для повышения которой необходима оптимизация организации процессов ионизации и ускорения при помощи новой конструкции РК. Степень (полнота) ионизации РТ является одним из основных факторов, влияющих на КПЛ и достижение повышенного удельного импульса тяги. Это влияние играет наиболее существенную роль при изменениях удельного импульса при фиксированных значениях напряжения разряда и расхода РТ. При стремлении обеспечения полной ионизации газа в РК двигателя необходимы, во-первых, рациональное расположение анода относительно границы зоны ионизации плазмы, во-вторых, организация эффективного газораспределения в РК по всей ширине УК. При решении таких задач необходимо также стремиться к обеспечению равномерной азимутальной однородности газораспределения в РК не только по азимуту УК, но и по всему объему анодной полости.

Основным критерием для оценки использования РТ является коэффициент переработки нейтральных атомов подаваемого РТ в ускоряемые ионы (часто называемый также коэффициентом использования РТ) [10]:

$$K_i = I_i / I_{\dot{m}},$$

где  $I_i$  — ток ионов, выходящих из канала;  $I_m$  — расход, выраженный в токовых единицах.

$$I_{\dot{m}} = \frac{\dot{m}}{M} e,$$

где  $\dot{m}$  — расход РТ; M — масса атомов РТ (для ксенона M = 2,18·10<sup>-25</sup> кг); e — заряд электрона.

Как известно, оптимальным считается режим функционирования ЭРД, когда все нейтральные атомы РТ однократно ионизуются, и впоследствии все образовавшиеся ионы ускоряются. При этом предпочтительнее, чтобы число попадающих на стенки ионов, подверженных рекомбинации, было минимально, или чтобы они отсутствовали полностью ( $K_i \approx 1$ ).

В двигателе с полым магнитным анодом повышение эффективности процесса ионообразования достигается за счет дополнительных каналов подачи РТ в РК двигателя, располагающихся на внутренней и наружной стенке полого анода и максимально приближенных к входной по потоку газа границе зоны ионизации (см. рис.1). Подача рабочего газа вблизи границы начала зоны ионизации посредством дополнительных каналов впрыска позволяет предельно снизить вероятность образования многозарядных ионов и потери ионов на стенках [11]. По результатам испытаний также был рассчитан коэффициент ионизации РТ *К*. Данный коэффициент для двигателя ПлаС-40 изменяется в диапазоне 0,65...0,90, что свидетельствует о неполной ионизации РТ в разрядном канале двигателя (рис. 6).



Рис. 6. Зависимость коэффициента ионизации рабочего тела  $K_i$  от напряжения разряда:  $\bullet - I_p = 1 A; \bullet - I_p = 1,25 A;$  $\bullet - I_p = 1,5 A; \bullet - I_p = 1,75 A; \bullet - I_p = 2 A; \bullet - I_p = 2,25 A$ 

Необходимо также отметить, что при данных пониженных значениях коэффициента ионизации РТ в двигателе ПлаС-40 достигаются более высокие значения КПД (рис. 7).



Рис. 7. Зависимости параметров двигателя ПлаС-40 от напряжения разряда:  $a - K\Pi II; 6 - цена тяги (\bullet - I_p = 1 A; \bullet - I_p = 1,25 A; \bullet - I_p = 1,5 A; \bullet - I_p = 1,75 A; \bullet - I_p = 2A; \bullet - I_p = 2,25 A)$ 

Данный эффект, возможно, обусловлен сниженной интенсивностью образования ионов в глубине анодной полости, т. е. в той части РК, где образование ионов энергетически невыгодно, так как снижается вероятность их выхода из двигателя, минуя повторные столкновительные процессы. Однородность потока газа по ширине канала вблизи входной границы зоны ионизации позволяет повысить интенсивность ионообразования у стенок УК и, тем самым, «растянуть» ядро ионообразования по ширине канала, что в конечном итоге положительным образом влияет на выходные параметры двигателя.

Существенное влияние на уровень тяги и удельного импульса двигателя оказывает форма выходной части УК. Известно, что для достижения высокого удельного импульса тяги необходимо обеспечить высокую удельную плотность рабочего газа в канале. Это возможно путем повышения расхода газа, что ограничено плотностью мощности, или уменьшения ширины УК. Но, в свою очередь, тяга двигателя в значительной степени определяется шириной УК в зоне ионизации.

Сочетание таких противоречивых требований реализовано в новой конфигурации выходной части УК двигателя типа ПлаС таким образом, что на выходе из анодной полости для повышения плотности расхода в зоне ионизации выполнено сужение УК с последующим резким расширением в зоне ускорения. Такая конфигурация выходной части УК позволяет снизить ограничение по обеспечению одновременно высоких значений тяги и удельного импульса тяги. На рис. 8 представлена зависимость тяги и удельного импульса тяги двигателя ПлаС-40 при различной конфигурации УК и фиксированной мощности разряда.



Рис. 8. Зависимости тяги и удельного импульса от напряжения разряда при различной ширине ускорительного канала ПлаС-40 и фиксированной мощности разряда: • — 8 мм; • — 8/11 мм; • — 8 мм; • — 8/11 мм; 1 — тяга; 2 — удельный импульс

Как показали испытания, профилирование стенок РК вышеописанным образом позволяет повысить удельный импульс тяги при неизменных энергетических затратах. При этом, также за счет реализации резко расширяющейся геометрии УК в зоне ускорения, достигаются и высокие значения тяги.

### Сравнительный анализ двигателей ПлаС-34 и ПлаС-40 с аналогами

Для параметрического ряда плазменных двигателей типа ПлаС определены характеристические соотношения подобия основных геометрических размеров и рабочих параметров, являющихся базовыми для конфигурации двигателей данной разновидности [6]. Для сравнительного анализа тяговых параметров двигателя ПлаС-34 выбраны наиболее близкие по типоразмеру СПД классической схемы, а также известные аналоги СПД, в схеме которых используется принцип «магнитного экранирования» (магнитные экраны оторваны от магнитопровода и объединены перемычкой).

Двигатель КМ-32 с серединным диаметром УК Ø32 мм разработан ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша» (г. Москва) на номинальную мощность разряда 200 Вт. Конструктивная особенность данного двигателя — разрядная камера, выполненная по комбинированной схеме: стенки донной части РК металлические. находятся во время работы под плавающим потенциалом. В области выхода из РК установлены керамические кольца, примыкающие к металлическим стенкам анода. Металлические стенки РК дополнительно выполняют функцию магнитопроводящих элементов МС двигателя КМ-32 [12]. В табл. 2 приведены основные характеристики и другого двигателя — *HT*-100 с номинальной мощностью разряда 100 Вт, разработанного компанией ALTA S.p.A. (Италия) [13]. В той же таблице представлены сравнительные характеристики указанных двигателей малой мощности одного типоразмера на режимах с различными значениями тока разряда.

Сравнительный анализ двигателей ПлаС-34, КМ-32 и *НТ*-100 показывает, что на одинаковых или близких режимах двигатель с полым магнитным анодом ПлаС-34 имеет соизмеримые или повышенные на 3–5% удельные параметры и характеристики.

Для сравнения двигателя большего типоразмера ПлаС-40 в табл. 3 приведены параметры двигателя СПД-70 разработки ОКБ «Факел», выполненного по классической схеме СПД, а также параметры близкого по типоразмеру двигателя *HT*-400, разработанного компанией *ALTA S.p.A.* Разрядная камера в *HT*-400 выполнена аналогично схеме известных СПД. Отличительной особенностью его конструкции является, во-первых, использование в качестве внутреннего и наружного источников намагничивающей силы постоянных магнитов, что, как известно, позволяет снизить потребляемую мощность, а также температуру конструкции наиболее критичных внутренних элементов двигателя. Во-вторых, магнитный экран магнитной системы охватывает с внешних сторон керамическую разрядную камеру с магнитными зазорами относительно элементов рабочего магнитного контура [14].

### Таблица 2

Hapoycomp*	Двигатель						
параметр	KM-32		<i>HT</i> -100		ПлаС-34		
Напряжение разряда, В	200	200	200	200	200	200	
Ток разряда, А	0,65	1,23	0,65	0,95	0,65	1,16	
Анодный расход рабочего тела, мг/с	0,8	1,4	0,75	1,0	0,74	1,26	
Катодный расход рабочего тела, мг/с	0,1	0,1	0,1	0,1	0,12	0,12	
Мощность разряда, Вт	136	246	130	190	130	232	
Тяга, мН	7,5	15,0	7,4	10,0	7,5	14,1	
Удельный импульс тяги, с	854	1 000	870	945	870	1 020	
КПД, %	23,2	29,0	23,4	28	25,1	31,2	
Цена тяги, Вт/мН	18,3	16,4	18,1	18,3	17,3	16,4	
Масса, кг	_		_		0,97		
Наружный диаметр уско- рительного канала, мм	_		_		40		
Габаритные размеры, мм (Объем, см <sup>3</sup> )	_		_		$100 \times 92 \times 85$ (0,78.10 <sup>3</sup> )		

### Параметры двигателей малой мощности

*Примечание*. \* — Значения тяговых параметров и характеристик двигателей указаны с учетом расхода рабочего тела через катод и поправки на уровень давления в вакуумной камере.

#### Таблица 3

#### Параметры двигателей средней мощности

	Двигатель				
Параметр	СПД-70	<i>HT</i> -400	ПлаС-40		
Напряжение разряда, В	300	300	300		
Ток разряда, А	2,23	2,25	2,20		
Мощность разряда, Вт	669	675	652		
Тяга, мН	39,2	33	41,5		
Удельный импульс тяги, с	1 468	1 500*	1 470		
КПД, %	43	45*	46		
Цена тяги, Вт/мН	17,0	20,5	15,5		
Масса, кг	2,0	1,1*	1,2		
Наружный диаметр ускорительного канала, мм	70	62	49		
Габаритные размеры, мм	198×146×98	90×113×95	167×100×87		
(Объем, см <sup>3</sup> )	$(2,8\cdot10^3)$	$(1,0.10^3)^*$	$(1,5.10^3)$		

Примечание. \* — Указаны значения параметров и характеристик анодного блока *HT*-400, удельный импульс и КПД указаны без учета расхода рабочего тела через катод и поправки на уровень давления в вакуумной камере. Исследование инженерной модели ПлаС-40 показало, что в сравнении с аналогами одного типоразмера на одинаковых или близких режимах работы двигатель обеспечивает повышенные на 8–10% тяговые параметры [15]. Кроме того, стендовые испытания ПлаС-40 продемонстрировали возможность достижения уровня удельных параметров, характерного для известных плазменных двигателей большего типоразмера (табл. 3).

#### Заключение

Повышение эффективности плазменных двигателей в сочетании с их надежностью достигается путем совершенствования конструкции известных СПД или созданием плазменных двигателей принципиально новых схем. Реализованная в двигателе типа ПлаС новая конструктивная схема продемонстрировала возможность повышения тяговой эффективности при неизменных энергетических затратах на генерацию тягового усилия.

В ходе исследований двигателей с полым магнитным анодом малой мощности ПлаС-34 и ПлаС-40 установлено, что новые двигатели имеют устойчивый характер работы в более широком диапазоне мощности разряда. Высокие тяговые параметры достигаются при различных сочетаниях токов в катушках намагничивания.

В сравнении с известными аналогами соизмеримой рабочей мощности двигатели с полым магнитным анодом ПлаС-34 и ПлаС-40 обеспечивают:

• более низкие значения цены тяги;

• пониженный уровень колебаний тока и напряжения разряда;

• повышенный КПД.

На двигателе ПлаС-40 достигнуты высокие удельные параметры, которые обеспечиваются двигателем большего типоразмера. Применение новых двигателей типа ПлаС для аналогичных задач, выполняемых СПД, позволяет снизить массу и занимаемый ими объем в составе КА (как, например, КА серии «Ямал», *EgyptSat*) практически на ~40%.

На основании полученных результатов исследований двигателей малой мощности ПлаС-34 и ПлаС-40 определены направления последующего совершенствования двигателей типа ПлаС, а также запланированы разработка моделей большего типоразмера (ПлаС-55, ПлаС-85 и ПлаС-120) и исследование их параметров и характеристик.

#### Список литературы

1. Peterson P., Massey D., Shabshelowitz A., Shastry R., Liang R. Performance and plume characterization of a helicon Hall thruster // IEPC-2011-269, 32nd International Electric Propulsion Conference, Wiesbaden, Germany, 11–15 September 2011.

2. Fish N., Raitses Y., Litvak A., Dorf L. Design and operation of hall thruster with segmented electrodes // Joint Propulsion Conference, AIAA-99-2572, Los Angeles, CA, 1999.

3. Hofer R., Peterson P., Galimore A. A high specific impulse two-stage hall thruster with plasma lens focusing // IEPC-01-036, International electric Propulsion Conference, Pasadena, CA, 2001.

4. Molina-Morales P., Kuninaka H., Toki K. Microwave Hall thruster development // IEPC-03-057, International electric Propulsion Conference, Toulouse, France, 2003.

5. Kim V. Main Physical Features and Processes Determining the performance of stationary plasma thruster // Journal of propulsion and power. 1998. Vol. 14.  $N \ge 5$ . Pp. 736–743.

6. Potapenko M.Yu., Gopanchuk V.V. Characteristic relationship between dimensions and parameters of a hybrid plasma thruster // IEPC-2011-042, 32nd International Electric Propulsion Conference, Wiesbaden, Germany, 11–15 September 2011.

7. Гопанчук В.В., Потапенко М.Ю. Исследование влияния конфигурации разрядной камеры на характеристики гибридного плазменного двигателя // Электронный журнал «Труды МАИ». № 42. Режим доступа: http:// www.mai.ru/science/trudy/ (дата обращения: 30.09.2013 г.).

8. Гопанчук В.В., Никулин Н.М., Потапенко М.Ю. Оптимизация магнитных систем электрореактивных двигателей // Вестник Московского авиационного института. 2011. Т. 18. № 1. С. 64–74.

9. Гопанчук В.В., Потапенко М.Ю. Исследование топологии магнитного поля в ускорительном канале электрореактивных двигателей // Труды ВНИИЭМ. Вопросы электромеханики. 2010. Т. 119. № 5. С. 31–40.

10. Бугрова А.И., Ким В.П. Современное состояние физических исследований в ускорителях с замкнутым дрейфом электронов и протяженной зоной ускорения. В сб. Плазменные ускорители и ионные инжекторы. М.: Наука, 1984. С. 107–129.

11. Гопанчук В.В., Жасан В.С., Потапенко М.Ю. Повышение эффективности газораспределения в ускорительном канале электрореактивного двигателя // Вестник Сибирского государственного университета имени академика М.Ф. Решетнева. 2011. Вып. 36(3). С. 104–109.

12. Belikov M., Gorshkov O., Dyshlyuk E., Lotsov A., Shagayda A. Development of Low-power Hall Thruster with lifetime up to 3000 hours // EPC-2007-129, 30th International Electric Propulsion Conference, Florence, Italy, 17–20 September 2007.

13. Rossetti P., Andrenucci M. HT-100 Development Status // IEPC-2009-126, 31st International Electric Propulsion Conference, Ann Arbor, Michigan, USA, 20–24 September 2009. 14. Oslyak S., Ducci C., Rossetti P., Andrenucci M. Characterization of an adjustable magnetic field, low-power Hall Effect Thruster // IEPC-2011-143, 32nd International Electric Propulsion Conference, Wiesbaden, Germany, 11–15 September 2011.

15. Potapenko M.Yu., Gopanchuk V.V. Development and research of the plasma thruster with a hollow magnet Anode PlaS-40 // IEPC-2013-052, 33rd International Electric Propulsion Conference, The George Washington University, Washington, D.C., USA, 6–10 October 2013. Статья поступила в редакцию 14.05.2015 г.

### Reference

1. Peterson P., Massey D., Shabshelowitz A., Shastry R., Liang R. Performance and plume characterization of a helicon Hall thruster. IEPC-2011-269, 32nd International Electric Propulsion Conference, Wiesbaden, Germany, 11–15 September 2011.

2. Fish N., Raitses Y., Litvak A., Dorf L. Design and operation of hall thruster with segmented electrodes. Joint Propulsion Conference, AIAA-99-2572, Los Angeles, SA, 7–10 July 1999.

3. Hofer R., Peterson P., Galimore A. A high specific impulse two-stage hall thruster with plasma lens focusing. IEPC-01-036, International electric Propulsion Conference, Pasadena, SA, 14–19 October 2001.

4. Molina-Morales P., Kuninaka H., Toki K. Microwave Hall thruster development. IEPC-03-057, International electric Propulsion Conference, Toulouse, France, 17–21 March 2003.

5. Kim V. Main Physical Features and Processes Determining the performance of stationary plasma thruster. Journal of propulsion and power, 1998, vol. 14, no. 5, pp. 736–743.

6. Potapenko M.Yu., Gopanchuk V.V. Characteristic relationship between dimensions and parameters of a hybrid plasma thruster. IEPC-2011-042, 32nd International Electric Propulsion Conference, Wiesbaden, Germany, 11–15 September 2011.

7. Gopanchuk V.V., Potapenko M.Yu. Issledovanie vliyaniya konfiguratsii razryadnoi kamery na kharakteristiki gibridnogo plazmennogo dvigatelya [A study of the effects of the discharge chamber configuration on the performance of a hybrid plasma thruster]. Online magazine «Trudy MAI», no. 42. Available at: http://www.mai.ru/science/trudy/ (accessed 30.09.2013).

8. Gopanchuk V.V., Nikulin N.M., Potapenko M.Yu. Optimizatsiya magnitnykh sistem elektroreaktivnykh dvigatelei [Optimization of magnetic systems of electric propulsion thrusters]. Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta, 2011, vol. 18, no. 1, pp. 64–74.

9. Gopanchuk V.V., Potapenko M.Yu. Issledovanie topologii magnitnogo polya v uskoritel'nom kanale elektroreaktivnykh dvigatelei [A study of magnetic field topology in the accelerator channel of the electrical propulsion thrusters]. Trudy VNIIEM. Voprosy elektromekhaniki, 2010, vol. 119, no. 5, pp. 31–40.

10. Bugrova A.I., Kim V.P. Sovremennoe sostoyanie fizicheskikh issledovanii v uskoritelyakh s zamknutym dreifom elektronov i protyazhennoi zonoi uskoreniya. In: Plazmennye uskoriteli i ionnye inzhektory [The current status of physical research in accelerators with close-loop electron drift and extended acceleration zone. In: Plasma accelerators and ion injectors]. Moscow, Nauka publ., 1984. Pp. 107–129.

11. Gopanchuk V.V., Zhasan V.S., Potapenko M.Yu. Povyshenie effektivnosti gazoraspredeleniya v uskoritel'nom kanale elektroreaktivnogo dvigatelya [Improving efficiency of gas distribution in the acceleration channel of electrical propulsion thruster]. Vestnik Sibirskogo gosudarstvennogo universiteta imeni akademika M.F. Reshetneva, 2011, issue 36(3), pp. 104–109.

12. Belikov M., Gorshkov O., Dyshlyuk E., Lotsov A., Shagayda A. Development of low-power hall thruster with lifetime up to 3000 hours. EPC-2007-129, 30th International Electric Propulsion Conference, Florence, Italy, 17–20 September 2007.

13. Rossetti P., Andrenucci M. HT-100 Development Status. IEPC-2009-126, 31st International Electric Propulsion Conference, Ann Arbor, Michigan, USA, 20–24 September 2009.

14. Oslyak S., Ducci C., Rossetti P., Andrenucci M. Characterization of an adjustable magnetic field, low-power Hall Effect Thruster. IEPC-2011-143, 32nd International Electric Propulsion Conference, Wiesbaden, Germany, 11–15 September 2011.

15. Potapenko M. Yu., Gopanchuk V. V. Development and research of the plasma thruster with a hollow magnet Anode PlaS-40. IEPC-2013-052, 33rd International Electric Propulsion Conference, The George Washington University, Washington, D.C., USA, 6–10 October 2013.

### РЕШЕНИЕ ОБРАТНЫХ ЗАДАЧ ОЦЕНКИ ИСПЫТАНИЙ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МЕТОДОВ ТЕОРИИ ОПТИМАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ

© 2015 г. Киренков В.В., Микитенко В.Г.

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

История развития прикладных наук знает немало примеров, когда методы и подходы, разработанные для одной из них, оказываются весьма эффективными для других, на первый взгляд, практически с ними не связанных. Это в полной мере может быть отнесено и к задачам обработки и интерпретации опытных данных по результатам испытаний каких-либо динамических систем, в частности, бортовых систем изделий ракетно-космической техники.

В настоящей статье с этой точки зрения рассмотрены некоторые типовые обратные задачи, возникающие при оценке состояния таких систем. Показано, как в ряде часто встречающихся на практике случаев методические трудности решения обратных задач могут быть преодолены посредством использования методов, разработанных в другом известном направлении прикладной математики — теории оптимального управления.

**Ключевые слова:** обратная задача, динамическая система, методические трудности, прикладная математика, теория оптимального управления.

### SOLVING INVERSE PROBLEMS IN EVALUATION OF TESTS OF ROCKET AND SPACE HARDWARE USING THE METHODS OF THE OPTIMAL CONTROL THEORY

Kirenkov V.V., Mikitenko V.G.

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

There are many known examples in the history of applied sciences where methods and approaches developed for one field of studies turn out to be quite effective for other fields, which at first glance seem to be absolutely unrelated. This observation is fully applicable to problems in processing and interpretation of experimental data from the results of tests on some dynamic systems, in particular, onboard systems of rocket and space equipment.

This paper discusses from that standpoint some of the typical inverse problems encountered when evaluating the state of such systems. It shows how, in a number of cases that often occur in practice, methodological difficulties of solving such problems can be overcome by using methods developed in another known area of applied math, optimal control theory.

Key words: inverse problem, dynamic systems, inverse problems, applied math, optimal control theory.



КИРЕНКОВ В.В.



МИКИТЕНКО В.Г.

КИРЕНКОВ Вениамин Васильевич — кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник РКК «Энергия», e-mail: post@rsce.ru

KIRENKOV Veniamin Vasil'evich — Candidate of Science (Engineering), Lead Research Scientist at RSC Energia, e-mail: post@rsce.ru

МИКИТЕНКО Валериан Григорьевич — заместитель начальника отдела РКК «Энергия», e-mail: valerian.mikitenko@rsce.ru

MIKITENKO Valerian Grigor'evich — Deputy Head of Department at RSC Energia, e-mail: valerian.mikitenko@rsce.ru

#### Введение

Задачам обработки и интерпретации опытных данных, полученных при испытаниях или штатной эксплуатации каких-либо систем и устройств, всегда уделялось большое внимание, как в теоретическом, так и практическом плане. Среди этих задач все большее место занимают проблемы так называемых обратных задач. Актуальность их решения определяется тем, что оно позволяет дать обоснованное заключение о соответствии характеристик математической и фактической моделей испытываемой системы, а при возникновении нештатных ситуаций (НШС) – дать оценку этих характеристик. Основоположниками раздела прикладной математики, посвященного постановке и решению обратных задач, являются академик А.Н. Тихонов и его школа [1, 2].

Настоящая статья посвящена методам решения типовой обратной задачи, возникающей при испытаниях изделий ракетно-космической техники (РКТ) на этапе их штатной эксплуатации — оценке возмущающих воздействий на объект регулирования. Особенностью этапа штатной эксплуатации является то, что, с одной стороны, при этом реализуются натурные условия, которые невозможно, особенно при возникновении НШС, воспроизвести при моделировании в наземных условиях, а с другой - неизбежно возникающие при этом методические трудности решения, свойственные пассивному эксперименту, в отличие от эксперимента активного, когда система может возбуждаться заранее выбранными тестирующими воздействиями, наиболее благоприятными с точки зрения решения задачи идентификации. На этапе штатной эксплуатации такие возможности отсутствуют. В литературе по обратным задачам, например [3], большое внимание уделяется методам их решения в постановке активного эксперимента, в частности, формированию тестирующих воздействий. В то же время, решению аналогичных задач в условиях реального пассивного эксперимента — в условиях штатной эксплуатации, в т.ч. и возникновения НШС уделяется существенно меньшее внимание. В некоторой степени это обусловлено упомянутыми методическими трудностями решения этих обратных задач. Они связаны, не в последнюю очередь, с необходимостью использования для решения таких задач численных итерационных методов. Именно численным методам при решении обратных задач посвящен ряд монографий [2, 4, 5]. В 2009 г. в Сибирском отделении Российской академии наук состоялась международная конференция по теме «Теория и численные методы решения обратных и некорректных задач». Председателем оргкомитета конференции былпрофессор С.И. Кабанихин, автор одной из упомянутых монографий.

В статье показано, как для некоторого типа динамических систем (допускающих линейную постановку) методические трудности могут быть преодолены путем привлечения методов теории оптимального управления. Основанием для такого подхода является то, что обе эти задачи преследуют с математической точки зрения идентичную конечную цель нахождение экстремума (min или max) функционала от каких-либо характеристик решаемой задачи. На эту аналогию обращал внимание еще академик А.Н. Тихонов, рассматривая с единых позиций задачи интерпретации (идентификации), а также — синтеза и управления [1].

# 1. Математические модели объекта контроля, измерений и оцениваемых показателей (возмущающих воздействий)

**1.1. Математическая модель контролируемой системы.** Одним из наиболее признанных путей решения типовой обратной задачи — идентификации состояния динамической системы — является составление ее математической модели и подтверждение по результатам испытаний соответствия (адекватности) параметров этой модели расчетным значениям. Традиционная форма математических моделей объектов или процессов, которые могут быть записаны через обычные дифференциальные уравнения, параметры которых подлежат идентификации, представляется в следующем виде (в форме Коши):

$$\dot{X} = f(X, U, F), \tag{1}$$

где X(t), U(t), F(t) — векторы (матрицы) текущих координат, управления и возмущения с размерностями  $n \times 1$ ,  $m \times 1$ ,  $p \times 1$ , соответственно.

Весьма желательной, если возможно, является линеаризация этой модели посредством ее представления в отклонениях от опорного программного движения. Тогда соотношение (1) может быть записано в следующем стандартном как для задач идентификации, так и теории оптимальных процессов виде:

$$\frac{dX}{dt} = A(t)X + B(t)U + D(t)F,$$
(2)

где  $A(n \times n)$  — квадратная матрица формирования состояния нестационарной линейной системы;  $B(n \times m)$ ,  $D(n \times p)$  — матрицы управляющих U и возмущающих воздействий F, соответственно.

Целесообразность перехода от формы (1) к форме (2) обусловлена тем, что к настоящему времени для линейных динамических систем разработаны методы решения задач оптимального управления [6–8], охватывающие различные критерии качества. Этого, к сожалению, нельзя сказать о нелинейных системах.

**1.2.** Математическая модель измерений и их ошибок. Уравнение измерений также представляется в традиционной для теории оптимального управления форме:

$$Y(t) = C(t)X + V(t),$$
 (3)

где  $Y(l \ge 1)$ ,  $C(l \ge n)$  — вектор и матрица измерений, соответственно;  $V(l \ge 1)$  — случайный процесс, характеризующий ошибки измерений.

Ошибки измерений V(t) каждой из составляющих вектора Y(t) также целесообразно представить в традиционном виде корреляционной теории случайных процессов. Будем считать, что они представимы в форме стационарных случайных функций, удовлетворяющих следующим условиям:

$$\begin{split} M_{v}(t) &= \text{const};\\ D_{v}(t) &= K_{v}(t,t) = K_{v}(0) = \text{const};\\ K_{v}(t_{1},t_{2}) &= K_{v}(t_{2}-t_{1}) = K_{v}(\tau);\\ K_{v}(\tau) &= K_{v}(-\tau). \end{split} \tag{4}$$

В соотношении (4)  $M_{\nu}(t)$ ,  $D_{\nu}(t)$  и  $K_{\nu}(t_1, t_2)$  — математическое ожидание, дисперсия и корреляционная функция случайной функции V(t), соответственно.

Случайные функции, удовлетворяющие этим условиям, называются стационарными в широком смысле. Как показано в ряде работ [2, 8], затухающая составляющая их нормированных корреляционных функций хорошо описывается одним из следующих выражений:

$$r(\tau) = e^{-\alpha |\tau|} \cos \beta \tau$$
 или  $r(\tau) = e^{-\alpha \tau^2} \cos \beta \tau$ . (5)

Корреляционные функции такого общего типа (их называют экспоненциально-косинусными) являются основой при описании стационарных случайных процессов самой различной природы.

**1.3.** Математическая модель подлежащих идентификации возмущающих воздействий. Решение обратной задачи относительно возмущения F(t) во многом определяется его математической моделью — типом множества, в котором производится поиск его значений f(t). Метод решения обратной задачи определения возмущающих воздействий F(t)во многом зависит от принятой математической модели — типа множества, в котором производится поиск его значений.

В дальнейшем предполагается, что это множество принадлежит к пространству  $L_2(0, T)$ вещественных функций, квадратичная метрика которых на временном интервале 0...*T* определяется следующим образом:

$$\rho(f_1, f_2) = \left(\int_0^T (f_1(t) - f_2(t))^2 dt\right)^{1/2}.$$
 (6)

Выбор такого пространства обусловлен тем, что к квадратичной метрике обычно прибегают при решении задач фильтрации и идентификации с описанием ошибок измерений вида (4, 5). Как будет видно из дальнейшего, минимизация критерия качества (6) — метрика  $L_2(0, T)$  — наиболее удобна и при предлагаемом методе решений рассматриваемой задачи.

Наиболее просто такие задачи решаются, когда из априорных соображений возможно сужение области возможных решений для F(t) до компактного множества M. Возможные варианты решения для этого случая рассмотрены, например, в [1, 2, 9], из которых наиболее известен и широко применяется так называемый метод квазирешений. Обозначив дифференциальный оператор систем (2, 3) относительно F(t) через W, решение обратных задач по методу квазирешений на множестве Mможно свести к следующему алгоритму [1, 2, 4]:

$$|W\tilde{F} - Y|| = \inf \{ ||WF - Y|| : F(t) \in M \}.$$
 (7)

Когда множество M может быть представлено в виде параметрического компакта с известными весовыми функциями, решение для F(t) сводится к обычным процедурам метода наименьших квадратов или максимума апостериорной вероятности в соответствии с алгоритмами (6, 7).

Однако далеко не всегда можно обосновать справедливость сужения области возможных решений до компактного множества. Это тем более относится к случаю возникновения возможных НШС, когда решение задачи определения входных воздействий может быть особенно актуальным. В общем случае, поэтому, приходится предполагать, что возмущающее воздействие F(t) может иметь произвольный характер и, таким образом, возникает задача, которая по терминологии А.Н. Тихонова относится к существенно некорректным. Далее рассматриваются именно такие задачи, для решения которых в общем случае требуется применение итерационных численных методов [2, 4, 5].

# 2. Двойственность задач идентификации и оптимального управления

Итак, главной задачей при идентификации состояния динамической системы в условиях пассивного эксперимента - нормальной эксплуатации — будем считать определение возмущений (внешних воздействий на систему). Такие задачи, будучи существенно некорректно поставленными, в ряде случаев требуют для своего решения построения итерационных (численных) методов. Представляется целесообразным рассмотреть возможность их сведения к процедурам, носящим не итерационный, а аналитический характер, что может существенно упростить расчеты. Такие возможности, базирующиеся на известных методах оптимального управления, и рассматриваются ниже.

Среди разработанных методов теории оптимальных процессов с квадратичным критерием качества есть решение так называемой задачи слежения, которая ставится следующим образом [6, 8]. Математическая модель идеализированной нестационарной линейной системы задается в виде, идентичном приведенной в разд. 1 статьи (без возмущений F(t)и ошибок измерений V(t)):

$$\frac{dX}{dt} = A(t)X + B(t)U;$$
  

$$Y(t) = C(t)X.$$
(8)

Предполагается, что система (8) является вполне наблюдаемой [6]. Задачей слежения является определение и реализация вектора управления U(t), который обеспечит отслеживание системой желаемого выходного сигнала Z(t). Такая задача имеет аналитическое решение при минимизации следующего квадратичного критерия качества, состоящего из двух составляющих: основного члена — вектора невязки (рассогласования) e(t) = Z(t) - Y(t)и вектора управления U(t):

$$I = \frac{1}{2} \int_{0}^{T} [e(t)^{T} Q(t) e(t) + U(t)^{T} R(t) U(t)] dt, \quad (9)$$

где Q(t), R(t) — положительно определенные матрицы размерности  $(n \times n)$  и  $(m \times m)$ .

Показано [6–8], что, исходя из принципа максимума Л.С. Понтрягина, оптимальное управление при таком критерии качества должно формироваться в виде суммы двух составляющих, первая из которых линейно зависит только от текущего состояния системы (вектора X), а вторая — только от значения желаемого выхода системы Z(t) как в текущий момент времени, так и в будущем, т. е.:

$$U(t) = -H(t)X + \omega(t).$$
(10)

Оптимальный закон управления, следовательно, является синтезом законов управления двух систем — следящей системы с отрицательной обратной связью (первый член) и программного управления, зависящего только от Z(t) (второй член).

Остановимся теперь на том, как методология решения такой задачи оптимального управления может быть использована для решения рассматриваемой здесь обратной задачи идентификации входных воздействий *F*(*t*). Прежде всего, отметим, что для большинства динамических систем с обратными связями деление параметров на «фазовые координаты» и «управляющие воздействия» является условным хотя бы потому, что последние всегда имеют ограниченную скорость изменения. В качестве примера можно привести формирование управляющих моментов при линейных законах управления классическими рулевыми агрегатами летательных аппаратов. Перенося, с учетом этого, управляющие воздействия U(t)в соотношениях (1) и (2) в состав фазовых координат и формируя таким образом расширенный вектор состояния X(n + m, 1) с расширенной матрицей состояния  $A((n + m) \times (n + m)),$ придем к линейному соотношению вида (8), а именно:

$$\frac{d\tilde{X}}{dt} = \tilde{A}(t)\tilde{X} + D(t)F;$$
  

$$Y(t) = \tilde{C}(t)\tilde{X},$$
(11)

в котором под F нужно понимать не вектор возмущений, а вектор управления, подлежащий определению. Вектор измерений Y(t), в который входят и управляющие воздействия U(t), может теперь пониматься как желаемый выход системы Z(t), и задача идентификации входного воздействия сводится, таким образом, к рассмотренной выше и решенной в теории оптимального управления задаче слежения.

Она сводится к решению двухточечной краевой задачи с введением неопределенных множителей Лагранжа [7]. Заменяя их в соответствии с (10), с учетом наблюдаемости

системы (11) и условий трансверсальности для конечного момента времени  $t_k$ , значения составляющих вектора F — матрицы H(t) и вектора w(t) с размерностями  $((n + m) \times (n + m))$  и  $((n + m) \times 1)$ , соответственно — определяются решением следующих матричных дифференциальных уравнений [6, 8].

$$H = R^{-1}D^{T}S; w = -R^{-1}D^{T}g;$$
  

$$\dot{S} = -S\tilde{A} - \tilde{A}^{T}S + SDR^{-1}D^{T}S - \tilde{C}^{T}Q\tilde{C};$$
  

$$\dot{g} = -(\tilde{A}^{T} - SDR^{-1}D^{T})g + \tilde{C}^{T}QY;$$
  

$$S(t_{k}) = 0; g(t_{k}) = 0;$$
  

$$F = -R^{-1}D^{T}(S\tilde{X} + g); \tilde{X}(t_{0}) = -S^{-1}(t_{0})g(t_{0}),$$
  
(12)

где S(t) — матрица размерности  $((n + m) \times (n + m)); g(t)$  — вектор размерности  $((n + m) \times 1).$ 

Система (12), совместно с исходной системой (11), полностью определяет решение задачи. Ее процедура состоит в интегрировании матричных уравнений для *S* и *g* в обращенном времени ( $t = -\tau$ ), а затем в интегрировании в прямом времени исходной системы с одновременным вычислением *F*(*t*) по соотношению (12). Из соотношения (12) следует, что задача решается только в отложенном времени с задержкой опытной информации на интервал  $t_{b} - t_{0}$  [6].

Остановимся, для сравнения, на возможной методологии решения подобной задачи, прибегая к классическому методу решения обратных задач. Как и выше, в разд. 1.3, где упоминался метод квазирешений, будем исходить из принятой формы операторных уравнений AF = X, где F — подлежащее оценке входное воздействие; X — вектор выходных параметров.

Подобное соотношение для более простого случая — стационарной линейной системы типа (11), имеет следующий вид [6, 8]:

$$X(t) = e^{At}X(0) + \int_{0}^{t} e^{A(t-\tau)}DF(\tau)d\tau$$
  
или  $\int_{0}^{t} e^{A(t-\tau)}DF(\tau)d\tau = X(t) - e^{At}X(0).$  (13)

Таким образом, оператор А соотношения (13), связывающий текущие значения координат системы X(t), известные начальные условия и возмущающее воздействие F(t), является интегральным уравнением Вольтера первого рода, т.е. принадлежит к так называемым вполне непрерывным операторам. Обратные задачи такого типа являются существенно некорректно поставленными (по терминологии А.Н. Тихонова [1]). Избавление от некорректности, когда нет возможности представления класса решений для F(t) в виде компактного множества, достигается введением, с последующей минимизацией, так называемого сглаживающего функционала *I*, общий вид которого приведен ниже в разд. 4, и аналогом которого в данном случае и является функционал (9). Процедура решения такой задачи обычно строится на численных итерационных методах [1, 2, 4]. Как указывает сам А.Н. Тихонов [1], «...даже при вычислениях на ЭВМ это оказывается трудной задачей». Это справедливо для большинства встречающихся на практике случаев, когда оказывается несостоятельной гипотеза компактности. С учетом этого рассмотренная в настоящей статье методология, основанная не на численных методах, а на обратной и прямой «прогонке» уравнений (12), имеет несомненные преимущества по сравнению с классическими методами решения такого типа обратных задач.

Ниже даны два примера использования алгоритмов слежения для решения типовых обратных задач оценки экспериментальных данных.

В первом примере использованы данные математического моделирования процессов угловой стабилизации в типовой системе управления одного из разгонных блоков РКК «Энергия». Как подчеркивалось во введении, решение рассматриваемых в статье обратных задач может быть особенно актуальным при анализе НШС. Реальная НШС рассмотрена в разд. 3.2.

### 3. Примеры решения обратных задач с использованием алгоритмов слежения

**3.1. Математическая модель системы** угловой стабилизации разгонного блока. В качестве модели динамической системы взята система третьего порядка, описывающая работу типового автомата угловой стабилизации (AC) по каналу вращения:

$$\ddot{\varphi} = -C_{\varphi\delta} \delta + M_{\scriptscriptstyle B} \tau \dot{\delta} + \delta = a_0 \varphi + a_1 \dot{\varphi},$$
(14)

где  $\varphi$ ,  $\circ$  — угол отклонения изделия по вращению;  $\delta$ ,  $\circ$  — угол поворота управляющего сопла с эффективностью  $C_{_{0}\delta'}$   $\circ/c^2$ ;  $\tau$ , с — приведенное запаздывание AC;  $M_{_{\rm B}}$ ,  $1/c^2$  — подлежащий оценке возмущающий момент. Численные значения параметров, входящих в соотношения (14) при моделировании, принимались близкими к их значениям, имевшим место на одном из разгонных блоков РКК «Энергия».

В соответствии с (11) приведем эту систему к канонической форме, обозначив

$$\varphi = X_1; \dot{\varphi} = X_2; \delta = X_3; M_{_{\rm B}} = X_4$$
 (15)

и дополнив систему (15) соотношением  $\dot{X}_4 = U$ , окончательно получим

$$\dot{X}_{1} = X_{2}; \dot{X}_{2} = -C_{\varphi\delta}X_{3} + X_{4};$$
(16)  
$$\dot{X}_{3} = \frac{1}{\tau}(a_{0}X_{1} + a_{1}X_{2} - X_{3}); \dot{X}_{4} = U.$$

В матрично-векторной форме, соответствующей (11), будем иметь:

$$A = \begin{vmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -C_{\varphi\delta} & 1 \\ \frac{a_0}{\tau} & \frac{a_1}{\tau} & -\frac{1}{\tau} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{vmatrix};$$
(17)  
$$D^T = \begin{vmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 \end{vmatrix}.$$
(18)

При моделировании системы (14) было принято, что имеются только традиционные для такой системы измерения по координатам  $X_1 = \varphi$  и  $X_3 = \delta$ , т. е.:

$$C = \begin{vmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{vmatrix}.$$
 (19)

По данным моделирования для различных вариантов воздействия  $M_{\rm B}$  формировался в соответствии с (3) «зашумленный» вектор Y(t) = CX + V, где в качестве V принимался гауссовский шум с корреляционной матрицей  $K_{\rm y} = \sigma^2 I (I - единичная матрица).$ 

Результаты расчетов по соотношениям (16–19) для варианта единичного ступенчатого воздействия приведены на рис. 1.



Рис. 1. Восстановление входного воздействия автомата угловой стабилизации: а — заданного (—) и воспроизведенного (—) воздействий; б — угла отклонения изделия ф и поворота сопла б (— — — модельные данные по б и ф; — — восстановленные данные)

*Примечание*. *М*<sub>в</sub>, 1/с<sup>2</sup> – подлежащий оценке возмущаюший момент. Можно отметить практическое совпадение заданных (модельных) и восстановленных значений как внешнего воздействия  $M_{_{\rm B}}$ , так и параметров модели  $\varphi$  и  $\delta$ .

**3.2. Пример восстановления процесса на** входе датика. При разбирательстве одной быстротекущей НШС возникла необходимость восстановления реального входного сигнала датчика давления с учетом его динамики. Амплитудно-частотная характеристика этого датчика хорошо интерпретируется передаточной функцией:

$$W(p) = \frac{1}{a_3 p^3 + a_2 p^2 + a_1 p + 1}.$$
 (20)

Требуется восстановить истинное значение сигнала на входе датчика  $X_{_{\rm BX}}$  по измерениям его выхода  $X_{_{\rm BMX}}$  (рис. 2) с учетом динамики датчика (20).

Как и в предыдущем примере, преобразуем выражение (20) к стандартному виду. Обозначим:

$$X_{\text{BMX}} = X_{1}; \dot{X}_{\text{BMX}} = X_{2};$$

$$\ddot{X}_{\text{BMX}} = X_{3}; X_{\text{BX}} = X_{4}; \dot{X}_{\text{BX}} = U.$$
(21)

С учетом (20) и (21) выражения для матриц *А* и *D* будут иметь вид:

$$A = \begin{vmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ -\frac{1}{a_3} - \frac{a_1}{a_3} - \frac{a_2}{a_3} & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{vmatrix};$$
(22)  
$$D^T = \begin{vmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 \end{vmatrix},$$
(23)

Предполагается, что измерения имеются только по выходу датчика, т. е. по  $X_1$ . Матрица C имеет вследствие этого следующий простейший вид:

Результаты определения истинного процесса  $X_{\rm вx}$  на входе датчика с использованием соотношений (21–24) приведены на рис. 2. Коэффициенты динамики  $a_1, a_2, a_3$  и статический коэффициент усиления датчика принимались расчетными.

Пунктиром представлен процесс, полученный путем многократного численного дифференцирования исходного процесса. Оба процесса, как видно из рис. 2, близки друг к другу.



Рис. 2. Восстановление процесса на входе датчика давления: а — исходный (измеренный) процесс на выходе датчика; 6 — воспроизведенный процесс (--- процесс прямого решения)

Как отмечалось во введении, существующую методологию решения обратных задач нельзя считать завершенной, и требуется искать пути к ее совершенствованию. В следующем разделе рассматривается один из возможных путей совершенствования методологии решения обратных задач, базирующейся на построении следящей системы.

# 4. Один из путей совершенствования предлагаемой методологии

В разд. 2 уже говорилось, что рассматриваемая задача является типичной некорректно поставленной обратной задачей. Одним из наиболее принципиальных и до конца не решенных методических вопросов является вопрос выбора весовых матриц Q(t), R(t)в функционале (9). Если вопрос выбора матрицы Q хотя бы методически ясен — она определяется корреляционной матрицей ошибок измерений, то вопрос выбора матрицы R куда менее определен. В цитируемой литературе по оптимальным процессам каких-то конкретных рекомендаций для выбора матрицы R не существует. Так, в работе [6] при изложении методологии решения задачи слежения этот вопрос вообще не затрагивается, а в другом специализированном издании [8] авторы при рассмотрении вопроса выбора матрицы R ограничиваются лишь замечанием, что «при этом величина сигнала управления U должна находиться в разумных пределах».

Указанные трудности могут быть преодолены, если поставленную задачу рассматривать с позиции обратных некорректно поставленных задач, решая ее путем построения классического (по А.Н. Тихонову) регуляризирующего оператора. Такой оператор, как указывалось выше, реализуется путем операции минимизации так называемого сглаживающего функционала *I*, записанного через основной член — норму невязок e(t) = Z(t) - Y(t) и вектора управления (в данном случае возмущений) U(t):

$$I = \| e(t) \|^{2} + a \| U(t) \|^{2}, \qquad (25)$$

где a > 0 — параметр регуляризации.

Нетрудно видеть, что сглаживающий функционал (25) идентичен ранее введенному квадратичному критерию (8) при следующих значениях весовых множителей Q(t), R(t): Q(t) = E — единичная матрица; R(t) = a — матрица регуляризации.

Если критерии (9) и (25) относить только к вектору рассогласований e(t), полагая R(t) = a = 0, то в такой постановке задача по определению входного воздействия оказывается некорректно поставленной. Введение в эти критерии дополнительного ограничения на управление (возмущение) F(t) ( $a \neq 0$ ) и обеспечивает согласно [1, 2] перевод задачи в разряд корректно поставленных. Это означает, что решение обратной задачи ищется теперь не на множестве F(t), а на его сужении — обладающим свойством компактности подмножестве  $F(t)_s$ :

$$F(t)_{\delta} = Q_{\delta} \cap F(t),$$

где  $Q_{\delta}$  — класс элементов F(t), для которых норма невязки  $||e(t)|| \leq \xi$  меньше погрешности измерений.

Методология определения параметра (матрицы) регуляризации a > 0 в одномерном случае рассмотрена в монографиях по обратным задачам [1, 2, 4]. Она исходит из использования дополнительной априорной информации о погрешностях измерений  $\xi$ . Предполагается построение итерационной (численной) процедуры определения F(t) по описанным выше алгоритмам при последовательном увеличении параметра регуляризации a. Процесс заканчивается при совпадении (близости) нормы невязок e(t) с принятым значением погрешности  $\xi$ .

Такая процедура, как подчеркивалось в разд. 2, весьма трудоемка даже при примене-

нии ЭВМ. С этой точки зрения рассмотренный подход для линейных нестационарных систем существенно упрощает методологию этих расчетов, поскольку позволяет свести решение задачи не к численным, а, по существу, к аналитическим методам — «прогонкам» матричных уравнений (12) в обратном и прямом направлениях.

### Заключение

В статье обращается внимание на близость методов решения обратных задач, возникающих при оценке результатов испытаний сложных динамических систем, с методами решения классических задач теории оптимального управления. Показано, как использование последних может оказаться весьма эффективным при решении некоторых типовых обратных задач оценки испытаний изделий РКТ, в т. ч. существенно некорректно поставленных (по терминологии А.Н. Тихонова). Не исключено, что найдутся и другие обратные задачи, где окажется возможным эффективное использование методов оптимального управления.

Основное преимущество таких подходов состоит в том, что они позволяют перейти от итерационных численных методов решения поставленной обратной задачи к методам, по существу являющимся аналитическими. Эти методы прошли практическую реализацию при решении некоторых обратных задач, примеры чего приведены в статье. Для них разработаны универсальные методики и соответствующее программное обеспечение определения входных воздействий, действующих на динамическую систему заданной структуры.

### Список литературы

1. *Тихонов А.Н., Арсенин В.Я.* Методы решения некорректных задач. М.: Наука, 1974. 224 с.

2. *Кабанихин С.И.* Обратные и некорректные задачи. Новосибирск: Сибирское научное изд-во, 2009. 457 с.

3. Меньшиков В.А., Гришин В.Н., Киренков В.В., Коврижкин Д.В. Определение и идентификация импеданса электрохимических систем. М.: НИИКС, 2008. 249 с.

4. Тихонов А.Н., Гончарский А.В., Степанов В.В., Ягола А.Г. Численные методы решения некорректных задач. М.: Наука, 1990. 232 с.

*5. Вайникко Г.М., Веретенников А.Ю.* Итерационные процедуры в некорректных задачах. М.: Наука, 1986. 183 с.

6. *Ройтенберг Я.И.* Автоматическое управление. М.: Наука, 1978. 552 с.

7. Понтрягин Л.С., Болтянский В.Г., Гамкрелидзе Р.В., Мищенко Е.Ф. Математическая теория оптимальных процессов. М.: Наука, 1983. 392 с.

8. Брайсон А., Хо Ю-Ши. Прикладная теория оптимальных процессов. М.: Мир, 1972. 544 с.

9. Киренков В.В., Досько С.И. Типовые обратные задачи и методы их решения при оценке результатов испытаний изделий ракетно-космической техники // Ракетно-космическая техника. Труды. Сер. XII. Королёв: РКК «Энергия», 2014. Вып. 3. 100 с.

Статья поступила в редакцию 07.04.2015 г.

### Reference

1. Tikhonov A.N., Arsenin V.Ya. Metody resheniya nekorrektnykh zadach [Methods of solving ill-defined problems]. Moscow, Nauka publ., 1974. 224 p.

2. Kabanikhin Š.I. Obratnye i nekorrektnye zadachi [Inverse and ill-defined problems]. Novosibirsk, Sibirskoe nauchnoe izd-vo publ., 2009. 457 p.

3. Men'shikov V.A., Grishin V.N., Kirenkov V.V., Kovrizhkin D.V. Opredelenie i identifikatsiya impedansa elektrokhimicheskikh system [Determining and identifying the impedance of electrochemical systems]. Moscow, NIIKS publ., 2008. 249 p.

4. Tikhonov A.N., Goncharskii A.V., Stepanov V.V., Yagola A.G. Chislennye metody resheniya nekorrektnykh zadach [Numerical methods of solving ill-defined problems]. Moscow, Nauka publ., 1990. 232 p.

5. Vainikko G.M., Veretennikov A.Yu. Iteratsionnye protsedury v nekorrektnykh zadachakh [Iterative procedures in ill-defined problems]. Moscow, Nauka publ, 1986. 183 p.

6. Roitenberg Ya.I. Avtomaticheskoe upravlenie [Automatic control]. Moscow, Nauka publ., 1978. 552 p.

7. Pontryagin L.S., Boltyanskii V.G., Gamkrelidze R.V., Mishchenko E.F. Matematicheskaya teoriya optimal'nykh protsessov [Mathematical theory of optimal processes]. Moscow, Nauka publ., 1983. 392 p.

8. Braison A., Kho Yu-Shi. Prikladnaya teoriya optimal'nykh protsessov [Applied theory of optimal processes]. Moscow, Mir publ., 1972. 544 p.

9. Kirenkov V.V., Dos'ko S.I. Tipovye obratnye zadachi i metody ikh resheniya pri otsenke rezul'tatov ispytanii izdelii raketno-kosmicheskoi tekhniki [Typical inverse problems and methods of their solution in evaluating the results of tests on rocket and space hardware]. Raketno-kosmicheskaya tekhnika. Trudy. Ser. XII. Korolev: RKK «Energiya» publ., 2014, issue 3. 100 p.

### НОВЫЕ ВОЗМОЖНОСТИ АВТОНОМНОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ МОДЕРНИЗИРОВАННЫХ КОРАБЛЕЙ «СОЮЗ» И «ПРОГРЕСС» ДЛЯ РЕАЛИЗАЦИИ «БЫСТРОЙ» ВСТРЕЧИ С МКС

© 2015 г. Микрин Е.А., Орловский И.В., Брагазин А.Ф., Усков А.В.

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

Рассматриваются алгоритмы навигации, наведения и управления траекторией, реализованные в процессе модернизации системы управления российских кораблей серий «Союз» и «Прогресс». Система управления базируется на корректируемой бесплатформенной инерциальной навигационной системе, использующей близкую к реальной модель движения космических аппаратов. Модернизация алгоритмов управления обусловлена новыми возможностями навигации, связанными с установкой аппаратуры спутниковой навигации на кораблях и Международной космической станции, позволяющими начать автоматическое сближение со стартовой позиции. Приводится описание алгоритма наведения для расчета на борту корабля всех маневров плана встречи, учитывающего требование безопасного сближения и ограничение на скорость корабля относительно орбитальной станции на момент встречи. Рассматриваются возможности по реализации операции встречи по так называемым схемам «быстрой» стыковки. Представлена оценка зависимости границ оптимального диапазона фаз от продолжительности операции встречи для «быстрых» схем. Описывается стратегия расширения оптимального диапазона фаз для применяемой в настоящее время четырехвитковой схемы сближения с навигационным обеспечением от радиоконтроля орбиты. Приводятся резильтаты реализации встречи корабля «Союз ТМА-15М» с МКС и моделирования сближения с использованием аппаратуры спутниковой навигации.

*Ключевые слова:* корабль, космическая станция, «быстрая» встреча, маневр, спутниковая навигация, наведение, управление.

### NEW CAPABILITIES OF THE AUTONOMOUS CONTROL SYSTEM OF UPGRADED SOYUZ AND PROGRESS SPACECRAFT FOR IMPLEMENTING A «QUICK» RENDEZVOUS WITH THE ISS

Mikrin E.A., Orlovskiy I.V., Bragazin A.F., Uskov A.V.

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

The paper discusses algorithms for navigation, guidance and trajectory control implemented in the course of upgrading the control system of Russian spacecraft of Soyuz and Progress series. The control system is based on an adjustable strapdown inertial navigation system, using a realistic model of spacecraft motion. The upgrade of control algorithms was prompted by the new navigation capabilities provided by the installation of satellite navigation hardware onboard spacecraft and the International Space Station, which allow starting automatic rendezvous from the initial position. It provides a description of the guidance algorithm for calculating onboard the spacecraft all the maneuvers of the rendezvous plan, which takes into account the requirement of safe approach and constraints on the spacecraft velocity with respect to the orbital station during rendezvous. It discusses the feasibility of implementing the rendezvous operation using the so-called «quick» docking profiles. It provides an estimate of the relationship between the boundaries of the optimal range of phases and the duration of the rendezvous profiles. It describes a strategy for expanding the range of phases for the currently used 4-orbit rendezvous profile with navigation support from radio monitoring of the orbit. It provides the results of the rendezvous with the ISS performed by Soyuz TMA-15M spacecraft, and the results of a simulation of a rendezvous using satellite navigation equipment.

Key words: spacecraft, space station, «quick» rendezvous, maneuver, satellite navigation, guidance, control.









МИКРИН Е.А.

ОРЛОВСКИЙ И.В.

БРАГАЗИН А.Ф.

УСКОВ А.В.

МИКРИН Евгений Анатольевич — академик РАН, первый заместитель генерального конструктора РКК «Энергия», e-mail: eugeny.mikrin@rsce.ru

MIKRIN Evgeny Anatol'evich – RAS academician, First Deputy Chief Designer at RSC Energia, e-mail: eugeny.mikrin@rsce.ru

ОРЛОВСКИЙ Игорь Владимирович — заместитель руководителя НТЦ – начальник отделения РКК «Энергия», e-mail: post@rsce.ru ORLOVSKIY Igor Vladimirovich — Deputy Chief of STC — Chief of Division at RSC Energia, e-mail: post@rsce.ru

БРАГАЗИН Александр Федорович — кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник РКК «Энергия», e-mail: post@rsce.ru

BRAGAZIN Alexander Fedorovich – Candidate of Science (Engineering), Lead Research Scientist at RSC Energia, e-mail: post@rsce.ru

УСКОВ Алексей Викторович — ведущий инженер-математик РКК «Энергия», e-mail: post@rsce.ru USKOV Alexey Viktorovich — Lead Mathematical Engineer at RSC Energia, e-mail: post@rsce.ru

# Принципы построения и алгоритмы системы управления сближением

Система управления движением (СУД) российских кораблей серий «Союз» и «Прогресс» с использованием бортовых цифровых вычислительных машин создана около сорока лет тому назад. С тех пор она неоднократно модернизировалась, расширяя свои функциональные возможности. Этапы модернизации, связанные с переходом на высокопроизводительный бортовой цифровой вычислительный комплекс (БЦВК) и современную измерительную аппаратуру, описаны в работе [1].

Опыт эксплуатации подтвердил правильность принципов, положенных в основу разработки и проектирования СУД. В первую очередь это относится к базовому принципу построения СУД — использованию корректируемой бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) [2]. БИНС моделирует движение активного корабля (АК) — как перемещение центра масс, так и вращение вокруг центра масс — путем численного интегрирования системы дифференциальных уравнений для ряда кинематических параметров движения. Для повышения точности навигационных параметров БИНС корректируется в полете по информации от инерциальных датчиков и датчиков внешней информации.

Управление движением АК при сближении с орбитальной станцией (ОС) основывается на информации, получаемой от бортовой модели движения космических аппаратов (МДКА), реализованной в БЦВК. Применение методов диагностики первичной информации, современных методов динамической фильтрации для уточнения движения АК и ОС позволяет достичь высокой точности управления относительным движением объектов, участвующих во встрече. Полная информация о текущем векторе состояния дает возможность построить развитые алгоритмы управления, отвечающие назначенным показателям качества.

При создании системы управления сближением важнейшее значение имеет использование современных методов управления, поскольку улучшение качества выполнения операции сближения, в первую очередь сокращение продолжительности полета от выведения до механического контакта космических аппаратов (КА), уменьшение потребных затрат топлива и повышение точности причаливания, должно быть достигнуто, главным образом, за счет оптимизации алгоритмов. В предлагаемой публикации рассматриваются алгоритмы навигации, наведения и управления траекторией, реализованные в процессе модернизации системы управления, и новые возможности по реализации операции встречи, в частности, при выполнении сближения по так называемым схемам «быстрой» встречи [3].

Навигационный блок системы управления сближением АК является составной частью БИНС. Для повышения точности навигационных параметров навигационный блок организован по классической схеме «предиктор – корректор», когда прогнозируемая на текущий момент времени информация о движении корректируется по данным измерителя орбитального движения — аппаратуры спутниковой навигации (АСН) и измерителя относительного движения КА – радиосистемы «Курс». Динамический фильтр измерений, поступающих от радиосистемы «Курс» на заключительном участке операции встречи с дальности от 200 км до контакта с ОС, подтверждает свою эффективность в полетах «Союз ТМ» и «Прогресс М» к ОС «Мир» и Международной космической станции (МКС), начиная с 1986 г. Доработки алгоритмов навигационного блока обусловлены новыми возможностями навигации, связанными с установкой АСН на кораблях и МКС [4-6].

Установка АСН на борту КА позволяет начать автоматическое сближение АК с МКС со стартовой позиции. В самом деле, начальная информация об орбите МКС может быть получена в Центре управления полетом (ЦУП) либо от аппаратуры АСН-М, размещенной на МКС, либо по измерениям с наземных измерительных пунктов на нескольких витках ее полета, предшествующих старту АК. На АК БИНС может начать функционирование со старта. Начальная информация о параметрах движения АК может задаваться в стартовой системе координат с геодезической точностью привязки. Для текущего прогнозирования вектора состояния может быть использована информация о кинематических параметрах движения в связанной системе координат, когда информация об ориентации АК поступает с датчиков угловой скорости, информация о перемещениях – с акселерометров. После выведения на орбиту и отделения от носителя АК ориентируется в расчетной орбитальной системе координат и, в принципе, можно начать процесс управления его движением.

Управление сближением производится на основе параметров относительного движения, получаемых в навигационном блоке как разность параметров орбитального движения МКС и АК. Отметим, что параметры орбиты АК уточняются с помощью введенного в состав навигационного блока динамического фильтра, использующего измерения от АСН, а текущие параметры движения МКС на борту АК определяются прогнозированием. Для прогнозирования орбитального движения КА в модели гравитационного поля Земли учитываются все гармоники до восьмого порядка включительно. В качестве бортовой модели плотности верхней атмосферы Земли принят ГОСТ [7]. Выбранная модель движения КА совпадает с основной баллистической вычислительной моделью ЦУП, используемой для расчетов маневров [8]. При выборе модели движения учтено, что уставочные значения векторов состояния КА могут определяться на основе обработки траекторных измерений от наземных измерительных пунктов (НИП) и решения задачи согласования [9] используемых моделей движения на АК и в ЦУП на заданном интервале времени. Задача согласования МДКА решается тем быстрее (а качество ее решения тем выше), чем ближе бортовая модель движения к основной баллистической вычислительной модели ШУП.

Наведение определяется [10] как схема организации кинематики движения центра масс КА. Задача наведения состоит в определении в детерминированной постановке программы полета АК к ОС, т.е. моментов приложения, величин и направлений поправок к скорости АК для решения задачи встречи. Для многовитковых перелетов, использующихся для практической реализации операции встречи [8], как правило, принимается, что импульсы прикладываются только на первом разрешенном витке и последнем витке, причем на каждом из них прикладывается не более двух импульсов. Формулировка «первый разрешенный виток» означает, что к началу маневрирования в БИНС АК введены вектора состояния ОС и АК, и построена опорная система координат. План встречи, таким образом, предусматривает реализацию двух межорбитальных перелетов. После реализации импульсов на первом витке корабль переходит с орбиты выведения на промежуточную, так называемую орбиту фазирования. После реализации импульсов на последнем витке КА касается орбиты станиии с заланным значением скорости в расчетной точке встречи.

Алгоритмы наведения на последнем витке предусматривают сближение с вынесенной относительно ОС точкой для предотвращения столкновения КА при отказе двигательной установки. При подлете к ОС используются эффективные алгоритмы асимптотического торможения, корректирующие промах по координатам и уменышающие величину относительной скорости [10, 11].

Стыковка является «запланированным столкновением» АК и ОС с заданными характеристиками относительного движения на момент механического контакта. Для того, чтобы они находились внутри допустимых границ, параметры движения должны поддерживаться в некоторых границах еще до контакта. При выходе за установленные границы должна исполняться коррекция относительной скорости для формирования безопасной траектории. С дальности порядка 400 м и до контакта, при выполнении облета ОС для выхода к назначенному стыковочному узлу и причаливания, используется метод управления по линии визирования. На причаливании, в частности, применен обеспечивающий безопасное сближение метод параллельного наведения [10] с периодическим обнулением угловой скорости вращения линии визирования.

Выбор стратегии управления является одной из главных задач алгоритма управления траекторией. На автономном участке сближения, начинающемся за виток до расчетного момента встречи, реализуется управление с обратной связью. Важнейшее значение имеют алгоритмы логики корректирования, определяющие момент приложения очередного импульса в зависимости от текущих оценок движения, и, в конечном счете, затраты топлива на операцию встречи. Реализация корректирующих импульсов до последнего витка производится по «разомкнутой» схеме управления. Назначается момент времени для начала разворота АК в требуемое положение, по окончании разворота включается двигательная установка. В процессе работы обеспечивается стабилизация АК, выключение двигателя производится по сигналу акселерометра, и АК переводится в штатную ориентацию.

Как и алгоритмы БИНС с коррекцией от радиосистемы «Курс», алгоритмы наведения и управления траекторией на втором перелете — с орбиты фазирования в заданную прицельную точку с заданным вектором скорости, называемые алгоритмами автономного управления [8], эффективно используются на российских кораблях с 1986 г. Доработки алгоритмов наведения и управления траекторией основаны на новых возможностях навигации, позволяющих начать сближение АК с ОС с момента выведения корабля.

Формально рассуждая, для достижения цели в состав алгоритмов наведения необходимо добавить алгоритм расчета межорбитального перелета с орбиты выведения на некомпланарную орбиту фазирования. Однако, поскольку параметры орбиты фазирования должны выбираться из условия встречи КА после завершения второго перелета, задача определения орбиты фазирования может быть решена только при одновременном определении двух перелетов, составляющих операцию встречи. При определении орбиты фазирования учтено ограничение на величину и направление относительной скорости по трансверсали к орбите ОС в расчетной точке встречи. Безопасное сближение может быть обеспечено назначением орбиты фазирования с заданным выносом по бинормали в расчетный момент встречи. Вид траекторий сближения автономного алгоритма наведения в орбитальной системе координат (ОСК) МКС представлен на рис. 1.



Рис. 1. Траектории сближения в орбитальной системе координат МКС в функции продолжительности встречи для начальной фазы 30°

Основное требование, предъявляемое к алгоритму операции встречи — минимизация потребного расхода топлива при выполнении заданных ограничений. Используются известные оптимальные решения задачи межорбитального перелета между околокруговыми некомпланарными орбитами [12, 13]. При большой продолжительности участка фазирования накопившаяся ошибка относительного расположения АК и ОС вдоль дуги орбиты должна быть скомпенсирована к началу второго перелета. В соответствии со сложившейся практикой, для решения этой задачи [8] предусматривается реализация поправочного импульса, направленного вдоль трансверсали к орбите. Момент приложения этого импульса назначается за целое число витков до расчетного момента встречи, а для пересчета текущей программы встречи используется метод распределения импульсов оптимального межорбитального перелета [10]. Решение, полученное для линеаризованной модели относительного движения КА, итеративно уточняется для близкой к реальной МДКА, используемой для прогнозирования орбитального движения.

# Коррекция фазы при реализации «быстрой» встречи

Алгоритм расчета плана встречи как композиции двух оптимальных межорбитальных перелетов, разделенных участком пассивного полета по орбите фазирования, имеет структурное ограничение на продолжительность операции встречи с момента начала маневрирования до прицельного момента встречи. Для продолжительности первого оптимального межорбитального перелета необходимо зарезервировать виток [13]. При сохранении управления с обратной связью на последнем витке операции, что обеспечивает преемственность алгоритма, расчетная продолжительность операции ограничена снизу двумя витками. Отметим, что ограничение обусловлено требованием оптимальности первого перелета. Если же задачу решать при более слабом ограничении, что характеристическая скорость встречи ограничена сверху в соответствии с количеством топлива, которое разрешено потратить на операцию, то можно определить двухимпульсный перелет на орбиту фазирования продолжительностью менее витка.

Сверху продолжительность встречи принципиально не ограничена, и введенный в состав программного обеспечения алгоритм может использоваться для обеспечения стыковки модернизированных кораблей к МКС по традиционным схемам встречи продолжительностью 1...3 сут [8]. Настройки алгоритма, введенные на борт АК как полетное задание, позволяют при необходимости реализовать оптимальный перелет на заданную «парковочную» орбиту в окрестности МКС.

Для известных на момент выведения АК параметров движения ОС и АК выбор продолжительности схемы встречи определяется величиной угла между радиус-вектором ОС и проекцией радиус-вектора АК на плоскость движения станции. Этот угол принято называть фазой [8]. Для выбранного способа наведения каждой продолжительности встречи соответствует определенный диапазон фаз, в котором характеристическая скорость встречи минимальна. Ширина диапазона оптимальных фаз уменьшается с уменьшением продолжительности встречи. Так, если трехсуточная схема встречи обеспечивает оптимальный расход топлива при любой начальной фазе на момент выведения АК, то для двухсуточной ширина упомянутого диапазона составляет примерно 140°, для односуточной — 60° [8]. В последние годы появились публикации [3], описывающие кинематику так называемых «быстрых» схем встречи для обеспечения ускоренного

доступа к ОС через несколько витков полета АК после выведения (в статье [3] приведена библиография по данной проблеме). При назначении продолжительности встречи для российских кораблей необходимо учитывать наличие «глухих» витков (с 6-го по 11-й) из-за отсутствия связи с НИП на территории России. Разумно ограничиться продолжительностью встречи около четырех витков, оставив на зону видимости пятого витка контроль заключительных операций по стыковке. В этой же зоне видимости возможно провести измерения орбиты АК и для нештатной ситуации, когда стыковка не выполнена, оперативно рассчитать маневры для повторного сближения, не ложилаясь зоны вилимости 12-го витка.

Назначение продолжительности сближения до четырех витков требует, чтобы фаза на момент выведения АК находилась в пределах, обеспечивающих оптимальный или хотя бы приемлемый расход топлива, не превышающий заданной границы расхода. Поэтому, вообще говоря, до начала операции встречи следует предусмотреть коррекции орбиты ОС с целью управления фазой. В процессе эксплуатации МКС регулярно проводятся коррекции для поддержания рабочей высоты ее орбиты. Выбор моментов проведения этих коррекций практически обеспечивает заданную фазу на момент запуска АК с достаточной точностью [14]. Нарушения режима формирования фазы возникают при необходимости внеплановой коррекции орбиты ОС для уклонения от столкновения с космическим «мусором». В таком случае приходится использовать отработанные в практике полетов схемы встречи продолжительностью 1...3 сут.

Для оценки границ диапазона фаз используется линеаризованная модель относительного движения КА. Верхнюю границу фазы определим из условия, что орбита фазирования для заданной продолжительности встречи совпадает с орбитой выведения. В этом случае первый перелет вырождается в коррекцию относительного движения по бинормали, реализуемую в узле, а второй плоский перелет с фиксированной скоростью в точке прицеливания определяется по методу распределения импульсов оптимального межорбитального перелета между непересекающимися орбитами. Для определения нижней границы диапазона разности фаз в качестве орбиты фазирования следует рассматривать орбиту со средней разностью высот, равной величине относительного эксцентриситета, определяемой величиной скорости в точке прицеливания. Одна из апсид орбиты фазирования касается орбиты ОС в точке прицеливания, другая определяется максимальной разностью высот между АК и ОС на линии хомановских перелетов и равна  $4V_{\rm np}/\omega_{\rm OC}$ . Здесь  $V_{\rm np}$  — величина скорости в точке прицеливания,  $\omega_{\rm OC}$  — орбитальная угловая скорость ОС.

— На рис. 2 представлены оценки верхней  $\Phi(T)$  и нижней  $\Phi(T)$  границ диапазона фаз в функции продолжительности перелета *T*. За начало отсчета *T* принят момент приложения первого из импульсов программы встречи.



Рис. 2. Іраницы диапазона оптимальных фаз Ф в функции продолжительности встречи Т: 1 — два импульса на подъем орбиты; 2 — орбита выведения; 3 — момент выведения Примечание. Подъем орбиты после 0,5 витка фазирования расширяет допустимый диапазон разностей фаз.  $\overline{\Phi}(T)$  —

расширяет допустимыи диапазон разностей фаз.  $\Phi(T)$  – верхняя граница диапазона фаз;  $\underline{\Phi}(T)$  – нижняя граница диапазона фаз; T – продолжительность перелета космического аппарата в точку встречи.

Численные оценки для орбит выведения отечественных кораблей с целью встречи с МКС определяют скорость уменьшения верхней границы диапазона как 13° за виток. Принимая величину прицельной скорости  $V_{\rm inp} = 12,5 \, {\rm m/c},$  находим, что скорость уменьшения нижней границы ~1,4° за виток. В настоящее время для реализации «быстрой» стыковки используется навигационное обеспечение полета АК по данным измерений с НИП, обрабатываемых ЦУП. Аппаратура АСН-К, установленная на АК, проходит тестовые испытания. Для формирования вектора состояния АК проводятся измерения в зоне видимости первого полетного витка после выведения. Уставки для режима сближения закладываются в навигационный блок АК в зоне видимости НИП второго витка. В качестве момента начала маневрирования естественно принять конец зоны видимости на втором витке. Задержка исполнения программы встречи уменьшает диапазон оптимальных фаз на момент выведения.

Рассмотрим характерный пример. Пусть в качестве продолжительности встречи, отсчитываемой от момента отделения АК от ракетыносителя (РН), принято четыре витка. Диапазон допустимых фаз на момент выведения  $\vartheta_{\rm p} = 0$ определяется как отрезок  $[\Phi(T), \Phi(T)]$ для T = 4 витка, как показано на рис. 2. Примем, что реализация импульсов собственно программы встречи начинается за 2,25 витка до расчетного момента встречи  $9_{\rm mp}$ , т. е. с задержкой  $9_1 - 9_{\rm B} = 1,75$  витка. Величина диапазона допустимых фаз  $\Delta \Phi_0$  на момент выведения определя-ется значением  $\Delta \Phi$  для  $T = \vartheta_{np} - \vartheta_1 = 2,25$  витка, и уменьшается из-за задержки примерно на 19° по сравнению с диапазоном, определенным для T = 4 витка. Для фазы  $\Phi_0$ , находящейся внутри диапазона  $\Delta \Phi_0$  на момент выведения, маневр встречи начинается с фазы, находящейся внутри диапазона допустимых фаз, определенного для  $\vartheta_1 = 1,75$  витка.

Для начальной фазы Ф<sub>1</sub> на рис. 2, находящейся вне диапазона  $\Delta \dot{\Phi}_0$ , после пассивного полета по орбите выведения к моменту 9, = 1,75 витка фаза уходит за нижнюю границу  $\Phi(T)$ . Предлагается [3] на первом витке полета АК уменьшить скорость изменения фазы так, чтобы к началу операции встречи разность фаз оставалась в диапазоне, определенном для продолжительности встречи T = 2,25 витка. Уменьшение скорости изменения фазы достигается подъемом средней высоты орбиты АК. Реализуется следующая стратегия полета. После прохождения зоны видимости первого витка, где производятся измерения орбиты АК, до начала зоны видимости второго витка реализуется двухимпульсный маневр на подъем орбиты, в результате которого АК переходит на промежуточную орбиту фазирования. На рис. 2 представлена зависимость фазы Ф, от последовательного исполнения импульсов маневра. Двухимпульсный маневр с трансверсальными импульсами рассчитывается ЦУП по известным параметрам орбиты ОС и номинальным параметрам орбиты выведения. В зоне видимости второго витка на борт АК закладывается вектор состояния, полученный по измерениям на первом витке с учетом реализованного маневра на подъем орбиты.

Предложенная стратегия полета практически не приводит к увеличению затрат топлива на операцию для фазы  $\Phi_1$  по сравнению с вариантом, когда начальная разность фаз равна  $\Phi_0$ , и маневр подъема орбиты АК не нужен. Стратегия реализована в нескольких полетах кораблей «Прогресс М-М» и «Союз ТМА» с навигационной поддержкой от службы радиоконтроля орбиты (РКО) и ЦУП до перехода на навигационное обеспечение от АСН.

# Результаты реализации и моделирования «быстрой» встречи

Рассмотрим реализацию описанной стратегии на примере типовой встречи продолжительностью четыре витка корабля «Союз TMA-15M» с МКС 24 ноября 2014 г. Отделение АК от РН — в 00 ч 10 мин 02 с. Начальная фаза на момент отделения — 25,76°. Поскольку фаза на момент отделения АК от РН находится вне диапазона допустимых фаз  $\Delta \Phi_0$ , целесообразно исполнение маневра подъема орбиты АК на первом витке полета. Циклограмма основных событий встречи представлена на рис. 3.

Предварительная программа наведения, полученная ЦУП на основе априорной информации о номинальной орбите выведения корабля «Союз ТМА-15М», приведена в табл. 1.

Таблица 1

Предварительная программа наведения

Время вкл., ч:мин:с	Виток	Аргумент широты, °	Импульс, м/с	Курс, °	Тангаж, °
00:46:10	1	229,3	36,11	0	0,00
01:29:55	2	44,4	30,11	0	0,00
02:05:05	2	183,8	7,00	0	0,00
02:35:28	2	303,7	7,00	0	0,00
03:50:41	3	239,8	1,78	0	-0,14
04:36:03	4	58,2	22,24	0	-1,73
05:22:14	4	239,9	12,50	0	0,00

Прежде всего отметим, что компоненты импульсов по бинормали к орбите отсутствуют, поскольку фактическая ошибка по наклонению определяется по результатам измерений. Далее, два трансверсальных импульса (36,11 и 30,11 м/с) на подъем орбиты, реализуемые на первом и втором витках, в сумме требуют более половины топлива, отводимого на всю операцию. Это обусловлено коротким интервалом изменения фазы (примерно виток) между началом маневра на подъем орбиты АК и концом зоны видимости второго витка, когда начинается маневрирование по фактическим параметрам АК.

Программа наведения для встречи, рассчитанная и реализованная в автоматическом режиме функционирования СУД, начинающемся с момента начала маневрирования ТН (35 мин от начала второго витка), представлена в табл. 2.

Таблица 2

## Программа наведения автоматического режима встречи

Время вкл., ч:мин:с	Аргумент широты, витки от <i>Т</i> <sub>н</sub>	Импульс, м/с	Kypc, °	Тангаж,°
02:23:30	0,3399	6,36	337,52	-0,46
03:06:17	0,8079	10,64	22,48	0,46
03:50:49	1,2949	7,61	0,00	0,00
04:36:31	1,7949	20,11	0,00	0,00
05:22:14	2,2949	12,50	0,00	0,00

Сравнивая данные табл. 1 и 2, следует отметить перераспределение величин импульсов, реализуемых после приложения первых двух импульсов, решающих задачу подъема орбиты АК. Это обусловлено использованием в расчетах для табл. 2 фактической орбиты выведения вместо номинальной, которая использовалась для результатов табл. 1. Траектория относительного движения в орбитальной системе координат МКС выделена на рис. 4 черным цветом с надписью «4 витка — РКО».



Примечание. НИП — наземный измерительный пункт; V — импульсы; РКО — радиоконтроль орбиты; ВС — векторы состояния; T — момент времени.



**Рис. 4. Траектории сближения в орбитальной системе** координат Международной космической станции Примечание. РКО — радиоконтроль орбиты; V — импульсы; АСН-К — аппаратура спутниковой навигации.

Представляют интерес результаты моделирования встречи по измерениям от АСН-К, поступающим на вход навигационного блока. Поскольку начальная фаза  $25,76^{\circ}$  на момент отделения «Союз ТМА-5М» находится в диапазоне допустимых фаз  $\Delta \Phi_0$  для продолжительности встречи четыре и три витка, рассмотрим эти варианты встречи с навигационным обеспечением от АСН. Циклограмма основных событий трехвитковой встречи представлена на рис. 5.

Как следует из циклограммы, расчет и реализация программы встречи начинаются после проведения достаточного количества измерений АСН и построения на борту опорной ОСК примерно через 20 мин после отделения АК от РН. Для формирования орбиты фазирования отведен виток полета. Расчетное начало маневрирования с поддержкой от радиоаппаратуры «Курс» назначается за 96 мин до момента прицеливания (расчетной точки встречи).

Результаты расчета программы трехвитковой встречи представлены в табл. 3.

Таблииа 3

Время вкл., ч:мин:с	Аргумент широты, витки от $T_{_{\rm H}}$	Импульс, м/с	Kypc, °	Тангаж, °
00:52:05	0,4436	14,04	341,57	-0,30
01:34:16	0,9122	7,26	18,43	0,30
02:16:59	1,3870	35,64	0,00	0,00
03:02:00	1,8870	48,14	0,00	0,00
03:47:00	2,3870	12,50	0,00	0,00

#### Программа наведения для трехвитковой встречи с навигацией от аппаратуры спутниковой навигации на корабле

Следует заметить, что начальная фаза по выведению близка к верхней границе диапазона оптимальных фаз, поэтому орбита фазирования близка к орбите выведения, и более 80% расхода топлива приходится на традиционный автономный участок сближения с радиосистемой «Курс». Траектория перелета в ОСК МКС на рис. 4 выделена красным цветом и надписью «З витка — АСН-К».

Циклограмма четырехвитковой встречи с навигационным обеспечением от АСН-К отличается от циклограммы трехвитковой встречи, увеличенной на виток продолжительностью пассивного полета по орбите фазирования.



**Рис. 5. Циклограмма трехвитковой встречи с навигационным обеспечением от аппаратуры спутниковой навигации на корабле** Примечание. НИП — наземный измерительный пункт; V — импульсы; ВС — векторы состояния; АСН-К — аппаратура спутниковой навигации; T — момент времени.

Результаты расчета программы четырехвитковой встречи представлены в табл. 4.

Таблица 4

#### Программа наведения для четырехвитковой встречи с навигацией от аппаратуры спутниковой навигации на корабле

Время вкл., ч:мин:с	Аргумент широты, витки от $T_{_{\rm H}}$	Импульс, м/с	Курс,°	Тангаж, °
00:51:38	0,4340	38,52	354,73	-0,10
01:35:53	0,9213	32,11	5,27	0,10
03:51:24	2,4133	10,41	0,00	0,00
04:36:49	2,9133	22,91	0,00	0,00
05:22:14	3,4133	12,50	0,00	0,00

Отметим, что для продолжительности четырехвитковой встречи орбита фазирования располагается выше, чем для трехвитковой встречи, и топливо расходуется более равномерно. Траектория перелета в ОСК МКС на рис. 4 выделена синим цветом и надписью «4 витка — АСН-К».

### Выводы

В процессе модернизации отечественных кораблей реализуется тенденция к переносу функций управления сближением от наземных служб на борт АК, обусловленная как созданием новых бортовых алгоритмов наведения, позволяющих рассчитать программу полета от выведения до расчетного момента встречи, так и установкой на АК АСН, позволяющей определить текущие параметры орбиты корабля без использования НИП.

Введенные в состав программного обеспечения СУД алгоритмы управления позволяют обеспечить сближение модернизированных кораблей с МКС с момента выведения до механической стыковки как по традиционным схемам встречи продолжительностью 1...3 сут, так и по схемам «быстрой» встречи за тричетыре полетных витка. Для навигационного обеспечения операции сближения могут использоваться как измерения от НИП, так и измерения от АСН на кораблях и МКС. Расчет программы встречи производится на борту корабля, и процесс сближения реализуется автономно, без вмешательства наземных служб. Минимальный контроль ЦУП может быть предусмотрен на этапе причаливания к МКС.

### Список литературы

1. Легостаев В.П., Микрин Е. А., Орловский И.В., Борисенко Ю.А., Платонов В.Н., Евдокимов С.Н. Создание и развитие систем управления движением транспортных космических кораблей «Союз» и «Прогресс»: опыт эксплуатации, планируемая модернизация // Труды МФТИ. 2009. Т. 1. № 3. С. 4–13.

2. Бранец В.Н., Шмыглевский И.П. Введение в теорию бесплатформенных инерциальных навигационных систем. М.: Наука, 1992. 280 с.

3. Муртазин Р.Ф. Схемы ускоренного доступа к орбитальной станции для современных космических кораблей // Космические исследования. 2014. Т. 52. Вып. 2. С. 162–175.

4. Дзесов Р.А., Жуков В.Н., Павлов В.П. Практические аспекты определения траектории МКС для обеспечения автоматической стыковки ATV с МКС / Сб. трудов XVI Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам. СПб.: ГКНЦ «Электроприбор», 2009. С. 253–259.

5. Микрин Е.А., Михайлов М.В., Орловский И.В, Рожков С.Н., Семенов А.С. Автономная система навигации модернизированных кораблей «Союз» и «Прогресс» / Сб. трудов XX Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам. СПб.: ГКНЦ «Электроприбор», 2013. С. 304–309.

6. Микрин Е.А., Михайлов М.В., Орловский И.В, Рожков С.Н., Семенов А.С., Федулов Р.В. Эксплуатация АСН-М МКС, ее характеристики и возможности. Перспективы использования АСН на КА «Союз» и «Прогресс» / Сб. трудов XVI Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам. СПб.: ГКНЦ «Электроприбор», 2009. С. 265–272.

7. ГОСТ 25645.115-84. Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полетов искусственных спутников Земли. М.: Издательство стандартов, 1991 (переиздание с изменениями). 31с.

8. Бажинов И.К., Гаврилов В.П., Ястребов В.Д. и др. Навигационное обеспечение полета орбитального комплекса «Салют-6» – «Союз» – «Прогресс». М.: Наука, 1985. 376 с.

9. Бажинов И.К., Ястребов В.Д. Навигация в совместном полете космических кораблей «Союз» и «Аполлон». М.: Наука, 1978. 227 с.

10. Ермилов Ю.А., Иванова Е.Е., Пантюшин С.В. Управление сближением космических аппаратов. М.: Наука, 1977. 448 с.

11. Shapiro M. An attenuated intercept satellite rendezvous system // ARS J. 1961. V. 31.  $N_{2}$  12. Pp. 1733–1744.

12. Ильин В.А., Кузмак Г.Е. Оптимальные перелеты космических аппаратов. М.: Наука, 1976. 744 с.

13. Кузмак Г.Е. Исследование оптимальных многоимпульсных перелетов между близкими околокруговыми некомпланарными орбитами // Труды ЦАГИ. 1969. Вып. 1120. 44 с. 14. Мельников Е.К., Смирнов А.И. Метод решения многоцелевой задачи управления движением околоземной космической станции // Космонавтика и ракетостроение. 2009. Вып. 2 (55). С. 69–78. Статья поступила в редакцию 12.05.2015 г.

### Reference

1. Legostaev V.P., Mikrin E.A., Orlovskii I.V., Borisenko Yu.A., Platonov V.N., Evdokimov S.N. Sozdanie i razvitie sistem upravleniya dvizheniem transportnykh kosmicheskikh korablei «Soyuz» i «Progress»: opyt ekspluatatsii, planiruemaya modernizatsiya [Development and evolution of motion control systems for transportation spacecraft Soyuz and Progress: operational experience, planned upgrades]. Trudy MFTI, 2009, vol. 1, no. 3, pp. 4–13.

2. Branets V.N., Shmyglevskii I.P. Vvedenie v teoriyu besplatformennykh inertsial'nykh navigatsionnykh sistem [Introduction to the theory of strap down inertial navigation systems]. Moscow, Nauka publ., 1992. 280 p.

3. Murtazin R.F. Skhemy uskorennogo dostupa k orbital'noi stantsii dlya sovremennykh komicheskikh korablei [Arrangements for accelerated access to an orbital station for modern spacecraft]. Kosmicheskie issledovaniya, 2014, vol. 52, issue 2, pp. 162–175.

4. Dzesov R.A., Zhukov V.N., Pavlov V.P. Prakticheskie aspekty opredeleniya traektorii MKS dlya obespecheniya avtomaticheskoi stykovki ATV c MKS [Practical aspects of determining the ISS trajectory in support of automatic docking between ATV and the ISS]. In: Sb. trudov XVI Sankt-Peterburgskoi mezhdunarodnoi konferentsii po integrirovannym navigatsionnym sistemam. S.-Petersburg, GKNTs «Elektropribor» publ., 2009. Pp. 253–259.

5. Mikrin E.A., Mikhailov M.V., Orlovskii I.V, Rozhkov S.N., Semenov A.S. Avtonomnaya sistema navigatsii modernizirovannykh korablei «Soyuz» i «Progress» [Autonomous navigation system of upgraded Soyuz and Progress spacecraft]. In: Sb. trudov XX Sankt-Peterburgskoi mezhdunarodnoi konferentsii po integrirovannym navigatsionnym sistemam. S.-Petersburg, GKNTs «Elektropribor» publ., 2013. Pp. 304–309.

6. Mikrin E.A., Mikhailov M.V., Orlovskii I.V, Rozhkov S.N., Semenov A.S., Fedulov R.V. Ekspluatatsiya ASN-M MKS, ee kharakteristiki i vozmozhnosti. Perspektivy ispol'zovaniya ASN na KA «Soyuz» i «Progress». [Operation of the ISS ASN-M, its characteristics and capabilities. Prospects for the use autonomous navigation system onboard Soyuz and Progress spacecraft]. In: Sb. trudov XVI Sankt-Peterburgskoi mezhdunarodnoi konferentsii po integrirovannym navigatsionnym sistemam. S.-Petersburg, GKNTs «Elektropribor» publ., 2009. Pp. 265–272.

7. GOST 25645.115 84. Atmosfera Zemli verkhnyaya. Model' plotnosti dlya ballisticheskogo obespecheniya poletov iskusstvennykh sputnikov Zemli [Upper atmosphere of Earth. Density model for trajectory support of artificial Earth satellite missions]. Moscow, Izdatel'stvo standartov publ., 1991 (pereizdanie s izmeneniyami). 31 p.

8. Bazhinov I.K., Gavrilov V.P., Yastrebov V.D., et al. Navigatsionnoe obespechenie poleta orbital'nogo kompleksa «Salyut-6»–«Soyuz»–«Progress» [Navigational support of the flight of orbital complex Salyut-6–Soyuz–Progress.]. Moscow, Nauka publ., 1985. 376 p.

9. Bazhinov I.K., Yastrebov V.D. Navigatsiya v sovmestnom polete kosmicheskikh korablei «Soyuz» i «Apollon» [Navigation in the joint mission of Soyuz and Apollo spacecraft]. Moscow, Nauka publ., 1978. 227 p.

10. Ermilov Yu.A., Ivanova E.E., Pantyushin S.V. Upravlenie sblizheniem kosmicheskikh apparatov [Control of spacecraft rendezvous]. Moscow, Nauka publ., 1977. 448 p.

11. Shapiro M. An attenuated intercept satellite rendezvous system. ARSJ, 1961, vol. 31, no. 12, pp. 1733–1744.

12. Il'in V.A., Kuzmak G.E. Optimal'nye perelety kosmicheskikh apparatov [Optimal spacecraft transfers]. Moscow, Nauka publ., 1976. 744 p.

13. Kuzmak G.E. Issledovanie optimal'nykh mnogoimpul'snykh pereletov mezhdu blizkimi okolokrugovymi nekomplanarnymi orbitami [A study of multi-burn transfers between close near-circular noncoplanar orbits]. Trudy TsAGI, 1969, issue 1120, 44 p.

14. Mel'nikov E.K., Smirnov A.I. Metod resheniya mnogotselevoi zadachi upravleniya dvizheniem okolozemnoi kosmicheskoi stantsii [A method of solving the multi-purpose problem of controlling the motion of a near-Earth space station]. Kosmonavtika i raketostroenie, 2009, issue 2(55), pp. 69–78.

УДК 629.78.054:621.396.67

### ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ФАЗИРОВАННОЙ АНТЕННОЙ РЕШЕТКИ В КАЧЕСТВЕ МАГНИТНОГО ИСПОЛНИТЕЛЬНОГО ОРГАНА СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ

© 2015 г. Ковтун В.С., Кочергина М.Н.

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

В настоящее время широко применяются плоские активные фазированные антенные решетки (АФАР) космического базирования для решения задач обеспечения радиолокации и персональной спутниковой связи. Как правило, АФАР имеют рабочие поверхности большой площади. Проектируемые современные космические аппараты, содержащие АФАР, для поддержания ориентации используют силовые гироскопы. В работе рассматривается возможность использования АФАР существующих конструкций в качестве магнитного исполнительного органа для разгрузки силовых гироскопов от накопленного кинетического момента. В процессе взаимодействия собственных магнитных моментов токовых контуров электропитания излучателей решетки с магнитным полем Земли создается управляющий момент, противоположно направленный накопленному кинетическому моменту в системе силовых гироскопов. Значения собственных магнитных моментов зависят от функционального предназначения АФАР и принятых конструкторских решений, связанных с протеканием токов по цепям первичного и вторичного электропитания. Преимущество применения АФАР в качестве исполнительных органов заключается в том, что они не требуют дополнительного увеличения массы космического аппарата для проведения динамических операций.

**Ключевые слова:** фазированная антенная решетка, силовые гироскопы, кинетический момент, магнитный момент, управляющий момент, магнитный исполнительный орган.

### USE OF PHASED ANTENNA LATTICE AS MAGNETIC ACTUATOR OF ORIENTATION SYSTEM

### Kovtun V.S., Kochergina M.N.

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

At the moment, space based flat phased antenna lattices (PAL) have found broad application for the problem solving of provision of personal satellite communications. Normally, PALs have large square working surfaces. Modern spacecrafts under design with PAL use powered gyroscopes for orientation maintenance. This article looks into possibility of PAL use (existing designs) as magnetic actuator for unloading of kinematic momentum. In the process of interaction between intrinsic magnetic moments of the current loops of the array power supply and the Earth magnetic field, a control moment is generated which is directed oppositely to kinetic moment accumulated in the system of control moment gyros. The values of the intrinsic magnetic moments depend on the intended functionality of the PAL and the implemented design solutions related to current flows in the primary and secondary power supply circuits. The advantage of using PAL as final control devices consists in the fact that they do not require any additional increases in the mass of the spacecraft in order to conduct dynamic operations.

Key words: the phased antenna lattice, powered gyroscopes, kinetic moment, magnetic moment, control moment, module, emitter.



КОВТУН В.С.

engineering at RSC Energia, e-mail: vladimir.s.kovtun@rsce.ru



КОЧЕРГИНА М.Н.

КОВТУН Владимир Семенович — кандидат технических наук, главный специалист по системному проектированию РКК «Энергия», e-mail: vladimir.s.kovtun@rsce.ru KOVTUN Vladimir Semenovich — Candidate of Science (Engineering), Chief Specialist for systems

КОЧЕРГИНА Марина Николаевна — инженер 2 категории РКК «Энергия», e-mail: post@rsce.ru KOCHERGINA Marina Nikolaevna — Engineer 2 category at RSC Energia, e-mail: post@rsce.ru

Предлагаемое техническое решение заключается в использовании токовых контуров, применяемых для питания приемопередающих модулей (ППМ) активных фазированных антенных решеток (АФАР) космических аппаратов (КА), в задачах управления движением КА относительно центра масс. Указанные контуры, обладающие собственными управляемыми магнитными моментами, при взаимодействии с магнитным полем Земли (МПЗ) создают магнитные управляющие моменты. В свою очередь, управляющие моменты предлагается использовать для разгрузки силовых гироскопов (СГ) от накопленного кинетического момента по аналогии с магнитными исполнительными органами (МИО).

# Описание конструкции фазированной антенной решетки

Первичным элементом AФAP являются излучатели радиосигнала [1]. Круговая управляемая (переключаемая), левого или правого направления вращения, поляризация излучения и приема сигналов может быть получена в системе ортогонально поляризованных излучателей с совмещенным фазовым центром. Примером такой системы является излучатель на основе плоского прямоугольного волновода с размещенными внутри него четырьмя дисковыми излучателями (рис. 1).

В другом варианте излучатель представляет собой металлическую пластину в виде четырехлучевой звезды, размещенную над проводящим экраном (рис. 2). Возбуждение излучателя производится в вершинах ее лучей. При этом вершины лучей, расположенных на одной диагонали, возбуждаются противофазными сигналами.

Построение АФАР осуществляется из панелей, состоящих из набора модульных элементов (рис. 3). Каждый модульный элемент состоит из антенного полотна, выполненного в виде многослойной печатной платы, разделенного на ячейки (в качестве примера: всего 64 квадратных ячейки, с размещением 8×8). Внешний вид рабочей поверхности модулей зависит от набора излучателей одного из видов, примеры которых представлены на рис. 1, 2.



Рис. 1. Излучатель на основе отрезка прямоугольного волновода



Рис. 2. Излучатель в виде четырехлучевой звезды

На примере устройства, реализующего метод формирования диаграммы направленности плоской АФАР, обеспечивающего низкий уровень бокового излучения сигнала, рассмотрим размещение токовых контуров, применяемых для питания ППМ [2]. Для этого в каждой ячейке модульного элемента разместим ППМ, содержащий излучатель, согласующую цепь, усилитель мощности (являющийся основным потребителем электроэнергии), аттенюатор и фазовращатель. При этом блоки управления аттенюаторами и фазовращателями, блок питания, распределительное устройство и устройства управления лучом и коррекции применяются по одному для нескольких ППМ одновременно [2], а их размещение на панелях позиционируется с размещением ППМ и производится внутри полотна на стыках модульных элементов.



Рис. 3. Конструкция модульного элемента активной фазированной антенной решетки

Высокочастотные токи, протекающие по несимметричным микрополосковым линиям и излучателям ППМ, постоянных магнитных моментов не создают [1]. Кроме указанных токов, в АФАР протекают токи по цепям первичного и вторичного электропитания ППМ, которые обладают собственными магнитными моментами [3].

Схема токовых контуров вторичного электропитания ППМ, спроецированная на рабочую поверхность модуля AФАР, представлена на рис. 4, где показаны направления тока в модулях. Первичное электропитание обозначено линией с напряжением 100 В, а вторичное линией с напряжением 5 В. При этом на рис. 4, а показана схема раздельного электропитания модулей от вторичных источников питания (ВИП) ВИП1 и ВИП2 с разнонаправленным движением тока, а на рис. 4, б — с возможностью электропитания модуля от одного из двух ВИП. Стрелками показаны направления тока в ППМ.



**Рис. 4. Схема токовых контуров вторичного электропитания приемопередающих модулей:** а — раздельного электропитания модулей; б — с возможностью питания от одного из двух ВИП

*Примечание*. ВИП – вторичный источник питания.

Для примера рассмотрим ток потребления ППМ 30...40 мА, площадь контура, которую он охватывает в одной ячейке ~2,5·10<sup>-3</sup> м<sup>2</sup>. Количество ППМ в АФАР, состоящей из четырех панелей, в каждой из которых 64 модульных элемента, содержащих по 64 ППМ (см. рис. 3), составит 16 384 шт. Исходя из примерных исходных данных, суммарный ток по цепям вторичного электропитания ППМ составляет ~500...650 А, а общая площадь контуров ~41 м<sup>2</sup>.

#### Использование фазированных антенных решеток для разгрузки силовых гироскопов космических аппаратов

В качестве примера рассмотрим КА, оснащенный АФАР и системой СГ, находящийся на геостационарной орбите (ГСО), с ориентацией в орбитальной системе координат. При этом рабочая поверхность АФАР перпендикулярна радиусу-вектору КА при работающей антенне. Токовые контуры питания ППМ находятся в плоскости рабочей поверхности АФАР. В таком случае собственный магнитный момент  $A\Phi AP \vec{L}$ , перпендикулярный рабочей поверхности антенной решетки, можно расположить на радиусе-векторе КА, при этом выбор направления указанного вектора будет зависеть от направления тока в контурах питания ППМ при работе АФАР. Вектор индукции МПЗ В на ГСО перпендикулярен плоскости орбиты. Следовательно, управляющий момент

$$\vec{M}_{L} = \vec{L} \times \vec{B} \tag{1}$$

будет находиться в плоскости орбиты.

Введем направления осей связанного базиса КА через единичные векторы:  $\vec{x}$  — ось, ориентируемая по направлению полета;  $\vec{y}$  — ось, ориентируемая вдоль бинормали;  $\vec{z}$  — ось, ориентируемая по радиусу-вектору в сторону центра Земли.

Общая разгрузка от накопленного кинетического момента  $\vec{H} = (H_x, H_y, H_z)$  системы СГ аппарата, ориентированного в орбитальной системе координат, сводится к разгрузке от двух составляющих указанного момента:  $H_y$ , направленной перпендикулярно плоскости орбиты, и  $\vec{H} = (H_x, H_z)$ , лежащей в плоскости орбиты [4]. КА, ориентированный относительно орбитального трехгранника, в инерциальной системе координат вращается вокруг бинормали к орбите. Поэтому составляющая в плоскости орбиты  $\vec{H} = (H_x, H_z)$ , попеременно совпадает с осями  $\vec{x}$  и  $\vec{z}$  КА.

Следовательно, в рассматриваемом случае (1) разгрузку СГ с использованием АФАР

можно производить только в плоскости орбиты, т. е. от двух составляющих накопленного кинетического момента  $\vec{H} = (H_x, H_z)$  [4].

Как правило [5–7], применяемые методы разгрузки силовых гироскопов КА от накопленного кинетического момента с использованием управляющего магнитного момента включают в себя:

• измерение текущего значения вектора накопленного кинетического момента  $\vec{H}$  в системе СГ;

• измерение вектора индукции МПЗ $\vec{B}$ ;

• определение получаемого в результате взаимодействия магнитных моментов  $\vec{L}$  токовых контуров с МПЗ единичного вектора разгрузочного момента  $\vec{m}$ 

$$\vec{m} = \frac{\vec{L}}{|\vec{L}|} \times \frac{\vec{B}}{|\vec{B}|};$$
(2)

• формирование сигнала управления на токовые контуры КА путем изменения величины и направления протекания тока для обеспечения условий разгрузки СГ от накопленного кинетического момента

$$\vec{m} \times \vec{h} < 0, \tag{3}$$

где  $\vec{h} = \frac{\vec{H}}{|\vec{H}|}.$ 

Для получения вновь вводимого эффекта предлагается дополнительно выполнять следующие действия:

• измерить значения токов в контурах питания  $I_{pq}$  и площади  $S_{pq}$  контуров в q-ых контурах вторичного питания ППМ, где q = 1, 2, ..., Q — число токовых контуров в каждом p-м режиме работы АФАР, где p = 1, 2, ..., P число режимов работы АФАР, при которых изменяется питание ППМ;

• определить направления нормалей  $\vec{n}_{pq}$  обхода токовых контуров;

• определить магнитные моменты для каждого токового контура

$$\vec{L}_{pq} = I_{pq} S_{pq} \vec{n}_{pq}; \qquad (4)$$

• определить по магнитным моментам для каждого токового контура (4) значение магнитного момента  $A\Phi AP$  в каждом p-м режиме ее работы

$$\vec{L}_p = \sum_{q=1}^Q \vec{L}_{pq}; \tag{5}$$

• определить значения единичных векторов  $\vec{m}_p$  разгрузочных моментов (2), создаваемых в результате взаимодействия магнитных моментов АФАР с магнитным полем Земли при  $\vec{L} = \vec{L}_p$ ;

• определить по выполнению условия разгрузки СГ (3) от накопленного кинетического момента, где  $\vec{m} = \vec{m}_p$ ,  $\hat{p}$ -е режимы работы АФАР  $\hat{p} \in P$  для проведения разгрузки СГ от накопленного кинетического момента;

• определить значения проекции вектора разгрузочного момента  $\pi_{\vec{h}} \vec{M}_{\hat{p}}$  на направление вектора h

$$\pi_{\vec{h}}\vec{M}_{\hat{p}} = |\vec{L}_{\hat{p}} \times \vec{B}|(\vec{h} \times \vec{m}_{\hat{p}}), \qquad (6)$$

где  $\vec{m}_{\hat{p}}, \vec{L}_{\hat{p}}$  — значения векторов  $\vec{m}_{p}, \vec{L}_{p}$  для  $\hat{p}$ -ых режимов работы фазированной антенной решетки;

• определить по максимальному значению max  $|\pi_{\vec{h}} \vec{M}_{\vec{p}}| \hat{p}'$ -й режим работы AФAP для разгрузки системы СГ;

• включить в работу  $\hat{p}$ -й режим работы  $\Phi$ АР и в случае выполнения условия

$$\vec{m}_{\hat{n}} \times h \ge 0, \tag{7}$$

где  $\vec{m}_{\hat{p}'}$  – значение вектора  $\vec{m}_p$  для  $\hat{p}'$ -го режима;

 произвести повторное формирование разгрузочного момента (для выполнения условия (3)) путем изменения режима работы АФАР;

• прекратить формирование сигнала управления для разгрузки СГ при получении значения  $\vec{H} = 0$ .

Величина тока в контуре питания ППМ и направление его протекания могут определяться режимами работы АФАР – «приема», «передачи», «приема-передачи», с изменениями при этом мощности сигнала в приемо-передающем тракте. Возможны также развороты токовых контуров питания ППМ (см. рис. 4), неиспользование всей площади рабочей поверхности ФАР. Схемы питания предполагают изменения в формировании токовых контуров на плоской конструктивной поверхности АФАР либо частичного отключения отдельных антенных решеток (переход в нерабочий режим). На конечные значения тока и площади контура могут влиять технологические особенности изготовления АФАР, а также допустимые отклонения в работе электрических преобразователей, через которые обеспечивается питание отдельных ППМ, модулей и панелей.

Поэтому после изготовления АФАР, до начала ее эксплуатации, предварительно измеряют в q-ых ППМ, в каждом p-м режиме работы АФАР значения токов в контурах питания  $I_{pq}$  и площадей  $S_{pq}$  контуров. Для измерений площади применяют термографы (тепловизоры) — различного рода инфракрасные камеры, использующие длину волн от среднего инфракрасного до терагерцового диапазона. В результате получают снимки электрических (или тепловых) полей для используемых типов схем питания ППМ в разных режимах их работы, по которым измеряют площади токовых контуров [1]. Направления нормалей  $\vec{n}_{pq}$  к каждому токовому контуру питания ППМ определяют, исходя из логики работы переключателей антенной решетки по алгоритму коммутации схемы питания. По полученным данным определяют магнитные моменты  $\vec{L}_{pq}$ .

В результате, для каждого модуля (панели) АФАР можно определить величину и направление указанных векторов. При этом указанные векторы могут иметь как положительные  $\vec{L}_{p1}^{+}, ..., \vec{L}_{pn}^{+}, n = 1, 2, ..., N, N \subset Q$  (рис. 5), так и отрицательные  $\vec{L}_{p1}^{-}, ..., \vec{L}_{pm}^{-}, m = 1, 2, ..., M, M \subset Q$  направления (рис. 6). Модули указанных векторов могут также отличаться между собой, так как при фиксированной площади контура токи протекания могут быть разными. По определенным значениям собственных магнитных моментов для каждого модуля находят магнитные моменты для панели ФАР в целом.



Рис. 5. Положительные направления магнитных моментов токовых контуров



Рис. 6. Отрицательные направления магнитных моментов токовых контуров

Таким образом, в результате, по выражению (5) определяют значение собственного магнитного момента панели АФАР в каждом p-ом режиме ее работы, при этом значения q могут принимать как n-е, так и m-е значения.

Следовательно, экспериментально-расчетным методом определяется собственный магнитный момент модуля (панели) АФАР в каждом p-ом режиме работы, где p = 1, 2, ..., P. В одних и тех же функциональных режимах разными способами коммутации питания модулей (панелей) могут создаваться магнитные моменты разного знака. Таким образом, направленно, за счет
управляемого тракта питания отдельных модулей, обеспечивается формирование режимов работы панелей АФАР, в которых суммируются только положительные ( $\vec{L}_p \coloneqq \vec{L}_{\Sigma}^+$ ) или только отрицательные ( $\vec{L}_p \coloneqq \vec{L}_{\Sigma}^-$ ) магнитные моменты.

В определенных режимах работы векторы разных знаков взаимно компенсируются, в таких случаях панель является «магнитоуравновешенной» ( $L_n = 0$ ). При отключении питания АФАР также является «магнитоуравновешенной». Если на КА установлено несколько таких панелей, то определяют их суммарный магнитный момент по ранее указанному выражению (5). При этом суммируют магнитные моменты всех токовых контуров питания ППМ АФАР, полученных в составленных панелях. В таких случаях «магнитоуравновешенность» в целом может достигаться за счет равных противоположно направленных собственных магнитных моментов токовых контуров в парных панелях. В случае использования в работе одной из панелей, задействованных в паре, появляется соответствующая составляющая магнитного момента, присущая только работающей панели.

Следовательно, существует несколько путей управления режимами работы АФАР для получения положительных или отрицательных собственных магнитных моментов, создаваемых всеми токовыми контурами питания ППМ АФАР, или получения условия их «магнитоуравновешенности».

На рис. 7 представлена схема разгрузки СГ от накопленного кинетического момента с использованием АФАР.



Рис. 7. Схема разгрузки силового гироскопа от накопленного кинетического момента с использованием активной фазированной антенной решетки: 1 — космический аппарат (КА); 2 — панель фазированной антенной решетки; ОХҮZ — связанный базис КА, оси которого совпадают с главными центральными осями инерции, построенный с учетом ранее выбранных направлений осей КА

Указанный на схеме управляющий момент  $\vec{M}_L = \vec{L}_{\Sigma}^+ \times \vec{B}$  обеспечивает разгрузку СГ от накопленного кинетического момента, так как за счет тупого угла между векторами  $\vec{M}_L$  и  $\vec{H}$  выполняется условие (3) для  $\vec{m}_p = \vec{m}, \vec{L} = \vec{L}_p = \vec{L}_{\Sigma}^+$ . При этом

$$\vec{m}_p = \frac{\vec{L}_{\Sigma}^+}{|\vec{L}_{\Sigma}^+|} \times \frac{\vec{B}}{|\vec{B}|}.$$

Рассмотренный пример является частным случаем разгрузки СГ, поскольку вектор  $\vec{L}_p$ , соответствующий одному из возможных режимов работы АФАР, может иметь и другие значения при выполнении условия (3) в *p*-ых режимах работы АФАР. Следовательно, необходимо оценить каждый из возможных вариантов разгрузки СГ для последующего выбора наиболее эффективного режима работы АФАР с точки зрения достижения поставленной цели разгрузки СГ, при сохранении основного функционального предназначения решетки.

Для этого определяют  $\hat{p}$ -е режимы работы АФАР из конечного множества P возможных режимов ее работы, при которых будет производиться разгрузка системы СГ от накопленного кинетического момента ( $\hat{p} \in P$ ), исходя из выполнения условия (3). При этом определяют значение магнитного момента  $\vec{L}_{\hat{p}}$  АФАР в каждом  $\hat{p}$ -м режиме ее работы, а также значение  $\vec{m}_{\hat{p}}$  при  $\vec{L}_p = \vec{L}_{\hat{p}}$ . Далее для каждого вектора  $\vec{M}_{\hat{p}} = \vec{L}_{\hat{p}} \times \vec{B}$  определяют по выражению (6) его проекцию на направление вектора h.

Из полученного множества  $\mu(\pi_{\bar{h}}M_{\hat{p}}), \hat{p} = 1, \hat{2}, ..., P, \hat{p} \in P$  определяют максимальное значение max  $|\pi_{\bar{h}}M_{\hat{p}}|$ , по которому, в свою очередь, выбирают  $\hat{p}'$ -й режим работы АФАР для разгрузки системы СГ от накопленного кинетического момента. Выбранное наибольшее из возможных значение проекции разгрузочного момента на направление вектора накопленного кинетического момента в системе СГ позволяет минимизировать продолжительность разгрузки и, тем самым, максимально эффективным образом достичь ее цели.

В процессе разгрузки СГ контролируют наличие накопленного кинетического момента, т. е.  $\vec{H} \neq 0$ , а также выполнение условия (7) отсутствия разгрузки с учетом использования управляющего магнитного момента с единичным вектором  $\vec{m}_{\hat{p}'}$ , свойственного для  $\hat{p}'$ -го режима работы АФАР.

Как следует из (7), разгрузка СГ невозможна в случае, когда угол между векторами  $\vec{M}_L$  и  $\vec{H}$  становится прямым. В случае острого угла между указанными векторами система СГ будет дополнительно нагружаться кинетическим моментом от действия на КА рассмотренного управляющего момента. В случае выполнения указанного условия (7), для обеспечения дальнейшей разгрузки производят повторное формирование разгрузочного момента вышеуказанным образом. При этом значения магнитного момента АФАР определяются по выражению (5) для каждого *p*-го режима ее работы на момент времени выполнения условия (7).

Далее продолжают разгрузку СГ до ее завершения (до получения значения  $\vec{H} = 0$ ). Формирование сигнала управления для разгрузки СГ прекращают выбором одного из «магнитоуравновешенных» режимов работы решетки, при котором  $\vec{L}_p = 0$ .

Для случая однонаправленного расположения магнитных моментов токовых контуров в цепях вторичного электропитания АФАР, порядок величин суммарного значения собственного магнитного момента может составлять

$$L = \left| \vec{L}_n \right|_{\Sigma} \sim 1.10^4 \,\mathrm{A \cdot M^2}.$$

Конкретные значения собственных магнитных моментов АФАР зависят от их функционального предназначения и конструкторских решений, связанных с протеканием тока по цепям первичного и вторичного электропитания. При этом необходимо отметить, что в процессе конструирования КА с АФАР требуется исключить влияние магнитных моментов на работу бортовой аппаратуры, в частности, на показания магнитометров, измеряющих составляющие внешнего МПЗ.

Далее, проведем оценку управляющего момента для КА, содержащего АФАР и находящегося на ГСО, где  $|\vec{B}| \approx 1 \cdot 10^{-7}$  Тл. При этом рассмотрим случай штатной ориентации КА на ГСО, когда векторы  $\vec{L}$  и  $\vec{B}$  взаимно перпендикулярны. Тогда модуль управляющего момента  $M_{\tau}$  будет равен

$$M_{I} = |\vec{L} \times \vec{B}| \approx 1.10^{-3} \text{ H} \cdot \text{M}.$$

Сравнительные оценки показали, что полученный магнитный управляющий момент имеет тот же порядок величин, что и суммарные моменты гравитационных сил и сил светового давления, действующих на КА [8].

В статье в качестве примера рассмотрен один из возможных (наиболее типичных) вариантов разгрузки системы СГ от накопленного кинетического момента с использованием АФАР. При этом АФАР рассмотрена как однокомпонентный МИО системы ориентации. Известно [4], что для разгрузки от накопленного кинетического момента в СГ по трем осям КА, ориентированного в орбитальной системе координат, необходимо иметь двухкомпонентный МИО, а в случае поддержания инерциальной ориентации КА — трехкомпонентный. В настоящее время применяются варианты одноместного размещения АФАР на КА. При проектировании размещения АФАР в нескольких местах на КА в каждом конкретном случае необходимо рассматривать установку каждой решетки как «дополнительной компоненты» МИО.

## Выводы

Плоские фазированные антенные решетки, установленные на КА, могут использоваться как магнитные исполнительные органы системы управления ориентацией, в частности, для разгрузки СГ от накопленного кинетического момента. Преимущество применения АФАР в качестве исполнительных органов заключается в том, что они не требуют дополнительного увеличения массы КА для проведения динамических операций.

Применение АФАР позволяет, за счет безрасходной разгрузки СГ, экономить топливо ракетных двигателей, которые необходимо было бы задействовать для решения аналогичных задач. При этом порядок величин управляющих моментов, создаваемых АФАР, позволяет применять их для парирования внешних возмущающих моментов другой природы гравитационного и от сил светового давления. Особенно это становится актуальным для крупногабаритных КА «гантельного» типа.

## Список литературы

1. Вендик О.Г., Парнес М.Д. Антенны с электронным движением луча / Под ред. Бахраха Л.Д. СПб., 2001. 252 с.

2. Габриэльян Д.Д., Звездина М.Ю., Цыпорина И.Г., Шацкий В.В., Шацкий Н.В. Формирование диаграммы направленности плоской активной фазированной антенной решетки с произвольной границей раскрыва // Журнал радиоэлектроники. 2012. № 12. С. 40–58.

3. Воробьев С. Выбор элементной базы для систем вторичного электропитания приемопередающих модулей АФАР // Компоненты и технологии. 2014. № 10. С. 36–40.

4. Шереметьевский Н.Н., Бихман Р.И. Простая надежная система сброса кинетического момента для искусственных спутников Земли, ориентированных в орбитальной системе координат / В сб. Управление в пространстве. Т. 1. М.: Наука, 1976. С. 110–118.

5. Кирилин А.Н., Ахметов Р.Н., Соллогуб А.В., Макаров В.П. Методы обеспечения живучести низкоорбитальных автоматических КА зондирования Земли. М.: Машиностроение, 2010. 384 с. 6. Патент RU 2030338 С1. МКИ В 64 G 1/28. Российская Федерация. Способ формирования разгрузочного момента для системы силовых гироскопов космического аппарата с солнечными батареями. Ковтун В.С., Кузьмичев А.Ю., Платонов В.Н; заявитель и патентообладатель — ОАО РКК «Энергия»; заявка 5039039/22 от 20.04.1992; приоритет от 10.03.1995 // Изобретения. 1995. № 7.

7. Богачев А.В., Платонов В.Н., Тимаков С.Н. Анализ возможности обеспечения точностных характеристик стабилизации перспективного космического аппарата, предназначенного для дистанционного зондирования Земли // Космонавтика и ракетостроение. 2013. № 2. С. 83–89.

8. Патент RU 2176972 C1. МКИ В 64 G 1/24. Российская Федерация. Способ определения магнитного момента солнечных батарей космического аппарата с системой силовых гироскопов. Ковтун В.С., Банит Ю.Р; заявитель и патентообладатель — ОАО РКК «Энергия»; заявка 2000130187/28 от 05.12.2000; приоритет от 5.12. 2000 // Изобретения. 2001. № 35. Статья поступила в редакцию 03.09.2015 г.

#### Reference

1. Vendik O.G., Parnes M.D. Antenny s elektronnym dvizheniem lucha [Antennas with electronic scanning]. Ed. Bakhrakh L.D. S.-Petersburg, 2001. 252 p.

2. Gabriel'yan D.D., Zvezdina M.Yu., Tsyporina I.G., Shatskii V.V., Shatskii N.V. Formirovanie diagrammy napravlennosti ploskoi aktivnoi fazirovannoi antennoi reshetki s proizvol'noi granitsei raskryva [Shaping the pattern of a flat active phased array with an arbitrary aperture boundary]. Zhurnal radioelektroniki, 2012, no. 12, pp. 40–58.

3. Vorob'ev S. Vybor elementnoi bazy dlya sistem vtorichnogo elektropitaniya priemoperedayushchikh modulei AFAR [Selection of components for the secondary power supply systems of transceiver modules of active phased array antennas]. Komponenty i tekhnologii, 2014, no. 10, pp. 36–40.

4. Sheremet'evskii N.N., Bikhman R.I. Prostaya nadezhnaya sistema sbrosa kineticheskogo momenta dlya iskusstvennykh sputnikov Zemli, orientirovannykh v orbital'noi sisteme koordinat [A simple reliable system for momentum dumping of artificial Earth satellites, flying in the orbital coordinate system attitude]. In: Upravlenie v prostranstve. Vol. 1. Moscow, Nauka publ., 1976. Pp. 110–118.

5. Kirilin A.N., Akhmetov R.N., Sollogub A.V., Makarov V.P. Metody obespecheniya zhivuchesti nizkoorbital'nykh avtomaticheskikh KA zondirovaniya Zemli [Methods of assuring survivability of low-orbit unmanned SC for Earth remote sensing]. Moscow, Mashinostroenie publ., 2010. 384 p.

6. Patent RU 2030338 S1. MKI B 64 G 1/28. Rossiiskaya Federatsiya. Sposob formirovaniya razgruzochnogo momenta dlya sistemy silovykh giroskopov kosmicheskogo apparata s solnechnymi batareyami [A method of generating desaturation torque for a system of powered gyroscopes of a spacecraft of solar arrays]. Kovtun V.S., Kuz'michev A.Yu., Platonov V.N; the applicant and the patent owner – OAO RKK «Energiya»; application 5039039/22 of 20.04.1992; priority of 10.03.1995. Izobreteniya, 1995, no. 7.

7. Bogachev A.V., Platonov V.N., Timakov S.N. Analiz vozmozhnosti obespecheniya tochnostnykh kharakteristik stabilizatsii perspektivnogo kosmicheskogo apparata, prednaznachennogo dlya distantsionnogo zondirovaniya Zemli [Feasibility analysis of achieving the accuracy characteristics required for stabilization of an advanced Earth remote sensing spacecraft]. Kosmonavtika i raketostroenie, 2013, no. 2, pp. 83–89.

8. Patent RU 2176972 S1. MKI B 64 G 1/24. Rossiiskaya Federatsiya. Sposob opredeleniya magnitnogo momenta solnechnykh batarei kosmicheskogo apparata s sistemoi silovykh giroskopov [A method of determining the magnetic torque of solar arrays of a spacecraft with a system of powered gyroscopes]. Kovtun V.S., Banit Yu.R; the applicant and the patent owner — OAO RKK «Energiya»; application 2000130187/28 of 05.12.2000; priority of 5.12.2000. Izobreteniya, 2001, no. 35.

## КРАТКИЙ ОБЗОР МЕЖДУНАРОДНЫХ КОНФЕРЕНЦИЙ SPACE 2014

### © 2015 г. Улыбышев Ю.П.

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

Представлен краткий обзор докладов конференций по космонавтике, проведенных Американским институтом аэронавтики и астронавтики (American Institute of Aeronautics and Astronautics — AIAA) в августе 2014 г. (г. Сан-Диего, США). В обзоре упомянуто 86 докладов (около четверти) конференций AIAA Space Conference и AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference. Тематика докладов весьма обширна. Рассматривались перспективные проекты пилотируемых полетов за пределами околоземного пространства — окололунные полеты, миссии к окололунным точкам либрации, к астероидам и Марсу. Ряд сообщений включал комплексный взаимосвязанный анализ подобных миссий. Значительное число докладов было связано с различными аспектами околоземных космических полетов, такими как сближение на орбите и орбитальные инспекции, наблюдение Земли и космических объектов, многоспутниковые системы. Традиционно были представлены результаты разработки новых методов динамики полета.

**Ключевые слова:** космические проекты, полеты к Луне, межпланетные полеты, динамика космического полета, астродинамика, конференции, обзор.

### SHORT SURVEY OF INTERNATIONAL CONFERENCES SPACE 2014

Ulybyshev Yu.P.

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

A short survey of reports on astronautics conferences held by American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA) in August 2014 (San-Diego, USA) is presented. About a quarter of the reports (86) of AIAA Space Conference and AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference are mentioned in the review. Subjects of the reports are wide range. Projects of manned spaceflights without circumterrestrial space — cislunar flights, mission at lunar libration points, asteroids and the Mars. A number of messages are included complex associative analysis of such missions. Much reports are related with different matter for circumterrestrial spaceflights — orbital rendezvous and inspection, Earth's remote sensing and space coverage, satellite constellations. New astrodynamics methods are traditionally presented.

Key words: space missions, flights to Moon, interplanetary flights, space flight dynamics, astrodynamics, conferences, survey.



УЛЫБЫШЕВ Юрий Петрович — доктор технических наук, заместитель руководителя научно-технического центра РКК «Энергия», e-mail: yuri.ulybyshev@rsce.ru

ULYBYSHEV Yuri Petrovich — Doctor of Sciences (Engineering), Deputy Head of Scientific – Technical Center of RSC Energia, e-mail: yuri.ulybyshev@rsce.ru

УЛЫБЫШЕВ Ю.П.

### Введение

Ежегодно в августе AIAA (American Institute of Aeronautics and Astronautics — американское научно-техническое общество специалистов по авиации и космонавтике) организует блок научно-технических конференций по космонавтике — SPACE. В 2014 г. в рамках SPACE 2014 были проведены конференции:

• космос (AIAA SPACE Conference and Exposition);

• астродинамика (AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference);

• космическая связь (32nd AIAA International Communications Satellite Systems Conference).

В 2014 г. на этих конференциях было представлено 383 доклада. В предлагаемом обзоре с разной степенью детализации упомянуто 86 докладов. Отметим, что на сайте *AIAA* есть полнотекстовая поисковая система по всем журнальным статьям и докладам конференций (*http://arc.aiaa.org/search*).

Такой комплекс конференций является представительным международным научнотехническим форумом в области проектирования, динамики полета и управления космическими аппаратами (КА) и космической связи. Для заявки представляются черновые варианты или расширенные рефераты (2 стр.) докладов, которые проходят рецензирование. На подобные конференции принимаются ~40-60% от поданных заявок и доклады по приглашению. Это обеспечивает высокий научно-технический уровень конференций. Их участники получают доступ ко всем докладам конференции в электронном виде через Интернет. Заседания проводятся по тематическим секциям (на каждый доклад с ответами на вопросы отводится по 30 мин, время начала доклада фиксировано, параллельно проводится ~10 секций). AIAA придерживается жесткого принципа No Paper – No Podium; No Podium – No Publication – выступление только при представлении в определенный срок текста доклада в виде полноразмерной статьи (до 25 стр.), и доклад включается в труды конференции только после выступления. Обсуждение докладов проходит активно с большим количеством вопросов, так как в электронном виде все доклады доступны за несколько дней до начала конференций, и многие участники приходят на интересующие их доклады с готовыми вопросами и/или мнениями. Параллельно с конференциями проводится небольшая выставка космического профиля, в основном американских фирм.

Основными участниками конференций являлись представители США — ~70% (из них специалисты промышленности, *NASA* и BBC

США — ~45%, университетов США — ~25%). Остальные участники — специалисты из Европы, Китая, Японии и других стран. С каждым годом доля иностранных участников возрастает. Все доклады на конференции можно условно разделить на три категории:

• описания, проблемы, технические решения и т.п. по конкретным космическим проектам (выполненным или планируемым);

• анализ проблем, проектирование, разработки применительно к какому-то типу космической миссии или ее составной части, например, траектории спуска в атмосфере Земли, координированный полет группировки спутников на околоземной орбите и т. п.;

• методические работы по различным аспектам динамики полета, управления, космической баллистики, навигации, оптимизации траекторий и т. п.

### Перспективные проекты пилотируемых полетов за пределами околоземного пространства

**Окололунные полеты.** NASA был представлен доклад по концепции среды обитания космонавтов в дальнем космосе [1] — окололунные полеты, полеты к астероидам и к Марсу на базе разработанных в программе МКС модулей, топливных баков и средств выведения. Рассматриваются, в основном, сценарии, использующие точки либрации системы Земля—Луна (*Earth Moon Libration – EML*) — *EML*<sub>1</sub> и *EML*<sub>2</sub>, а также удаленную окололунную орбиту DRO (Distant Retrograde Orbit), проходящую через точки *EML*<sub>1</sub> и *EML*<sub>2</sub> (рис. 1).

Кратко описаны следующие возможные миссии:

а) Возвратные миссии к астероидам.

Базовая концепция состоит в том, что долговременная среда обитания (т.е. космическая станция) будет полезной для непосредственного перелета к астероиду, который пролетает через DRO, являющуюся предпочтительной, поскольку она устойчива и требует малых затрат на поддержание. Первый этап предполагает использование только КА «Орион» (используется обозначение MPCV – Multi Purpose Crew Vehicle) с двумя космонавтами и оборудованием для внекорабельной деятельности. Долговременные экспедиции будут использовать дополнительное оборудование для экипажа. Астероидные миссии должны включать поддержку 180-дневного полета для экипажа из четырех человек. Бортовой лаборатории необходимо обеспечивать научные исследования и выбор материалов для возвращения на Землю, а также контроль микроорганизмов.



**Рис. 1. Удаленная окололунная ретроградная орбита:** 1 — гало-орбиты в окрестности точек либрации EML<sub>2</sub>, EML<sub>2</sub>; 2 — удаленная ретроградная окололунная орбита; 3 — орбита MKC

#### б) Лунные миссии.

Станция должна поддерживать лунные миссии при размещении ее на DRO или в точках либрации  $EML_1$  и  $EML_2$ , осуществляя при этом непосредственный контроль космических роботов на лунной поверхности, сервисное обслуживание возвращаемых лунных роботов и пилотируемых посадочных ступеней, первичный анализ материалов с поверхности Луны и т. д.

в) Сервисное обслуживание марсианских космических кораблей.

Предполагает сборку на орбите грузовых и пилотируемых марсианских кораблей, поскольку это может понизить затраты характеристических скоростей для перелетов.

Описаны возможные варианты конфигураций. Один из вариантов включает модуль *NODE* от *MKC* и *MPLM* — *Multi-Purpose Logistics Module* (рис. 2 и 3) и рассчитан на 500-дневное пребывание экипажа из четырех человек.



Рис. 2. Многоцелевой пилотируемый корабль: 1 — верхняя ступень; 2 — многоцелевой транспортный модуль; 3 — шлюзовой отсек; 4 — узловой модуль; 5 — многоцелевой транспортный модуль; 6 — КА «Орион»; 7 — купол



Рис. 3. Пилотируемый модуль: 1 — жилое помещение экипажа с радиационной защитой; 2 — узловой модуль с поддержкой жизнедеятельности; 3 — транспортный модуль; 4 — шлюзовой отсек; 5 — каюты экипажа

В докладе [2] предлагается поэтапная разработка пилотируемой космической станции *POLUS* для отработки технологии искусственной гравитации и исследования воздействия космической радиации на космонавтов на окололунной орбите. Подобные разработки необходимы для обеспечения будущих длительных пилотируемых космических полетов. Предполагается, что миссия будет включать три фазы (рис. 4). Для транспортных операций будет использоваться ракета-носитель (PH) *SLS*, а для пилотируемых — PH *Falcon* с космическим кораблем *Dragon*.

Первая (шестимесячная) фаза включает создание космической станции с четырьмя космонавтами, размещаемой на DRO. Этот этап не будет поддерживать искусственную гравитацию, а будет использоваться для миссии по перемещению астероида (ARM — Asteroid Redirect Mission). Начало миссии планируется на 2021 г.

*Вторая фаза* включает три шестимесячных этапа с экипажем из шести космонавтов.



**Рис. 4. Фазы создания пилотируемой космической станции POLUS:** 1, 2, 3 — фазы миссии; 4 — удаленная окололунная ретроградная орбита; 5 — первое выведение конструкции; 6 — первый пилотируемый полет; 7 — второе выведение элементов конструкции; 8 — вторая пилотируемая миссия; 9 — возвращение первой и второй пилотируемых миссий; 10 — третье выведение конструкции; 11 — третья пилотируемая миссия; 12 — возвращение второй и третьей пилотируемых миссий

Третья фаза является имитацией пилотируемого полета к Марсу. Продолжительность этой фазы ~1000 дней, экипаж — шесть человек. Первые и последние шесть месяцев этапа выполняются в условиях микрогравитации, имитирующей перелетные участки Земля-Марс. 21 месяц между этими периодами имитируется марсианская гравитация — аналог длительного пребывания на Марсе. Искусственная гравитация формируется вращением крупногабаритной двухэтажной конструкции. Уровни обеспечиваемой гравитации показаны в таблице.

#### Имитируемые уровни гравитации

Тип гравитации	Скорость вращения, об./мин	Доля g на первом этаже	Доля g на втором этаже
Луна	1,59	0,16	0,17
Mapc	2,41	0,36	0,38
Земля	3,91	0,96	1,00

В работе [3] изложена системная архитектура и планирование возможных лунных пилотируемых экспедиций на ближайшую перспективу. В качестве средств выведения предполагается использование тяжелой РН *Falcon* (53 т на низкой околоземной орбите) и верхней ступени РН *Delta* IV, которая обеспечит доставку от Земли на переходную орбиту к Луне 23,21 т полезной нагрузки. Такой квант массы позволит минимизировать число пусков. Сценарий первой пилотируемой миссии посещения (*sortie-class human mission*) планируется следующим образом:

• базовый двигательный модуль *OPM* (*Orbital Propulsion Module*) выводится на *LLO* (*Lunar Low Orbit*) — низкую окололунную орбиту;

• лунный посадочный модуль *LLM* (*Lunar Landing Module*) (рис. 5) выводится на *LLO* и стыкуется с первым *OPM*;



Рис. 5. Лунный посадочный модуль

• второй *OPM* выводится на *LLO* и стыкуется к *LLM* как модуль взлетной ступени;

• пилотируемый модуль старта и возврата к Земле *CLEV* (*Crew Launch and Entry Vehicle*) выводится на *LLO* и стыкуется со сборкой со стороны взлетного базового, а первый *OPM* используется для маневра снижения на Луну.

Проект предусматривает серию отработочных миссий:

• *DM*1 — полетная демонстрация *Delta* IV и *OPM* (беспилотная);

• *DM*2 — тест *LLM* с посадкой с грузом (беспилотная);

• *DM*3 — двойное выведение *OPM/LLM* со стыковкой на *LLO* и посадка с грузовой ступенью (беспилотная);

• *DM*4 — беспилотный облет Луны связкой *CLEV/OPM* с *EDL* (*Earth Departure and Landing* — отлет от Земли и посадка);

• *DM*5 — пилотируемая проверка *CLEV* на околоземной орбите;

• *DM*6 — пилотируемая экспедиция на лунную орбиту;

• *DM*7 — полная беспилотная экспедиция по четырехпусковой схеме с возвратом к Земле *CLEV*.

Приводятся массовые характеристики и оценки стоимости этапов работ. Отработочный этап рассчитан на 12 лет с первым пуском в 2019 г. Программа предусматривает относительно равномерное финансирование с годовым бюджетом ~3 млрд долл.

В перспективе план включает следующие миссии:

• *LM*1 — первая пилотируемая посадка на лунную поверхность (3–5 сут);

• *LM2* — экспедиция посещения Луны;

• *CM*1 — грузовая миссия с двумя негерметичными луноходами и грузы для длительных миссий;

• *LM*3 — двухнедельная экспедиция на поверхность Луны;

• *СМ*2 — грузовая миссия, подобная *СМ*1;

• *LM*4 — пилотируемая миссия, подобная *LM*3;

• *EM*1 — пилотируемая миссия в точку либрации *L*<sub>1</sub> системы Земля–Луна;

• *EM2* — пилотируемая миссия в точку либрации *L*<sub>2</sub> системы Земля–Луна;

• *СМ*3<sup>-</sup> — двухпусковая грузовая миссия с герметичным луноходом и оборудованием;

• *LM*5 — шестинедельная лунная экспедиция;

• *EM*3 — пилотируемый полет на лунную удаленную орбиту (ретроградную);

• *ЕМ*4 — пилотируемая миссия в точку либрации *EML*<sub>5</sub> системы Земля–Луна;

• *СМ*4 — грузовая миссия с герметичным луноходом и оборудованием;

• *СМ*5 — однопусковая грузовая миссия с расходными материалами;

• *LM*6 — шестинедельная экспедиция на обратную сторону Луны.

**Пилотируемые миссии к окололунным точкам либрации.** В докладе [4] рассматривается использование PH среднего класса для полетов к точкам либрации *EML*<sub>1</sub>, *EML*<sub>2</sub> системы Земля–Луна, включая обитаемую станцию в окрестности *EML*<sub>2</sub>. В качестве возможных претендентов рассматривались различные PH, и в результате анализа были выбраны четыре типа PH.

Укрупненная архитектура миссии, предусматривающей шестимесячный полет по гало-орбите двух космонавтов, показана на рис. 6.

Используется трехпусковая схема со сборкой станции на низкой околоземной орбите:

• первое выведение — топливо и двигатели (PH *Falcon-9*);

• второе — топливо (PH *Atlas*);

• третье — обитаемый отсек, посадочная ступень, узловой модуль.

Экипаж в КА *Dragon* летит отдельно. Стыковка с космической станцией предполагается на гало-орбите. Конфигурация станции показана на рис. 7.

**Полеты к астероидам.** NASA был представлен доклад [5] по анализу возможностей многотонного буксира (размером 2–4 м), который может сесть на поверхность астероида размером более 100 м и выполнить забор грунта с последующим перемещением его в окололунное пространство (Asteroid Redirect Robotic Mission – ARRM). ARRM будет использовать электроракетную двигательную установку (ЭРДУ), его внешний вид показан на рис. 8.

АRRМ планируется запустить в 2019 г., это будет одна из трех компонент ARM. Вторая пилотируемая компонента — ARCM (Asteroid Redirect Crewed Mission) на основе КА Orion — имеет стыковочное оборудование. Запуск планируется на середину 2020-х гг. Третья часть включает наземные и космические средства наблюдения. В качестве примера рассмотрен полет к астероиду Bennu со стартом в 2019 г. и 120-дневным пребыванием на астероиде, с возвратом в систему Земля—Луна в 2024 г.

Другие виды возможных экспедиций рассматривались в докладах *NASA* [6, 7]. Особенности проекта *NASA Scout* («Разведчик») описаны в докладе [8].



**Рис. 6.** Архитектура пилотируемой миссии на гало-орбите:  $1 - гало-орбита в окрестности <math>L_2$ ; 2 - космическая станция; <math>3 - перелетна гало-орбиту,  $\Delta V = 3,4 \, \kappa m/c$ , длительность 6,2 сут; 4 - низкая околоземная орбита; <math>5 - три пуска для доставки: Launch <math>1 - топливаи двигателей; Launch 2 - топлива; Launch 3 - жилого модуля, посадочной ступени и узлового модуля; <math>6 - сборка на низкой околоземнойорбите; <math>7 - пилотируемый пуск с KA Dragon; 8 - прямой перелет KA Dragon на гало-орбиту; <math>9 - стыковка KA Dragon с космическойстанцией; <math>10 - шестимесячный полет; 11 - возврат на Землю



**Рис. 7. Конфигурация космической станции:** 1 — лунная посадочная ступень; 2 — лунный узловой модуль; 3 — солнечные панели; 4 — жилой модуль; 5 — топливо; 6 — научная лаборатория



Рис. 8. Посадка на астероид буксира ARRM

**Пилотируемые полеты на Марс.** Перспективные пилотируемые миссии на марсианскую орбиту, Фобос и поверхность Марса с использованием 100-киловаттной ЭРДУ обсуждались в докладе NASA [9]. Основные компоненты:

• КА *Orion* (первый полет беспилотный, второй пилотируемый — 2021 г.);

• семь PH SLS (2017–2028 гг.);

• межпланетный буксир на электроракетной двигательной установке (2019 г.); • два комплекта обитаемых модулей для дальнего космоса (2024 г.);

• три комплекта разгонных ступеней на жидкостных ракетных двигателях (ЖРД) (2033 г.);

• марсианская ступень для посадки и взлета (2031 г. — тестовый полет; 2035 г. — пилотируемая посадка на Луну; 2040 г. — пилотируемая посадка на Марс).

Концепция пилотируемой экспедиции на Фобос проиллюстрирована на рис. 9.



**Рис. 9. Пилотируемая миссия на Фобос:** 1 — орбита Марса; 2 — четырехступенчатый перелет к Марсу; 3 — трехлетний перелет к Марсу; 4 — грузовые миссии с использованием электроракетной двигательной установки; 5 — пилотируемые полеты с использованием мидкостных ракетных двигателей; 6 — высокая околоземная орбита сборки; 7 — пилотируемый перелет к Марсу за 200...300 дней; 8 — 500-дневный околомарсианский перелет; 9 — возврат к Земле за 200...300 дней; 10 — вход в атмосферу Земли

Она включает выведение на высокую марсианскую орбиту перелетно-возвратной ступени (за четыре года) и обитаемого модуля (за три года), которые выводятся с помощью ЭРДУ и используют две PH *SLS*. Экипаж осуществляет перелет (200...300 сут) с использованием химических двигателей с предварительной сборкой на высокой околоземной орбите, а также двух PH *SLS*. Далее ~500-суточный околомарсианский полет и возврат к Земле за ~200...300 сут.

Схема пилотируемого полета с посадкой на поверхность Марса дополнительно включает доставку посадочной ступени на околомарсианскую орбиту.

Дорожная карта предлагаемой концепции пилотируемых полетов на Марс представлена на рис. 10.

В докладе *NASA* [10] приводятся расчетные зависимости для универсальной модели двухступенчатого аппарата *MAV* (*Mars Ascent Vehicle*) для взлета с поверхности Mapca. Траектория взлета может быть рассчитана двухимпульсным перелетом с соответствующими оценками потерь на конечность маневров, двухступенчатость и атмосферное сопротивление. Приводится методика оптимизации с учетом масс ступеней.

В докладе фирмы *Boeing* [11] описана концепция космической системы на основе модульных элементов для ближайшей пилотируемой экспедиции (четыре космонавта) на Марс. Представлено улучшение ранее предложенной в 2012 г. архитектуры *MEV* (*Mars Exploration Vehicle*) за счет уменьшения числа типов модулей и упрощения сборки на низкой околоземной орбите. Предполагается использование трех типов KA:

• беспилотные *MLTVs* (*Mars Lander Transfer Vehicle*, два аппарата, конфигурация показана на рис. 11 — вид сбоку и сверху);

• пилотируемый *MCTV* (*Mars Crew Transfer Vehicle*, рис. 12 – вид сбоку и сверху).

• восемь PH *SLS* для выведения на низкую околоземную орбиту.

Приводятся массовые сводки по всем этапам полета.

В докладе большого авторского коллектива [12] собраны рекомендации с конференции *Affording Mars* («Доступный Марс») по особенностям пилотируемой экспедиции на Марс.



**Рис. 10. Дорожная карта полета на Марс:** 1 — поверхность Марса; 2 — околомарсианская орбита Фобос; 3 — астероиды; 4 — лунная поверхность; 5 — окололунная орбита; 6 — околоземная орбита; 7 — тестирование оборудования на МКС; 8 — посадка на Луну; 9 — тестирование марсианского посадочного модуля на Луне с экипажем; 10 — КА Orion с межпланетным модулем на околомарсианской орбите; 11 — посадка на Марс; 12 — обитаемый модуль на марсианской поверхности

Улыбышев Ю.П.



**Рис. 11. Марсианский посадочный космический аппарат:** 1, 2 — отлетные ступени от Земли; 3 — марсианская пилотируемая посадочная ступень; 4 — грузовой марсианский посадочный корабль с обитаемым модулем; 5 — грузовой марсианский посадочный модуль с марсоходом; 6 — марсианская перелетная ступень; 7 — сервисный топливный модуль



Рис. 12. Перелетный марсианский пилотируемый космический аппарат (KA): 1 — отлетные ступени № 3, 4 и 5 от Земли; 2, 3 — КА дальнего космоса № 1, 2; 4 — модуль искусственной гравитации; 5 — многоцелевой пилотируемый корабль; 6 — КА дальнего космоса № 3; 7 — марсианская перелетная ступень

#### Динамика полета на околоземных орбитах

Относительное движение, сближение и орбитальная инспекция. Управление относительным движением в спутниковой системе за счет различия в атмосферном торможении описано в работе [13]. Представлен полуаналитический метод наведения и управления КА для маневров по предотвращению столкновения на орбите [14]. Используется принцип максимума Понтрягина с функционалом, включающим штрафные составляющие. Решение в виде усеченных рядов для закона с обратной связью генерирует наведение, близкое к оптимальному, без использования начального приближения итеративного процесса.

Описан алгоритм для орбитальных инспекций автономного КА на околоземных орбитах [15]. Изложена оптимизация траекторий игр преследования-уклонения в рамках линеаризованных уравнений относительного движения с использованием теории линейноквадратических дифференциальных игр [16]. Представлена упрощенная формулировка возмущенного относительного движения двух КА (с учетом сжатия Земли) на орбитах с малыми эксцентриситетами [17]. Описана реконфигурация орбитальной группировки на основе электромагнитных сил Лоренца с использованием линейно-квадратического управления [18]. Приводится алгоритм оценки ориентации и траектории для автономной стыковки с использованием мерцающего лидара [19]. Рассмотрены оптимальные траектории сближения с использованием различий в атмосферном торможении [20]. Изложен обзор динамики и управления для причаливания КА с использованием электромагнитных сил [21]. Представлено сравнение нелинейных аналитических решений для относительного движения на орбите [22]. Рассмотрено маневрирование в двухспутниковой системе на основе кулоновских сил с использованием метода ASRE (Approximate Sequence of Riccati Equations) [23]. Представлено приближенное нелинейное решение второго порядка для относительного движения в рамках кеплеровских орбит [24]. Описано качество позиционирования навигации для орбитальной инспекции, основанной на лидаре [25]. Представлен анализ уравнений второго порядка для относительного движения на основе задачи Ламберта [26]. Приводятся частные производные для проблемы Ламберта (задачи сближения и перехвата) [27].

**Многоспутниковые системы.** Авторитетная американская организация «Аэроспейс Корпорейшен» (*The Aerospace Corp.*), занимающаяся научными вопросами национальной безопасности в области космоса, предложила два типа низкоорбитальных спутниковых систем периодического обзора, дающих возможность наблюдения всей Земли за один виток (название доклада *LEO constellations to cover the Earth in one rev.*) [28]:

*Figure* 8 (Фигура «восьмерка», рис. 13), где положения спутников образуют фигуру в форме восьмерки (на рисунке красная линия);
*Broad Brush* («Широкая щетка», рис. 14).



F8 Cancellation — 9 Satellites (h = 600 km, i = 60 deg, elev > 10 deg) Рис. 13. Обзор Земли спутниковой системой в форме восьмерки



BB Cancellation -9 Satellites (h = 600 km, i = 60 deg, elev > 10 deg)

Рис. 14. Обзор Земли спутниковой системой «Щетка»

Отличительной особенностью систем является непрерывная связь между всеми спутниками и возможность практически непрерывной передачи результатов наблюдения на один из двух приполярных наземных пунктов (*Thule* в Гренландии или *McMurdo* в Антарктиде). Таким образом, оперативность съемки и передачи информации для любой точки Земли будет не хуже 1,5–2 ч. Практическая подоплека подобной системы очевидна.

В докладе [29] автор обзора представил новый общий метод анализа спутниковых систем периодического обзора на круговых орбитах с относительно большими временами перерывов на основе двумерных отображений условий видимости, основанный на последовательном суммировании долготных диапазонов видимости от витка к витку. Начальный интервал долготных диапазонов видимости рассчитывается аналитически, и далее на каждом витке учитывается его сдвиг на величину межвиткового расстояния. При этом могут быть учтены долговременные изменения орбит и маневры КА. Используется математический алгоритм объединения одномерных интервалов в диапазоне долгот 0...2 л. Время перерыва будет соответствовать витку, на котором будет образован сплошной интервал 0...2π (рис. 15).

Расчеты выполняются без проведения моделирования для произвольных спутниковых систем, а также для произвольных наборов спутников. При этом могут быть выявлены вырожденные сочетания параметров спутниковой системы и требований обзора, т. е. с очень большими и/или бесконечными перерывами (пример показан на рис. 16). Поскольку времена перерывов изменяются в очень широких пределах, для них используется логарифмическая шкала.

Приводится описание расчетных алгоритмов анализа перерывов видимости для одиночных спутников, многоспутниковых систем и произвольных наборов спутников.

Рассмотрены возможности экономии топлива на поддержание четырехспутниковой высокоэллиптической системы Дрейма с орбитальным периодом ~27 ч [30]. Представлен массовый анализ параметров спутниковых систем периодического обзора на основе генетических алгоритмов [31]. Описан метод аналитического решения периодического обзора для систем на геосинхронных орбитах [32].

Наблюдение за космическими объектами. ВВС США и фирмой Boeing описана интегрированная среда для поиска и распознавания при автоматической обработке наблюдений за космосом — SADITE (Search And Determine Integrated Environment) [33]. В работе [34] изложены особенности нелинейного программирования неопределенностей в орбитальных элементах применительно к системам наблюдения за космосом.



**Рис. 15. Геометрическая иллюстрация двухспутниковой системы:** широта — 20°; высота орбиты h = 800 км; наклонение i = 50°; угол возвышения  $\alpha = 45^{\circ}$ 



Рис. 16. Трехспутниковая система (угол возвышения α = 60°; минимальный перерыв Δt<sub>REVmin</sub> = 12,3 ч). Времена перерывов наблюдения в зависимости от высоты и наклонения орбиты

Рассмотрены вопросы управления и планирования работы средств наблюдения за космосом (*Space Surveillance*) [35]. В докладе ВВС США [36] рассмотрены требования для реконструкции маневров несотрудничающих спутников с использованием адаптивных фильтров. Описаны методы фильтрации для наблюдения за космическими объектами [37]. В докладе [38] обсуждаются вопросы неопределенности больших объемов оптических данных при начальном определении орбит для наблюдения за космическими объектами (доклад ВВС США).

Космический мусор. Представлен метод по активному удалению космического мусора с многими целевыми объектами, при котором КА осуществляет выбор последовательности перелетов между ними [39]. Описана новая инженерная модель NASA для космического мусора ORDEM 3.0 [40]. Изложены улучшения модели фрагментации ІМРАСТ при взрыве и разрушении космических объектов [41]. В докладе [42] рассмотрены проблемы космического мусора для средневысотных орбит космических навигационных систем (GPS, ГЛОНАСС, Galileo) и правила по изменению их орбит по окончании срока функционирования. Изложены вопросы по оценке вероятности неуправляемого сближения космических объектов [43]. Представлен новый метод для вычисления вероятности столкновения КА на коротких интервалах [44].

**Динамика полета околоземных КА.** Рассмотрены вопросы проектирования схемы полета при выведении на геостационарную орбиту с использованием ЭРДУ двух типов (малой мощности — 1,78 кВт и относительно высокой — 4,5 кВт) с возможностью их переключения на теневых участках и/или с учетом высоты перигея [45]. Приводится анализ влияния радиационных поясов. В качестве примеров рассматриваются PH Falcon-9 и «Зенит-SL».

В докладе [46] представлены новые оптимальные решения для двухимпульсных перелетов на околокруговых орбитах.

Изложен опыт гибкого проектирования миссии для пикоспутника *AeroCube*-4 (10 см, 1 кг) на орбите 480×780 км с наклонением 65° [47]. Описано управление положением вдоль орбиты за счет изменения торможения при съемке Земли.

Представлена программная система по анализу миссий и планирования маневров *GMAT* (*General Mission Analysis Tool*), разработанная *NASA* [48, 49]. Описана верификация системы.

Изложен [50] аналитический метод прогнозирования движения КА на околокруговых низких околоземных орбитах. Описаны оценки точности формата *TLE* (*Two Line Element*) элементов системы *NORAD* на примере спутника *GOCE* [51]. Изложен анализ некеплеровых траекторий КА для околоземных маневров [52]. Описано адаптивное отслеживание тепловых потоков при входе в атмосферу Земли [53].

Наблюдение Земли из космоса. Изложен метод выбора и поддержания орбит искусственных спутников Земли радарной интерферометрии для измерения очень малых изменений в топографии Земли, включая ледяной покров [54]. Представлен метод проектирования спутниковых орбит наблюдения Земли с использованием метаэвристической оптимизации (Particle Swarm Optimization) [55].

#### Динамика лунных полетов

Описана программная среда для проектирования и эффективного анализа орбит в системе Земля–Луна [56]. Разработан каталог для выбора орбит, приводится их классификация для следующих групп: либрационные орбиты, резонансные, лунно-центрические и околоземные.

Представлен класс селеноцентрических ретроградных орбит для новых использований окололунных пилотируемых операций (радиус ~12 500...25 000 км), обеспечивающих поддержку операций автоматических аппаратов на поверхности Луны, миссии к астероидам и т. п. [57]. Изложена методика статистического расчета бюджета топлива для перелетов на галоорбиты в окрестности EML, [58]. Описано проектирование аварийной траектории при непроведении маневра перехода на окололунную орбиту для КА LADEE (Lunar Atmosphere & Dust Environment Explorer) [59]. Изучена стратегия для низкоэнергетических траекторий возврата от Луны [60]. Изложена методика поддержания гало-орбит в окрестности ЕМL, с использованием непрерывной тяги [61].

### Динамика межпланетных перелетов и полетов к астероидам

**Межпланетные перелеты.** Рассмотрены вопросы проектирования миниатюрных КА и оптимизации межпланетных траекторий на основе новой технологии ЭРДУ с высокими плотностью плазмы и тяговооруженностью, которые имеют очень малый форм-фактор (<0,1*U*, где *U* – 10×10×10 см) [62]. Эта технология использует *CAT* (*CubeSat Ambipolat Thruster*) и позволяет обеспечить характеристические скорости  $\Delta V_x$  ~11 км/с для КА размером ~3*U* и  $\Delta V_x$  ~20 км/с для КА размером ~6*U*.

Представлены массовые сводки и оценки для дальних межпланетных перелетов с начальной геостационарной орбиты для КА с электричес-кой мощностью 70 Вт (сухая масса 6,2 кг).

Изложен анализ быстрых траекторий возвращения от Марса с гравитационным маневром у Венеры [63]. Они позволят существенно сэкономить потребные затраты характеристической скорости (порядка нескольких км/с). Приводятся их детальный анализ и возможные даты перелета.

Доклад [64] посвящен оптимизации траекторий входа в атмосферу Марса, Венеры для технологий адаптивно развертывающихся аппаратов. В работе [65] найдены все траектории свободного возврата от Марса для XXI столетия.

В докладе [66] представлены энергетические оценки и возможные траектории межпланетных пилотируемых миссий, включающие окололунные гравитационные маневры и галоорбиты в окрестности точки либрации *EML*<sub>2</sub>. Рассмотрены полеты к астероидам, сближающимся с Землей, пилотируемые экспедиции по облету астероидов, перелеты с гало-орбиты *EML*<sub>2</sub> с облетом астероида и последующим возвратом на гало-орбиту, пилотируемый полет со сближением с астероидом и спутниками Марса.

Описаны оптимальные межпланетные перелеты с использованием солнечного паруса [67]. Изложен анализ требуемых запасов топлива для миссий с малой тягой на Марс и полетов к сближающимся с Землей астероидам [68]. Представлен метод оптимизации межпланетных траекторий с малой тягой с учетом стохастических операционных аномалий [69].

Полеты к астероидам, перехват и перемещение астероидов. Представлен метод быстрой обработки и оптимизации перелетов между многими целями на орбитах с малыми эксцентриситетами применительно к миссиям полетов к сближающимся с Землей астероидам [70]. Представлена новая гравитационная модель для навигации вблизи комет и астероидов [71].

Рассмотрены вопросы автономного планирования маневров в окрестности малых тел (типа спутников Марса) [72].

Представлены результаты компьютерного моделирования ядерного взрыва для разрушения астероида [73]. Представлено линеаризованное решение задачи Ламберта, в качестве численных примеров рассмотрены орбиты астероидов на гелиоцентрических орбитах в окрестности Земли [74]. Описаны характеристики инфракрасного телескопа и датчиков для наведения при гиперскоростном перехвате астероида [75]. Рассмотрена вероятность разрушения астероида на резонансных с Землей орбитах [76]. Выполнен анализ низкоэнергетического (с малой тягой) захвата сближающихся с Землей объектов в рамках задачи трех тел для систем Земля-Солнце и Земля-Луна [77]. Описан управляемый взлет с поверхности астероида [78]. Доклад [79] посвящен навигации в окрестности астероида с использованием мерцающего лидара (*Flash LIDAR*). Изложены аналитические метрики для перемещения астероидов [80]. Рассмотрены методические вопросы проектирования для автоматических миссий по перенаправлению астероидов *ARM* [81]. Описана идентификация перемещаемых астероидов с использованием критерия Тиссерана [82].

Гало-орбиты системы Земля–Солнце. Представлено сравнение двух методов поддержания гало-орбит системы Земля–Солнце, особо рассмотрено влияние давления солнечного света [83]. Описано проектирование миссии SUNJAMMER (солнечная станция) в окрестность точки либрации  $L_1$  системы Земля–Солнце для предупреждения о солнечном шторме [84]. Изложены навигационные методы для пилотируемых миссий на гало-орбитах системы Земля–Солнце [85]. Рассмотрено оптимальное поддержание гало-орбит с использов анием теории динамических систем для КА WIND в системе Земля–Солнце [86].

### Заключение

Доклады конференций AIAA Space Conference и AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference охватывали очень широкий спектр научно-технических проблем современной космонавтики. Одной из основных тенденций подобных конференций в последние годы стало существенное расширение числа докладов, в которых комплексно рассматриваются проекты перспективных миссий за пределы околоземного пространства. Многие из них базируются на имеющихся средствах выведения на орбиту и рассчитаны на ближайшие десятилетия.

### Список литературы

1. Smitherman D.V., Griffin B.N. Habitat concepts for deep space exploration // AIAA SPACE 2014 Conference and Exposition, AIAA Paper 2014–4477.

2. Akin D.L. POLUS: variable gravity habitat for space operations, exploration, and research // AIAA SPACE 2014 Conference and Exposition AIAA Paper 2014–4174.

3. Akin D.L. Systems architecture and program planning for affordable near-term human lunar exploration // AIAA SPACE 2014 Conference and Exposition, AIAA Paper 2014–4240.

4. Jain A. Medium lift launch vehicles catalog design: lagrange point l2 mission and habitat design concept // AIAA SPACE 2014 Conference and Exposition, AIAA Paper 2014–4472.

5. Mazanek D.D., Merrill R.G., et al. Asteroid redirect robotic mission: robotic boulder capture option overview // AIAA SPACE 2014 Conference and Exposition, AIAA 2014–4432.

6. Reeves D.M., Naasz B.J., et al. Proximity operations for the robotic boulder capture option for the asteroid redirect mission // AIAA SPACE 2014 Conference and Exposition, AIAA Paper 2014–4433.

7. Belbin S.P., Merrill R.G. Boulder capture system design options for the asteroid robotic redirect mission alternate approach trade study // AIAA SPACE 2014 Conference and Exposition, AIAA Paper 2014–4434.

8. McNutt L., Johnson L., Kahn P., et al. Near-Earth asteroid (NEA) SCOUT // AIAA SPACE 2014 Conference and Exposition, AIAA Paper 2014–4435.

9. Price H.W., Woolley R., et al. Human missions to Mars orbit, Phobos, and Mars surface using 100-Kwe-class solar electric propulsion // AIAA SPACE 2014 Conference and Exposition, AIAA Paper 2014–4436.

10. Woolley R., Doudrick S. A simple analytic model for estimating Mars ascent vehicle mass and performance // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4107.

11. Benton M.G. Conceptual space vehicle architecture utilizing common modular elements for near-term human exploration of Mars // AIAA SPACE 2014 Conference and Exposition, AIAA Paper 2014–4239.

12. Thronson H.A., Carberry C., et al. Affordable human exploration of Mars: recommendations of a community workshop // AIAA SPACE 2014 Conference and Exposition, AIAA Paper 2014–4332.

13. Li A.S., Mason J. Optimal utility of satellite constellation separation with differential drag // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4112.

14. Lee K., Park C. Near-optimal guidance and control for spacecraft collision avoidance maneuvers // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4114.

15. DiGirolamo L.J., Hacker K.A., et al. A hybrid motion planning algorithm for safe and efficient, close proximity, autonomous spacecraft missions // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4130.

16. Jagat A., Sinclair A.J. Optimization of spacecraft pursuit-evasion game trajectories in the Euler-Hill reference frame // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4131.

17. Yan H., Vadali S.R., Alfriend K.T. A recursive formulation of the satellite perturbed relative motion problem // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4133.

18. Sobiesiak L.A., Damaren C.J. Lorentzaugmented spacecraft formation reconfiguration // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4134.

19. McMahon J.W., Gehly S., Axelrad P. Enhancing relative attitude and trajectory estimation for autonomous rendezvous using flash LIDAR // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4359.

20. Dell'Elce L., Martinusi V., Kerschen G. Robust optimal rendezvous using differential drag // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4161.

21. Yuanwen Z., Yang L., et al. Spacecraft electromagnetic docking: a review on dynamics and control // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4162.

22. Newman B.A., Sinclair A.J., et al. Comparison of nonlinear analytical solutions for relative orbital motion // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4163.

23. Tekinalp O., Gomroki M.M. Maneuvering of two-craft COULOMB formation using ASRE method // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4164.

24. Newman B.A., Pratt E., et al. Quadratic hexa-dimensional solution for relative orbit determination // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4309.

25. Sell J.L., Rhodes A., et al. Pose performance of LIDAR-based navigation for satellite servicing // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4360.

26. LeGrand K.A., DeMars K.J. Analysis of a second-order relative motion Lambert solver // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4361.

27. Arora N., Russell R.P., Strange N.J. Partial derivatives of the Lambert problem // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4427.

28. Lang T.J. LEO constellations to cover the Earth in one rev. // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4156.

29. Ulybyshev Y. A General analysis method for discontinuous coverage satellite constellations // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4157.

30. Ferringer M., DiPrinzio M., et al. A framework for the discovery of passive-control, minimum energy satellite constellations // AIAA/ AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4158.

31. Whittecar W.R., Ferringer M.P. Global coverage constellation design exploration using evolutionary algorithms // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4159.

32. Razoumny Y.N. Analytic solutions for Earth discontinuous coverage and methods for analysis and synthesis of satellite orbits and constellations // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4160.

33. Schumacher P.W., Sabol C., Segerman A., et al. Search and determine integrated environment (SADIE) for automated processing of space surveillance observations (invited) // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4165.

34. Aristoff J.M., Horwood J.T., et al. Nonlinear uncertainty propagation in orbital elements and transformation to cartesian space without loss of realism // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4167.

35. Adurthi N., Singla P., Majji M. Conjugate unscented transformation based orbital state estimation and sensor tasking for efficient space surveillance // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4168.

36. Goff G.M., Black J., Beck J. Parameter requirements for non-cooperative satellite maneuver reconstruction using adaptive filters // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4169.

37. McCabe J.S., DeMars K.J. Particle filter methods for space object tracking // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4308.

38. Roscoe C.W., Hussein I.I., et al. On uncertain angles-only track initiation for SSA // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4468.

39. Casalino L. Active debris removal missions with multiple targets // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4226.

40. Krisko P.H. The new NASA orbital debris engineering model ORDEM 3.0 // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4227.

41. Sorge M.E., Mains D. Impact fragmenation model improvements // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4228.

42. Jenkin A. B., Yoo B.B., et al. Effect of the semi-synchronous orbit protected region on the MEO debris environment // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4229. 43. Alfano S., Oltrogge D. Volumetric assessment of encounter probability // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4230.

44. Serra R., Arzelier D., Joldes M. A new method to compute the probability of collision for short-term space encounters // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4366.

45. Dutta A., Sreesawet S., et al. On the design of power and propulsion subsystems of allelectric telecommunication satellites // 32nd AIAA International Communications Satellite Systems Conference, AIAA Paper 2014–4243.

46. Carter T.E., Humi M. A new approach to optimal impulsive transfer near circular orbit // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4111.

47. Gangestad J.W., Rowen D., Hardy B. Along for the ride: experience with flexible mission design for CUBESATS // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4124.

48. Qureshi R.H., Hughes S.P. Preparing general mission analysis tool for operational maneuver planning of the advanced composition explorer mission // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4148.

49. Hughes S.P., Qureshi R.H., et al. Verification and validation of the general mission analysis tool (GMAT) // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4151.

50. Martinusi V., Dell'Elce L., Kerschen G. Analytic propagation for satellites in near-circular low-earth orbits // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4152.

51. Yang J., Han C., Li P., Ding K. Reliability analysis of SGP4 using GOCE satellite // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4281.

52. Hinckley D.W., Hitt D.L., Eppstein M. J. Evolved non-keplerian spacecraft trajectories for near-Earth orbital maneuvers // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4222.

53. Mooij E. Adaptive heat-flux tracking for reentry guidance //AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4142.

54. Sweetser T.H., Vincent M.A., Hatch S. Shootin' the pipe around the world: orbit design and maintenance for L-band SAR radar interferometry // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014– 4117.

55. Warner J.G., Vtipil S.D. Earth observing satellite orbit design via particle swarm optimization //AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014– 4428. 56. Guzzetti D., Bosanac N., Howell K.C. A framework for efficient trajectory comparisons in the Earth-Moon design space // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4110.

57. Adamo D.R., Lester D.F., et al. A class of selenocentric retrograde orbits with innovative applications to human lunar operations // AIAA/ AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4116.

58. Anthony W.M., Butcher E., Parker J.S. Statistical fuel budgets for impulsive guidance to Earth-Moon L1 halo orbits // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4138.

59. Genova A.L. Contingency trajectory design for a lunar orbit insertion maneuver failure by the LADEE spacecraft // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014– 4221.

60. Qian Y., Zhang W., Xu L. VSM/GPM strategy for low-energy moon return trajectory // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4357.

61. Nazari M., Anthony W.M., Butcher E. Continuous thrust stationkeeping in Earth-Moon L1 halo orbits based on LQR control and Floquet theory // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4140.

62. Spangelo S.C., Longmier B.W. Small spacecraft system-level design and optimization for interplanetary trajectories //AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4125.

63. Hughes K.M., Edelman P.J., et al. Fast Mars free-returns via Venus gravity assist // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4109.

64. Saikia S.J., Saranathan H., et al. Trajectory optimization analysis of rigid deployable aerodynamic decelerator // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4139.

65. Edelman P.J., Hughes K.M., et al. Inspiration Mars 2018 free-return opportunity // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4128.

66. Dunham D.W., Farquhar R., Eysmont N. Interplanetary human exploration enabled by lunar swingbys and libration-point orbits //AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4126.

67. Mingotti G., Heiligers J., McInnes C. Optimal solar sail interplanetary heteroclinic transfers for novel space applications // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4223.

68. Laipert F.E., Longuski J. Automated missedthrust propellant margin analysis for low-thrust missions to mars and a near-earth asteroid // AIAA/ AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4224.

69. Ozaki N., Funase R., Nakasuka S. Lowthrust trajectory optimization method considering stochastic operational anomaly //AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4225.

70. Gatto G., Casalino L. Fast evaluation and optimization of low-thrust transfers to multiple targets // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4113.

71. Llanos P., Miller J.K., Hintz G. A new gravity model for navigation close to comets and asteroids //AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4144.

72. Surovik D.A., Scheeres D.J. Autonomous Maneuver Planning at Small Bodies via Mission Objective Reachability Analysis //AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–41474.

73. Zimmerman B.J., Wie B. Computational validation of nuclear explosion energy coupling models for asteroid fragmentation // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4146.

74. McMahon J.W., Scheeres D.J. Linearized Lambert's solution for computationally efficient applications // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4150.

75. Jenkin A.B., Yoo B.B., et al. Effect of the semi-synchronous orbit protected region on the MEO debris environment // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4229.

76. Vardaxis G., Wie B. Impact risk assessment of a fragmented asteroid in earth resonant orbits // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4300.

77. Mingotti G., Sanchez J.-P., McInnes C. Low energy, low-thrust capture of near Earth objects in the Sun–Earth and Earth–Moon restricted three-body systems // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4301.

78. Shen H., Roithmayr C., Cornelius D.M. Controlled ascent from the surface of an asteroid // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4303.

79. Dietrich A., McMahon J.W. Asteroid proximity navigation using flash lidar // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4355.

80. Scheeres D.J., McMahon J.W. Analytical metrics for asteroid mitigation // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4425. 81. Merrill R.G., Qu M., et al. Interplanetary trajectory design for the asteroid robotic redirect mission alternate approach trade study // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4457.

82. Strange N.J., Landau D., et al. Identification of retrievable asteroids with the Tisserand criterion // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014– 4458.

83. Soldini S., Colombo C., Walker S. Comparison of hamiltonian structure-preserving and floquét mode station-keeping for librationpoint orbits // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4118. 84. Heiligers J., Diedrich B., et al. SUNJAMMER: preliminary end-to-end mission design // AIAA/ AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014-4127.

85. Leonard J., Parker J.S., Born G.H. Uncertainty mapping and navigation techniques for crewed missions in libration orbits // AIAA/ AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4166.

86. Brown J., Petersen J. Applying dynamical systems theory to optimize libration point orbit stationkeeping maneuvers for wind // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014, AIAA Paper 2014–4304.

Статья поступила в редакцию 13.07.2015 г.

# ТЕМАТИЧЕСКИЙ УКАЗАТЕЛЬ ЖУРНАЛА «КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА И ТЕХНОЛОГИИ» ЗА 2015 г. (№ 1(8) — 4(11))

# Аэродинамика и процессы теплообмена летательных аппаратов

Аксенов А.А., Дядькин А.А., Москалев И.В., Петров Н.К., Симакова Т.В. Компьютерное моделирование течения и относительного движения возвращаемого аппарата и крышки люка парашютного контейнера в процессе их разделения на участке спуска. 2(9), 39–50

Бабаков А.В., Белошицкий А.В., Гайдаенко В.И., Дядькин А.А. Численное моделирование и анализ структуры течения около возвращаемого аппарата с работающими реактивными двигателями вблизи посадочной поверхности. 4(11), 3–11

# Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов

Марков А.В., Матвеева Т.В., Муртазин Р.Ф., Смирнов А.В., Соловьев В.А., Сорокин И.В., Чурило И.В., Хамиц И.И. Технология запуска микроспутников с использованием транспортных грузовых кораблей типа «Прогресс–М». 1(8), 42–52

Ковтун В.С., Королев Б.В., Синявский В.В. Космические системы связи разработки Ракетно-космической корпорации «Энергия» им. С.П. Королёва. 2(9), 3–24

# Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов

Воробьев Ю.А., Магжанов Р.М., Чернявский А.Г., Семенов В.И., Устинов В.В., Фельдитейн В.А. Расчетно-экспериментальные исследования ресурсной прочности стекол иллюминаторов МКС с кратерными повреждениями от высокоскоростных ударов микрометеоритов и осколков космического мусора. 1(8), 53–66

Безмозгий И.М., Софинский А.Н., Чернягин А.Г. Отработка вибропрочности узлового модуля Российского сегмента Международной космической станции. 3(10), 15–25

Морковин А.В., Плотников А.Д., Борисенко Т.Б. Теплоносители для тепловых труб и наружных гидравлических контуров систем терморегулирования автоматических и пилотируемых космических аппаратов. 3(10), 89–99

# Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов

Солнцев В.Л., Радугин И.С., Задеба В.А. Основные требования к маршевым двигателям перспективных ракет-носителей сверхтяжелого класса с жидкостными ракетными двигателями. 2(9), 25–38

Бидеев А.Г., Семин А.Ю., Кузнецов А.В., Ахмедов М.Р. Анализ энергобаланса, проектирование и оптимизация энергообеспечивающих модулей орбитальных станций на примере НЭМ. 2(9), 64–74

Вачнадзе В.Д., Овечко-Филиппов Э.В., Смоленцев А.А., Соколов Б.А. Разработка, этапы модернизации и итоги пятидесятилетней эксплуатации первого отечественного ЖРД замкнутой схемы. 2(9), 82–90

*Гаврелюк О.П., Кирсанов В.Г.* Гарантийные запасы топлива для ракет космического назначения. 3(10), 100–106

Катков Р.Э., Лозино-Лозинская И.Г., Мосолов С.В., Скоромнов В.И., Смоленцев А.А., Соколов Б.А., Соколова Н.А., Стриженко П.П., Тупицын Н.Н. Экспериментальная отработка камеры сгорания многофункционального жидкостного ракетного двигателя с кислородным охлаждением камеры результаты 2009-2014 гг. 4(11), 12–24

Ганзбург М.Ф., Кропотин С.А., Мурашко В.М., Попов А.Н., Севастьянов Н.Н., Смоленцев А.А., Соколов А.В., Соколов Б.А., Сухов Ю.И. 10-летняя работа электроракетных двигательных установок в составе двух телекоммуникационных КА «Ямал-200» на ГСО. 4(11), 25–39

*Гопанчук В.В., Потапенко М.Ю.* Создание плазменных двигателей малой мощности для микроспутников. 4(11), 40–49

Наземные комплексы, стартовое оборудование, эксплуатация летательных аппаратов Комаров И.А., Милованов А.Г., Чмаров К.В. Космодром «Восточный» — будущее Российской космонавтики. 3(10), 3–14

# Контроль и испытание летательных аппаратов и их систем

Межин В.С., Притыковский Б.П., Авершьева А.В. Оценка влияния воздушной среды на резонансные частоты и коэффициенты демпфирования солнечных батарей космических аппаратов, регистрируемые при наземных модальных испытаниях. 2(9), 75–81

Киренков В.В., Микитенко В.Г. Решение обратных задач оценки результатов испытаний изделий ракетно-космической техники с использованием методов теории оптимального управления. 4(11), 50–57

### Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов

Старовойтов Е.И., Зубов Н.Е. Применение лазерного высотомера в качестве резервного измерителя при сближении космических аппаратов на окололунной орбите. 3(10), 60–67

Микрин Е.А., Орловский И.В., Брагазин А.Ф., Усков А.В. Новые возможности автономной системы управления модернизированных кораблей «Союз» и «Прогресс» для реализации «быстрой» встречи с МКС. 4(11), 58–67

Ковтун В.С., Кочергина М.Н. Особенности управления движением космического аппарата с фазированной антенной решеткой. 4(11), 68–75

### Инновационные технологии в аэрокосмической деятельности

*Цыганков О.С.* 50-летие внекорабельной деятельности (организация, технология, философия). 1(8), 3–16

*Бронников С.В.* Разработка целей подготовки экипажей космической станции. 1(8), 81–87

Ушаков И.Б., Бубеев Ю.А., Гущин В.И., Боритко Я.С. К проекту освоения Луны: некоторые инженерно-психологические и медицинские проблемы. 3(10), 68–80

Машины и аппараты, процессы холодильной и криогенной техники, систем кондиционирования и жизнеобеспечения

Гузенберг А.С., Железняков А.Г., Романов С.Ю., Телегин А.А., Юргин А.В. Выбор комплекса жизнеобеспечения для экипажей долговременных космических станций. 1(8), 67–80

Хулапко С.В., Лягушин В.И., Архангельский В.В., Шуршаков В.А., Николаев И.В., Мартин Смит, Рашид Машрафи. Определение дозы и энергетического спектра нейтронов внутри и снаружи тканеэквивалентного шарового фантома в эксперименте «Матрешка-Р» на РС МКС с использованием пузырьковых детекторов. 2(9), 51–63

# Системный анализ, управление и обработка информации

Обыденников С.С., Титов В.А., Волков О.Н. Информационно-измерительная система для контроля и диагностики микроускорений на Российском сегменте Международной космической станции. 3(10), 52–59

Калери А.Ю., Бронников С.В., Бубеев Ю.А., Рожков А.С., Исаев Г.Ф. Проектирование системы отображения информации скафандра для внекорабельной деятельности. 3(10), 81–88

Улыбышев Ю.П. Краткий обзор международных конференций SPACE-2014. 4(11), 76–93

# Аэрокосмические исследования Земли, фотограмметрия

Беляев М.Ю., Десинов Л.В., Караваев Д.Ю., Легостаев В.П., Рязанцев В.В., Юрина О.А. Особенности проведения и использования съемки земной поверхности экипажами российского сегмента МКС. 1(8), 17–30

Зелёный Л.М., Климов С.И., Ангаров В.Н., Родин В.Г., Назаров В.Н., Суханов А.А., Батанов О.В., Готлиб В.М., Калюжный А.В., Каредин В.Н., Козлов В.М., Козлов И.В., Эйсмонт Н.А., Ледков А.А., Новиков Д.И., Корепанов В.Е., Боднар Л., Сегеди П., Ференц Ч., Папков А.П., Лизунов А.А. Космический эксперимент «Микроспутник» на Российском сегменте Международной космической станции. 3(10), 26–37

Беляев М.Ю., Викельски М., Лампен М., Легостаев В.П., Мюллер У., Науманн В., Тертицкий Г.М., Юрина О.А. Технология изучения перемещения животных и птиц на Земле с помощью аппаратуры *ICARUS* на Российском сегменте МКС. 3(10), 38–51

# АВТОРСКИЙ УКАЗАТЕЛЬ ЖУРНАЛА «КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА И ТЕХНОЛОГИИ» ЗА 2015 г. (№ 1(8) – 4(11))

## A

Авершьева А.В. 2(9), 75 Аксенов А.А. 2(9), 39 Ангаров В.Н. 3(10), 26 Архангельский А.В. 2(9), 51 Ахмедов М.Р. 2(9), 64 Б Бабаков А.В. 4(11), 3 Батанов О.В. 3(10), 26 Вачнадзе В.Д. 2(9), 82 Безмозгий И.М. 3(10), 15 Белошицкий А.В. 4(11), 3 Беляев М.Ю. 3(10), 38; 1(8), 17 Бидеев А.Г. 2(9), 64 Боднар Л. 3(10), 26 Борисенко Т.Б. 3(10), 89 Боритко Я.С. 3(10), 68 Брагазин А.Ф. 4(11), 58 Бронников С.В. 1(8), 81; 3(10), 81 Бубеев Ю.А. 3(10), 68; 3(10), 81 R Викельски М. 3(10), 38 Волков О.Н. 3(10), 52 Воробьев Ю.А. 1(8), 53 Г Гаврелюк О.П. 3(10), 100 Гайдаенко В.И. 4(11), 3 Ганзбург М.Ф. 4(11), 25 Гопанчук В.В. 4(11), 40 Готлиб В.М. 3(10), 26 Гребенникова Т.В. 1(8), 31 Гузенберг А.С. 1(8), 67 Гущин В.И. 3(10), 68 Д Десинов Л.В. 1(8), 17 Дядькин А.А. 2(9), 39; 4(11), 3 3 Задеба В.А. 2(9), 25 Зелёный Л.М. 3(10), 26 Зубов Н.Е. 3(10), 60 И Исаев Г.Ф. 3(10), 81 К Калери А.Ю. 3(10), 81 Калюжный А.В. 3(10), 26 Караваев Д.Ю. 1(8), 17 Каредин В.Н. 3(10), 26 Катков Р.Э. 4(11), 12 Киренков В.В. 4(11), 50 Кирсанов В.Г. 3(10), 100 Климов С.И. 3(10), 26 Ковтун В.С. 2(9), 3; 4(11), 40 Козлов В.М. 3(10), 26

Козлов И.В. 3(10), 26 Комаров И.А. 3(10), 3 Корепанов В.Е. 3(10), 26 Королёв Б.В. 2(9), 3 Кочергина М.Н. 4(11), 40 Кропотин С.А. 2(9), 82 Кузнецов А.В. 2(9), 64 Л Лампен М. 3(10), 38 Лапшин В.Б. 1(8), 31 Легостаев В.П. 3(10), 38; 1(8), 17 Ледков А.А. 3(10), 26 Лизунов А.А. 3(10), 26 Лозино-Лозинская И.Г. 4(11), 12 Лягушин В.И. 2(9), 51 Μ Магжанов Р.М. 1(8), 53 Марков А.В. 1(8), 42 Матвеева Т.В. 1(8), 42 Машрафи Р. 2(9), 51 Межин В.С. 2(9), 75 Микитенко В.Г. 4(11), 50 Микрин Е.А. 4(11), 58 Милованов В.Г. 3(10), 3 Морозова М.А. 1(8), 31 Морковин А.В. 3(10), 89 Москалев И.В. 2(9), 39 Мосолов С.В. 4(11), 12 Муртазин Р.Ф. 1(8), 42 Мюллер У. 3(10), 38 Н Назаров В.Н. 3(10), 26 Науманн В. 3(10), 38 Николаев И.В. 2(9), 51 Новиков Д.И. 3(10), 26 0 Обыденников С.С. 3(10), 52 Овечко-Филиппов Э.В. 2(9), 82 Орловский И.В. 4(11), 58 Π Папков А.П. 3(10), 26 Петров Н.К. 2(9), 39 Плотников А.Д. 3(10), 89 Потапенко М.Ю. 4(11), 40 Притыковский Б.П. 2(9), 75 Радугин И.С. 2(9), 25 Родин В.Г. 3(10), 26 Рожков А.С. 3(10), 81 Рязанцев В.В. 1(8), 17 C Сегеди П. 3(10), 26 Семенов В.И. 1(8), 53

Семин А.Ю. 2(9), 64 Симакова Т.В. 2(9), 39 Скоромнов В.И. 4(11), 12 Смирнов А.В. 1(8), 42 Смит М. 2(9), 51 Смоленцев А.А. 2(9), 82; 4(11), 12; 4(11), 25 Соколов А.В. 4(11), 25 Соколов Б.А. 2(9), 82; 4(11), 12; 4(11), 25 Солнцев В.Л. 2(9), 25 Соловьев В.А. 1(8), 42 Сорокин И.В. 1(8), 42 Софинский А.Н. 3(10), 15 Старовойтов Е.И. 3(10), 60 Стриженко П.П. 4(11), 12 Суханов А.А. 3(10), 26 Сухов Ю.И. 4(11), 25 Сыроешкин А.В. 1(8), 31 Т Тертицкий Г.М. 3(10), 38 Телегин А.А. 1(8), 67 Титов В.А. 3(10), 52 Тупицын Н.Н. 4(11), 12 V Улыбышев Ю.П. 4(11), 76 Усков А.В. 4(11), 58 Устинов В.В. 1(8), 53 Ушаков И.Б. 3(10), 68 Ф Фельдштейн В.А. 1(8), 53 Ференц Ч. 3(10), 26 X Хамиц И.И. 1(8), 42 Хулапко С.В. 2(9), 51 Ц Цыганков О.С. 1(8), 3; 1(8), 31 Ч Чернягин А.Г. 3(10), 15 Чернявский А.Г. 1(8), 53 Чурило И.В. 1(8), 42 Ш Шубралова Е.В. 1(8), 31 Шувалов В.А. 1(8), 31 Шуршаков В.А. 2(9), 51 Э Эйсмонт Н.А. 3(10), 26 Ю Юргин А.В. 1(8), 67 Юрина О.А. 3(10), 38; 1(8), 17

# ТРЕБОВАНИЯ К МАТЕРИАЛАМ ДЛЯ ПУБЛИКАЦИИ

1. К публикации в журнале «Космическая техника и технологии» принимаются оригинальные, ранее не публиковавшиеся научно-технические статьи, отвечающие профилю журнала и соответствующие настоящим требованиям.

2. Объем статьи не должен превышать 20 страниц печатного текста, включая таблицы. Статья должна содержать не более 10 рисунков, графиков, иллюстраций. Все страницы должны быть пронумерованы. В тексте статьи должны содержаться рисунки, таблицы, графики и иллюстрации, если они есть по тексту.

3. Изложение материала должно быть в следующей последовательности (ГОСТ Р 7.0.7-2009, требования ВАК):

- индекс УДК (слева);
- название статьи на русском и английском языках;
- фамилия, имя, отчество полностью всех авторов на русском и английском языках;
- контактная информация: *e-mail*;

• аннотация на русском и английском языках, причем на английском языке не менее 100 слов (ГОСТ 7.9-95);

- ключевые слова на русском и английском языках;
- основной текст;
- выводы (или заключение);
- список литературы.

4. Рисунки, таблицы и графики оформляются согласно ГОСТ 7.32-2001. Размер рисунка, графика должен обеспечивать ясность передачи всех деталей. Таблицы должны содержать заголовки.

Иллюстративный материал предоставляется в цветном изображении в форматах *jpeg (jpg)* или *tiff* (*tif*) с разрешением не менее 300 *dpi*. Размер иллюстраций должен быть не более формата A4.

Рисунки, таблицы, графики, иллюстративный материал и подрисуночные подписи дополнительно предоставляются в виде отдельных файлов.

5. Набирать текст необходимо в *MS Word*, используя стандартный шрифт *Times New Roman*, размер – 12, интервал – полтора. Поля со всех сторон – 25 мм.

6. Для набора формул следует использовать редактор формул *Math Equation* или встраиваемый формульный процессор *Math Type*. Формулы в тексте должны быть напечатаны без дополнительных интервалов между строками текста. Нумеруются только те формулы, на которые есть ссылки в тексте согласно ГОСТ 2.105-95.

7. Все используемые буквенные обозначения и аббревиатуры должны быть расшифрованы.

8. Размерность величин должна соответствовать системе СИ.

9. Элементы списка литературы должны содержать фамилии и инициалы всех авторов, полное название работы.

Для книг указывается место издания, издательство, год издания, количество страниц.

Для статей – название журнала или сборника, год выпуска, том, номер, номера первой и последней страниц согласно ГОСТ Р 7.0.5-2008, ГОСТ 7.82-2001.

Для патентов – страна, номер, название, автор, заявитель и патентообладатель, дата подачи заявки, дата приоритета, название издания и его номер, дата публикации.

Автор несет ответственность за правильность данных, приведенных в списке литературы.

10. К статье должны быть приложены сведения об авторах:

- фамилия, имя, отчество полностью всех авторов;
- ученое звание и ученая степень каждого из авторов на русском языке;

• должность, место работы (полное название организации, страна, город) на русском и английском языках;

- контактная информация: *e-mail*, телефон;
- корреспондентский почтовый адрес (можно один на всех авторов)

• фотографии авторов (в форматах *jpeg (jpg)* или *tiff (tif)* с разрешением не менее 300 *dpi*, размер не менее 60×40 мм).

Указать сферу профессиональных интересов (не более 7 слов) и общее количество публикаций каждого из авторов.

В сведениях об авторах должен быть указан ответственный автор (автор, которому делегированы полномочия представлять интересы группы авторов), с кем редакция будет взаимодействовать при работе над статьей. 11. Материалы для публикации, оформленные с нарушением указанных правил, не рассматриваются и возвращаются автору на доработку.

12. В редакцию статья представляется с полным комплектом следующих документов:

• представление (сопроводительное письмо) руководителя организации или члена редколлегии журнала;

• рукопись статьи в двух экземплярах, напечатанных на принтере на одной стороне стандартного листа формата А4, подписанная всеми ее авторами;

• подписанный лицензионный договор;

• оригинал экспертного заключения о возможности открытой публикации;

• *CD* или *DVD*-диск, содержащий файлы: текст статьи в формате *doc* с рисунками, графиками, таблицами, иллюстрациями; сведения об авторах; фотографии авторов; файлы иллюстраций, рисунков, таблиц, графиков.

13. Каждая рукопись статьи проходит предварительную экспертизу для определения:

• является ли материал научной или научно-технической статьей;

• является ли статья оригинальной (не публиковавшейся ранее или частично опубликованной и где), результаты получены автором или заимствованы, имеются ли соответствующие ссылки на литературные источники;

• актуальности, новизны и/или практической значимости работы.

По результатам предварительной экспертизы ответственному автору направляются рекомендации по возможности предоставления ее в редакцию или необходимости доработки статьи.

14. Зарегистрированная статья направляется на рецензирование специалистам по тематике статьи. При положительной рецензии с замечаниями авторы обязаны доработать статью в соответствии с рекомендациями рецензента, после чего представить в редакцию доработанный вариант с ответом на рецензию, подписанным авторами (ответственным автором по поручению авторов) с указанием даты. В этом случае датой поступления статьи в редакцию считается дата регистрации доработанного варианта статьи.

Авторы могут не согласиться с рецензентом и представить мотивированное обоснование о нецелесообразности полной или частичной доработки. При несогласии рецензента редколлегия может направить статью другому рецензенту или согласиться с мнением авторов и принять статью к публикации. При двух отрицательных рецензиях статья не может быть опубликована в настоящем журнале.

15. Отредактированная и сверстанная статья для оригинал-макета номера журнала (корректура статьи) в электронном виде по электронной почте или другим способом высылается автору (ответственному автору). Автор обязан в срок до 5 рабочих дней по электронной почте выслать в редакцию предложения об исправлении ошибок. Автор в указанный срок может лично в редакции внести исправления в корректуру.

При отсутствии замечаний автор должен известить об этом редакцию.

При не поступлении в редакцию замечаний в течение 5 рабочих дней корректура считается согласованной и ответственность за возможные ошибки несут авторы. Замечания после этого срока не принимаются.

# Консультации по правильному оформлению подаваемых материалов можно получить в редакции журнала по тел.:8(495) 513-87-46 или по e-mail: ktt@rsce.ru.

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

### Издатель

Четырежды ордена Ленина, ордена Октябрьской Революции ОАО «Ракетно-космическая корпорация "Энергия" им. С.П. Королёва»

> Научный редактор Синявский В.В.

<u>Редакторская группа</u> Черных О.А. Лосикова А.А.

<u>Технический редактор</u>

Бушуева Е.С.

<u>Дизайн и верстка</u> Кузнецова Т.В.

### Разработка макета и дизайн обложки

Алексеева Т.А. Колесникова М.В. Милехин Ю.Н. Паук Е.В.

<u>Фотограф</u> Григоренко Н.А.

<u>Перевод</u> Сектор переводов контрактной документации РКК «Энергия»

#### Адрес редакции

Ул. Ленина, 4А, г. Королёв, Московская область, Россия, 141070 Тел. 8(495)513-87-46 E-mail: ktt@rsce.ru http://www.energia.ru/ktt/index.html

Подписной индекс 40528 («Пресса России»)

Дата выхода в свет 30 III, VI, IX, XII мес.

Подписано в печать 04.12.2015 г. Формат 60×84/8. Бумага мелованная. Цифровая печать. Объем 12,5 печ.л. Тираж 200 экз. Заказ № 3650 Отпечатано с готового оригинал-макета в типографии ОАО «РКК "Энергия" им. С.П. Королёва»