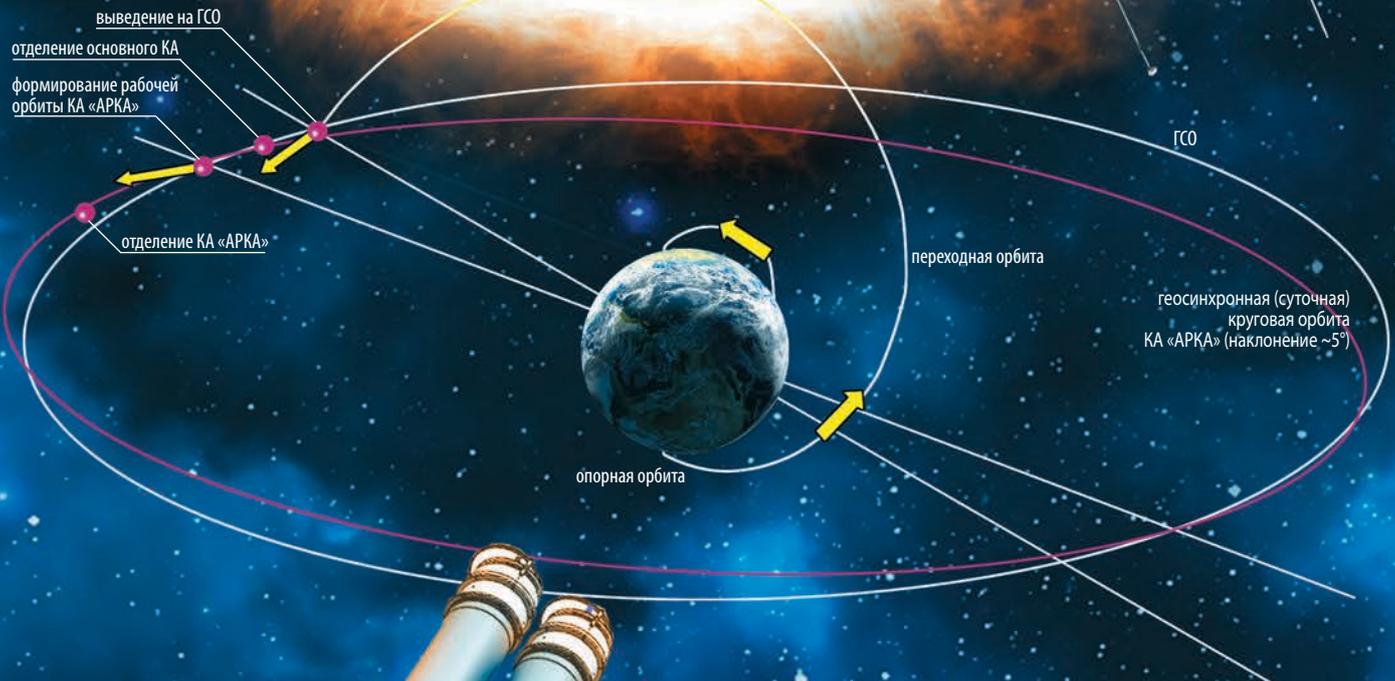


ИССЛЕДОВАНИЕ СОЛНЦА
С ОРБИТЫ ИСКУССТВЕННОГО СПУТНИКА ЗЕМЛИ
АВТОМАТИЧЕСКИМИ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ

• ПРОГНОЗ • • АРКА • • РЕЗОНАНС •

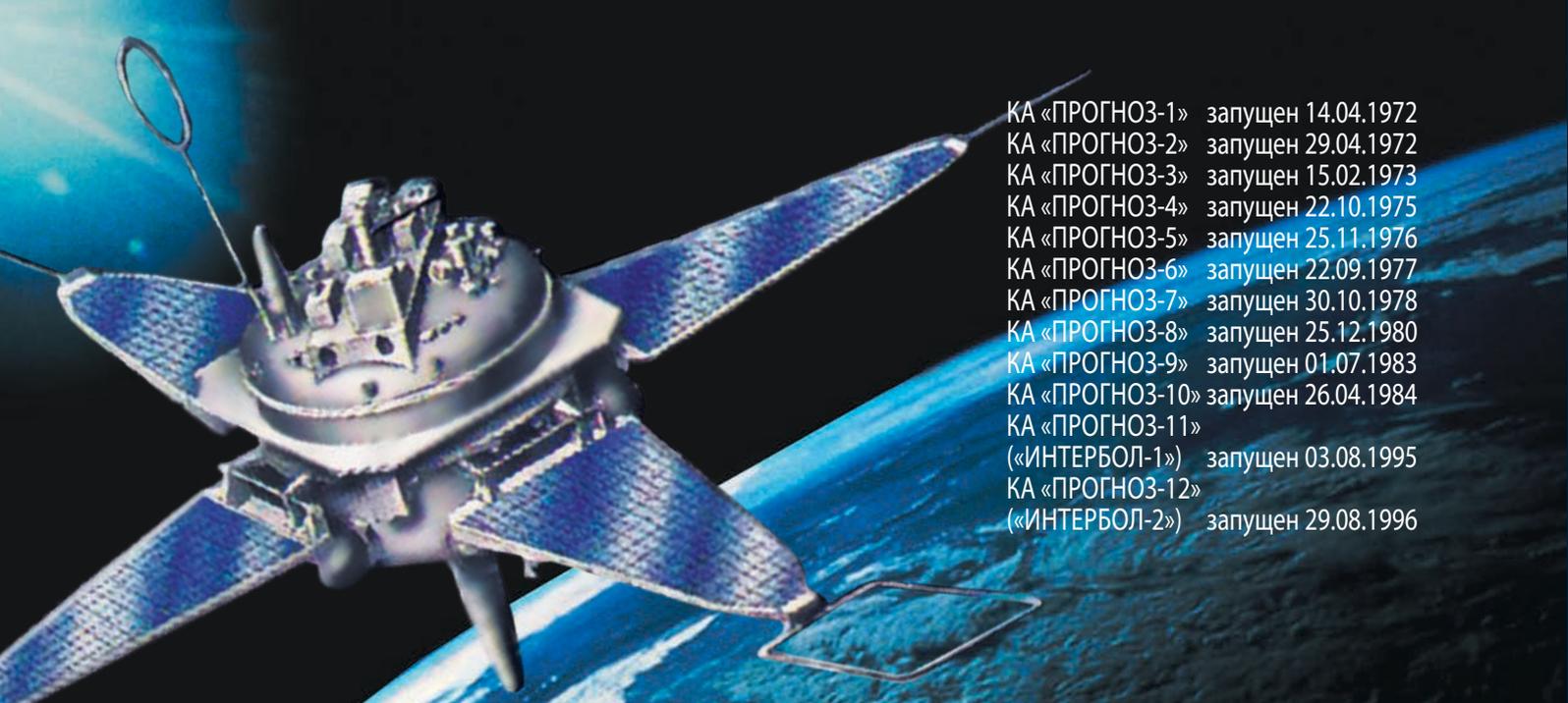


35 лет назад на высокоэллиптическую орбиту выведен спутник **ПРОГНОЗ-1**

первый из серии космических аппаратов, предназначенных для изучения вопросов солнечно-земной физики

в настоящее время разрабатываются проекты:

- орбитальная астрофизическая солнечная обсерватория **АРКА** для изучения короны и переходного слоя Солнца планируемый запуск – 2024
- высокоэллиптический космический аппарат **РЕЗОНАНС** для изучения солнечного ветра, магнитосферы Земли и солнечно-земных связей планируемый запуск – 2025+



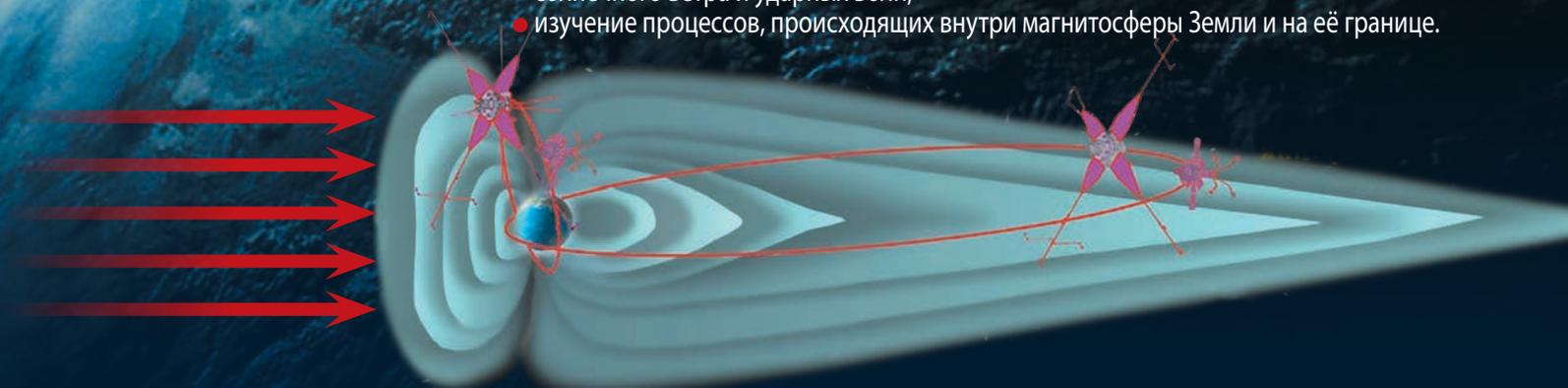
КА «ПРОГНОЗ-1» запущен 14.04.1972
 КА «ПРОГНОЗ-2» запущен 29.04.1972
 КА «ПРОГНОЗ-3» запущен 15.02.1973
 КА «ПРОГНОЗ-4» запущен 22.10.1975
 КА «ПРОГНОЗ-5» запущен 25.11.1976
 КА «ПРОГНОЗ-6» запущен 22.09.1977
 КА «ПРОГНОЗ-7» запущен 30.10.1978
 КА «ПРОГНОЗ-8» запущен 25.12.1980
 КА «ПРОГНОЗ-9» запущен 01.07.1983
 КА «ПРОГНОЗ-10» запущен 26.04.1984
 КА «ПРОГНОЗ-11»
 («ИНТЕРБОЛ-1») запущен 03.08.1995
 КА «ПРОГНОЗ-12»
 («ИНТЕРБОЛ-2») запущен 29.08.1996

В НПО имени С.А. Лавочкина были созданы и выведены на рабочие высокоэллиптические орбиты с 1972 по 1996 год искусственные спутники Земли для исследования солнечно-земных связей и магнитосферы. Это:

- 10 спутников «ПРОГНОЗ», реализованы в том числе международные проекты «РЕЛИКТ» и «ИНТЕРШОК»;
- 2 спутника «ПРОГНОЗ-М», реализован международный проект «ИНТЕРБОЛ».

НАУЧНАЯ ПРОГРАММА:

- изучение физических характеристик солнечной плазмы, частиц солнечных космических лучей, межпланетного магнитного поля, не возмущённого земной магнитосферой;
- длительная регистрация электромагнитного излучения Солнца, солнечного ветра и ударных волн;
- изучение процессов, происходящих внутри магнитосферы Земли и на её границе.



на спутнике «ПРОГНОЗ-2» дополнительно были установлены приборы французского производства «Калипсо» – по изучению характеристик солнечного ветра, внешних областей магнитосферы, «Снег 1» – исследование гамма-излучения Солнца.

на спутнике «ПРОГНОЗ-5» установлен усовершенствованный научный комплекс повышенной чувствительности.

на спутнике «ПРОГНОЗ-6» дополнительно были установлены французские приборы «Жемо-С2», «Снег-2МП» для спектрометрии рентгеновских лучей, протонов и ядер в релятивистской области, УФ-излучения.

на спутниках «ПРОГНОЗ-7», «ПРОГНОЗ-8» дополнительно установлены приборы Чехословакии, Венгрии, Франции, Швеции.

на спутнике «ПРОГНОЗ-9» реализован международный проект «Реликт», в котором проведены:

- картографирование небесной сферы;
- регистрация всплесков космического гамма-излучения;
- измерение рентгеновского и ультрафиолетового излучения Солнца и др.

на спутнике «ПРОГНОЗ-10» реализован международный проект «ИНТЕРШОК», в котором проведено исследование структуры и характеристик ударной волны и магнитопаузы, возникающих при взаимодействии солнечного ветра с магнитосферой Земли.

на спутниках «ПРОГНОЗ-11» («ИНТЕРБОЛ-1») и «ПРОГНОЗ-12» («ИНТЕРБОЛ 2») реализован международный проект «ИНТЕРБОЛ», в котором выполнены эксперименты по изучению плазменных процессов, энергичных частиц и рентгеновского излучения, электрических волн и магнитных полей, радиационной обстановки в околоземном пространстве с помощью инновационного комплекса научной аппаратуры.

с о д е р ж а н и е

Занин К.А., Москатиньев И.В. Совершенствование методов оценки разрешающей способности космического радиолокатора синтезированной апертуры	3
Назаров А.Е. Использование программ многоимпульсных двухпараметрических коррекций для изменения наклона и высоты круговых орбит	11
Нестерин И.М., Пичхадзе К.П., Сыроев В.К., Финченко В.С., Фирсюк С.О., Юдин А.Д. Предложение по созданию устройства для схода наноспутников CUBESAT с низких околоземных орбит	20
Гуров Р.И., Платов И.В. Аспекты теплового режима однокомпонентной двигательной установки малого космического аппарата при огневых испытаниях в газодинамической термобарокамере	27
Кузин Е.Н., Загарских В.И., Ефанов В.В., Гашеев Д.В. Инженерная методика оценки уровней ударного нагружения конструкции космических аппаратов при срабатывании детонационных устройств разделения	36
Голомазов М.М., Иванков А.А. Программный комплекс для разработки систем тепловой защиты космических аппаратов, спускаемых в атмосферах планет	41
Ананьев А.И., Шибалов М.В., Курков А.А., Борщев Ю.П., Куркин С.Э., Севастьянов А.С. Исследование микроструктуры и свойств хромоникелевой стали 316L, полученной методом селективного лазерного сплавления	54
Петров А.С., Прилуцкий А.А. Проекция диаграммы направленности фазированной антенной решётки за земную поверхность	59
Иванов Н.Н., Шабарчин А.Ф. Жидкостные наземные средства обеспечения температурного режима с использованием термостатов для испытаний автоматических аппаратов, отработки их модулей и макетов в НПО им. С.А. Лавочкина	67
Золотой С.А. Нормативное обеспечение создания и развития космической системы дистанционного зондирования Земли	78
Казаковцев В.П., Корянов В.В., Топорков А.Г. Влияние надувного тормозного устройства на динамику углового движения космического спускаемого аппарата	83
Орлов А.И., Цисарский А.Д. Модель оценки рисков проектов при создании ракетно-космической техники	89
Светушков Н.Н., Тулин И.Д. Интерактивная программная среда по обработке потоковых телеметрических данных по тепловым режимам для КА «СПЕКТР-РГ»	95
Данилкин Н.П., Журавлёв С.В., Котонаева Н.Г., Лапшин В.Б., Романов И.В., Филиппов М.Ю., Хотенко Е.Н., Жбанков Г.А. Радиозондирование высокоширотной ионосферы с гидрометеорологического комплекса «АРКТИКА-М»	103
Бахтин А.Г., Титов В.А. Послеполётный анализ нагрузок на атмосферном участке траектории ракеты-носителя	110

журнал является рецензируемым изданием

- журнал включен в базу данных «Российский индекс научного цитирования» (РИНЦ), размещаемую на платформе НАУЧНОЙ ЭЛЕКТРОННОЙ БИБЛИОТЕКИ на сайте <http://www.elibrary.ru>
- журнал включен в перечень российских рецензируемых научных журналов ВАК
- мнение редакции не всегда совпадает с точкой зрения авторов статей
- редакция не несет ответственность за содержание рекламы
- рукописи не возвращаются
- при перепечатке материалов ссылка на «ВЕСТНИК «НПО ИМ. С.А. ЛАВОЧКИНА» обязательна
- плата с аспирантов и адъюнктов за публикацию статей не взимается
- статьи журнала и требования к оформлению представленных авторами рукописей приведены на сайте журнала <http://www.vestnik.laspaces.ru>
- подписной индекс 37156 в каталоге «Газеты и журналы» (Роспечать)
© АО «НПО ЛАВОЧКИНА»
© авторы статей

ежеквартальный научно-технический журнал издается с 2009 года

адрес редакции: 141402 Московская обл., г. Химки, ул. Ленинградская, д. 24
телефоны: (495) 575 55 63, (495) 575 54 69
факс: (495) 572 00 68
адрес электронной почты: VESTNIK@LSPACE.RU
адрес в Интернете: <http://WWW.VESTNIK.LSPACE.RU>

главный редактор –
к.э.н. **С.А. Лемешевский**

заместитель главного редактора –
д.т.н., профессор **В.В. Ефанов**

редакционная коллегия

чл. СХ СССР, России **В.М. Давыдов**

д.т.н. **К.А. Занин**

д.т.н. **А.А. Иванков**

к.э.н. **Х.Ж. Карчаев**

к.т.н. **М.Б. Мартынов**

к.т.н. **А.А. Мошнеев**

д.т.н. **А.Е. Назаров**

А.В. Савченко

редакционный совет

председатель

к.э.н.

С.А. Лемешевский

чл.-корр. РАН

О.М. Алифанов

д.ф.-м.н., профессор

В.В. Асмус

д.т.н., профессор

Б.И. Глазов

академик РАН

Л.М. Зелёный

чл.-корр. АНРТ

Х.И. Ибадинов

д.т.н., профессор

А.А. Любомудров

академик РАН

М.Я. Маров

д.т.н., профессор

Ю.А. Матвеев

д.т.н., профессор

В.Ю. Мелешко

академик

НАН Беларуси

О.Г. Пенязьков

академик РАН

Г.А. Попов

д.т.н., профессор

В.Е. Усачов

д.т.н.

В.С. Финченко

д.т.н., профессор

В.В. Хартов

д.т.н., профессор

Е.Н. Хохлачев

чл.-корр. РАН

Б.М. Шустов

академик

НАН Украины

Я.С. Яцкив

**журнал является
рецензируемым изданием**

у ч р е д и т е л ь

АО «НПО ЛАВОЧКИНА».

журнал зарегистрирован
в Федеральной службе по надзору
в сфере связи и массовых
коммуникаций.

адрес учредителя и издателя
совпадает с адресом редакции
свидетельство ПИ № ФС77-55759
от 28 октября 2013 г.

ISSN 2075-6941



17003



9 772075 694002

chief editor –

c.sc. (ec.)

S.A. Lemeshevskii

deputy chief editor –

d.eng., professor

V.V. Efanov

editorial board

member of

UA USSR, URA

V.M. Davydov

d.eng.

K.A. Zanin

d.eng.

A.A. Ivankov

c.sc. (ec.)

K.Z. Karchayev

c.sc. (eng.)

M.B. Martynov

c.sc. (eng.)

A.A. Moisheev

d.eng.

A.E. Nazarov

A.V. Savchenko

editorial council

chairman –

c.sc. (ec.)

S.A. Lemeshevskii

corresponding

member RAN

O.M. Alifanov

doctor of physical and mathematical sciences, professor

V.V. Asmus

d.eng., professor

B.I. Glazov

academician RAN

L.M. Zelenyi

corresponding

member ANRT

H.I. Ibadinov

d.eng., professor

A.A. Lyubomudrov

academician RAN

M.Y. Marov

d.eng., professor

Y.A. Matveev

d.eng., professor

V.Y. Meleshko

academician NASB

O.G. Penyazkov

academician RAN

G.A. Popov

d.eng., professor

V.E. Usachov

d.eng.

V.S. Finchenko

d.eng., professor

V.V. Khartov

d.eng., professor

E.N. Khokhlachev

corresponding

member RAN

B.M. Shustov

academician NASU

Ya.S. Yatskiv

the journal is a reviewed publication

f o u n d e r
LAVOCHKIN ASSOCIATION.

the journal is registered in Federal Service for telecommunications and mass media oversight. address of the founder and the publisher is the same as of the editorial office certificate ПИ № ФС77–55759 dated October 28, 2013

t a b l e o f c o n t e n t s

Zanin K.A., Moskatinev I.V.

Improvement of procedures for the resolution capacity evaluation of synthetic aperture space radar 3

Nazarov A.E.

Usage of multi-impulse bi-parameter corrections programs for change of circular orbit inclination and altitude 11

Nesterin I.M., Pichhadze K.M., Sysoev V.K., Finchenko V.S., Firsyuk S.O., Yudin A.D.

Proposal for the creature device to deorbit nanosatellites CUBESAT in low earth orbit 20

Gurov R.I., Platov I.V.

The aspects of thermal conditions of monopropellant propulsion system of small spacecraft at fire tests in gas-dynamic thermal vacuum chamber 27

Kuzin E.N., Zagarskih V.I., Efanov V.V., Gasheev D.V.

Engineering methodology of assessment of spacecraft structure shock loads levels at triggering of separation pyro mechanisms 36

Golomazov M.M., Ivankov A.A.

Software package for the development of thermal protection systems for space vehicles descended in the atmospheres of the planets 41

Ananiev A.I., Shibalov M.V., Kurkov A.A., Borshev Y.P., Kurkin S.E., Sevastianov A.S.

Studies of microstructure and properties of the 316L chrome-nickel steel, obtained by selective laser melting method 54

Petrov A.S., Prilutskiy A.A.

Projection of phased antenna array gain pattern on the Earth's surface 59

Ivanov N.N., Shabarchin A.F.

Thermal Control System liquid ground facilities using thermostats for testing of the unmanned spacecraft, verification of their modules and mockups by Lavochkin Association 67

Zolotov S.A.

Normative support of design and development of Earth remote sensing space system 78

Kazakovtsev V.P., Koryanov V.V., Toporkov A.G.

Impact of inflatable braking device on dynamics of angular motion of space descent vehicle 83

Orlov A.I., Tsisarskiy A.D.

Evaluation model of the programmes risks while design & development of rocket and space technologies 89

Svetushkov N.N., Tulin I.D.

Interactive software environment for the processing of streaming telemetry data on thermal conditions for the spacecraft «SPEKTR-RG» 95

Danilkin N.P., Zhibankov G.A., Zhuravlev S.V., Kotonaeva N.G., Lapshin V.B., Romanov I.V., Filippov M.Y., Khotenko E.N.

Radiosounding of the high-latitude ionosphere with «ARKTIKA-M» – hydrometeorological complex 103

Bakhtin A.G., Titov V.A.

Post-flight loading analysis at launch vehicle trajectory atmospheric log 110

the journal is a reviewed publication

- the journal is included into data base «Russian Index of Scientific Citation» (RISC) located at ELECTRONIC SCIENTIFIC LIBRARY, internet link <http://www.elibrary.ru>
- the journal is in the list of editions, authorized by the SUPREME CERTIFICATION COMMITTEE OF THE RUSSIAN FEDERATION to publish the works of those applying for a scientific degree
- the opinion of editorial staff not always coincide with authors' viewpoint
- editorial staff is not responsible for the content of any advertisements
- manuscripts are not returned
- no part of this publication may be reprinted without reference to Space journal of «VESTNIK «NPO IM. S.A. LAVOCHKINA»
- post-graduates and adjuncts have not to pay for the publication of articles
- magazine articles and features required of author manuscript design are available at Internet Site <http://www.vestnik.laspac.ru>
- subscription index 37156 in catalogue «GAZETY I JURNALY» (ROSPECHAT)
© LAVOCHKIN ASSOCIATION
© article writers

scientific and technical quarterly journal published since 2009

editorial office address: 141402 Moscow region, Khimki, Leningradskaya str., 24
phone: (495) 575 55 63, (495) 575 54 69
fax: (495) 572 00 68
e-mail: VESTNIK@LSPACE.RU
internet: <http://WWW.VESTNIK.LSPACE.RU>

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ МЕТОДОВ ОЦЕНКИ РАЗРЕШАЮЩЕЙ СПОСОБНОСТИ КОСМИЧЕСКОГО РАДИОЛОКАТОРА СИНТЕЗИРОВАННОЙ АПЕРТУРЫ



К.А. Занин¹,
доктор технических наук,
rc4a@laspace.ru;
K.A. Zanin

Предложен усовершенствованный способ определения разрешающей способности космического радиолокатора с синтезированием апертуры. Разработанная модель позволяет связать геометрическое и радиометрическое качество с характеристиками наблюдаемого объекта и фона. Объясняется ряд особенностей радиолокационного изображения при его визуальном рассмотрении. Учитываются ошибки информационного тракта.

Ключевые слова: показатели качества; информационный тракт космического радиолокатора синтезированной апертуры; линейное разрешение на местности; радиолокатор с синтезированной апертурой; радиометрическое разрешение; функция передачи модуляции; качество радиолокационного изображения.

ВВЕДЕНИЕ

Создание космического радиолокатора с синтезированием апертуры (РСА) требует разработки способов оценки качества радиолокационного изображения (РЛИ) на всех стадиях его жизненного цикла.

В отличие от радиолокационных пеленгаторов, предназначенных только для обнаружения объектов, космический РСА является иконической системой,

IMPROVEMENT OF PROCEDURES FOR THE RESOLUTION CAPACITY EVALUATION OF SYNTHETIC APERTURE SPACE RADAR



И.В. Москатиньев¹,
miv@laspace.ru;
I.V. Moskatinev

The article suggests an updated procedure for definition of resolution capacity of synthetic aperture space radar. The developed model is capable of connecting of geometric and radiometric quality with parameters of the object under observation and background. The article provides some explanations on peculiarities of radar image during the visual examination. Datapath errors are taken into account.

Key words: quality indexes; datapath of synthetic aperture space radar; in-situ linear resolution; synthetic aperture radar; radiometric resolution; modulation transfer function; quality of radar image.

формирующей изображение в виде двумерного распределения сигнала комплексной амплитуды.

Математическая формализация показателей качества РЛИ позволяет связать оценку полноты решения целевых задач с проектными параметрами РСА, космического аппарата и построением космической системы (Ефанов В.В. и др., 2009; Матвеев Ю.А. и др., 2015).

¹ АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

С точки зрения потребителя информации главной целью является анализ радиолокационных изображений для решения задач и обеспечение требуемой производительности системы. Вероятность решения задач в первую очередь определяется качеством изображения. Важным является передача не только амплитуды, но и фазы отображаемых элементов РЛИ (Занин К.А., 2013; Евграфов А.Е. и др., 2014).

Показатели качества и методы оценки изображений хорошо разработаны для космических оптико-электронных комплексов (ОЭК). Комплексная модель линейной разрешающей способности ОЭК основана на уравнении, связывающем функцию передачи модуляции контраста пространственных частот в информационном тракте, радиометрического качества и контраста наблюдаемого объекта.

Известно, что по сравнению с оптическими изображениями РЛИ обладает рядом особенностей. Считается, что физические процессы, связанные с когерентностью сигналов РСА, не позволяют применять существующие методы оценки показателей качества изображений ОЭК. Поэтому разрешение РЛИ ограничивается полушириной аппаратной функции как реакции системы на идеальный точечный уголкового отражатель. Отдельно, без связи с разрешающей способностью, оцениваются радиометрические характеристики РЛИ.

Однако оценка полуширины аппаратной функции является частным показателем, также отчасти характеризующим некоторые искажения информационного тракта. Она не подтверждает возможность достижения разрешения двух объектов с ограниченным контрастом, расположенных на фоне сигнала от подстилающей поверхности.

В работе (Занин К.А. и др., 2016) изложены основные принципы построения модели информационного тракта РСА. Дальнейшее её развитие требует разработки непротиворечивой модели показателей качества РЛИ. Предлагается метод оценки разрешающей способности способами, аналогичными ОЭК, что позволяет провести комплексный анализ изображительных свойств РЛИ и оценить вероятность решения задач пользователя по более сложным объектам с учётом радиометрических показателей.

1. Определение функции передачи амплитуды радиолокационного изображения

Формирование элемента изображения в РСА происходит путём цифровой обработки сигналов. Изображение суммы точек на РЛИ равно линейной сумме независимых комплексных изображений каждой точки с учётом амплитуды и фазы

$$A_{\text{РСА}} = A_1 + A_2 + A_{n-1} + A_n + A_N,$$

где A_n – комплексная амплитуда электромагнитной волны изображения точки;

$$n = 1, \dots, N, N - \text{количество точек изображения.}$$

Модель формирования РЛИ может быть представлена в виде операции линейной свёртки

$$A(y) = A_{\text{об}}(y) \otimes \Phi_{\delta}(y), \quad (1)$$

где $\Phi_{\delta}(y) = |\Phi_{\delta}(y)|e^{-i\varphi(y)}$ – комплексная функция рассеяния амплитуды (ФРА) точечного объекта, $|\Phi_{\delta}(y)|$ – модуль и $\varphi(y)$ – фаза комплексной амплитуды;

$A_{\text{об}}(y) = \sqrt{\sigma_0(y)}e^{i\varphi_{\text{об}}(y)}$ – комплексный коэффициент рассеяния поверхности;

$\sigma_0(y)$ – коэффициент отражения в ОЭК или удельная эффективная поверхность рассеяния (УЭПР); $\varphi_{\text{об}}(y)$ – поворот фазы при отражении.

В случае апертуры прямоугольной формы при отсутствии фазовых ошибок

$$|\Phi_{\delta}(\xi)| = \left| \frac{\sin(\xi)}{\xi} \right|,$$

где $\xi = \frac{\pi y}{R_a}$; y – пространственная координата; R_a – расстояние когерентности.

В ОЭК квадрат модуля $|\Phi_{\delta}(y)|^2$ принято называть функцией рассеяния точки (ФРТ).

Представление на экране и анализ обычно производятся по аналогии с ОЭК в виде интенсивностей (энергии) или по модулю амплитуды:

$$I_{\text{РСА}} = |A_{\text{РСА}}|^2 - \text{квадратичный детектор};$$

$$A_{\text{РСА}} = |A_{\text{РСА}}| - \text{амплитудный детектор.} \quad (2)$$

Аналогично ОЭК в составе информационного тракта РСА есть нелинейные элементы, например фазовый детектор. Однако в целом линейность РСА по амплитуде определяется свойствами свёртки (1).

Пример амплитуды и фазы функции рассеяния, полученный численным моделированием, для ОЭК и РСА приведён на рисунке 1.

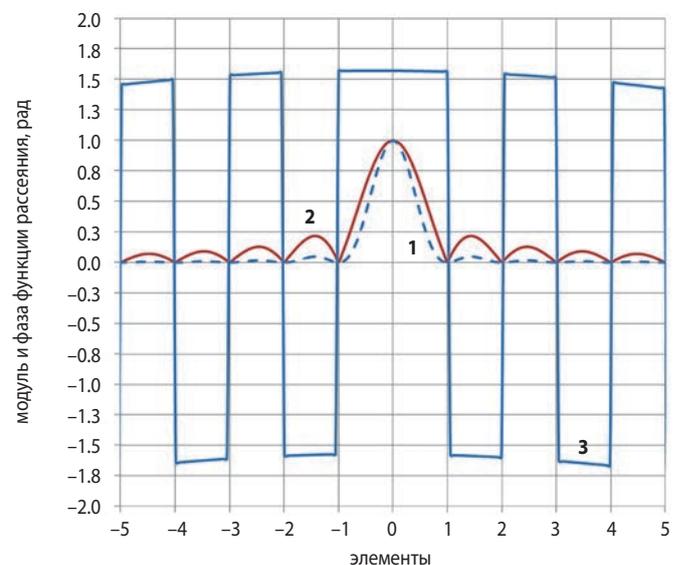


рисунок 1. Модуль функции рассеяния точки для ОЭК – 1, РСА – 2 и значение фазы – 3

2. Разрешающая способность радиолокатора синтезированной апертуры для двух точечных объектов

Одним из общепринятых способов определения разрешающей способности является анализ изображения двух точечных объектов. При разнесении точек в пространстве посередине между этими точками в изображении возникает локальный минимум интенсивности (провал). Разрешение определяется величиной этого расстояния

$$\Delta y = k_p R_g,$$

Δy – расстояние между точечными объектами (линейное разрешение);

k_p – коэффициент ухудшения разрешения относительно предельного;

R_g – предельная разрешающая способность.

В РСА широко используется оценка разрешения через ширину профиля функций рассеяния. Величина предельного геометрического (пространственного) разрешения РСА (в метрах на земной поверхности) определяется как ширина профиля квадрата функции рассеяния точки по уровню минус 3 дБ (50% энергии) в направлениях азимута или дальности.

В случае отсутствия искажений информационного тракта полуширина ФРТ в РСА с широкополосным сигналом по дальности

$$R_g \approx 0.889 \frac{l_r}{\sin z} \approx 0.889 \frac{c}{2\Delta f \sin z},$$

где Δf – ширина полосы излучения РСА;

c – скорость распространения электромагнитной волны;

z – зенитный угол наблюдения;

0.889 – коэффициент, учитывающий форму функции sinc.

Разрешение РСА по азимуту:

$$R_a \approx 0.889 \frac{l_a}{\cos z} \approx 0.889 \frac{\lambda R_n}{2D_a \cos z},$$

где λ – средняя длина волны излучения;

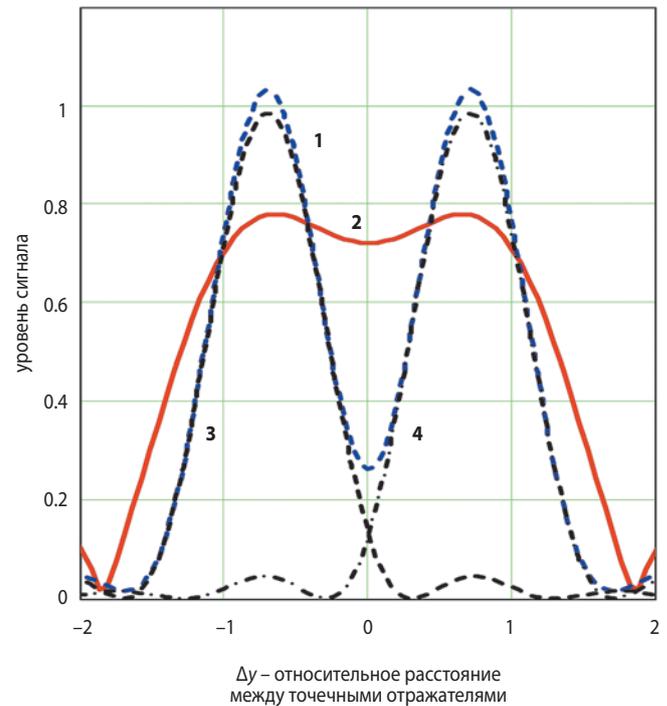
D_a – размер синтезированной апертуры;

D_n – наклонная дальность от наблюдаемого объекта до центра апертуры.

Параметры РСА обычно выбираются так, чтобы они были равны, т.е. $R_g = R_a$.

Такое определение разрешения совпадает с принятым в оптике критерием Марешаля (*Марешаль А. и др.*, 1964), который характеризует минимальное расстояние между самосветящимися точками, когда провал интенсивностей только начинает появляться.

Численная оценка разрешающей способности РСА по двум однотипным точечным объектам с одинаковой фазой: $\varphi_{об} = 0$ показывает, что разрешаемое расстояние по провалу сигнала в центре оказывается



- 1 – сложение интенсивностей;
2 – когерентное сложение амплитуд точек;
3, 4 – функция рассеяния интенсивности точек.

рисунок 2. Сложение амплитуды и интенсивности двух точечных источников

хуже, чем в случае критерия Марешаля. Провал модуля амплитуды двух точечных источников появляется при $1.6R_g$ (рисунок 2).

Полученная оценка соответствует случаю ухудшения разрешения несамосветящихся частично-когерентных объектов в микроскопии (*Бахолдин А.В.*, 2012) и фотолитографии в 1.3...1.4 раза. Для полностью когерентных систем существующий критерий Аббе устанавливает двукратное ухудшение разрешения по сравнению с некогерентными.

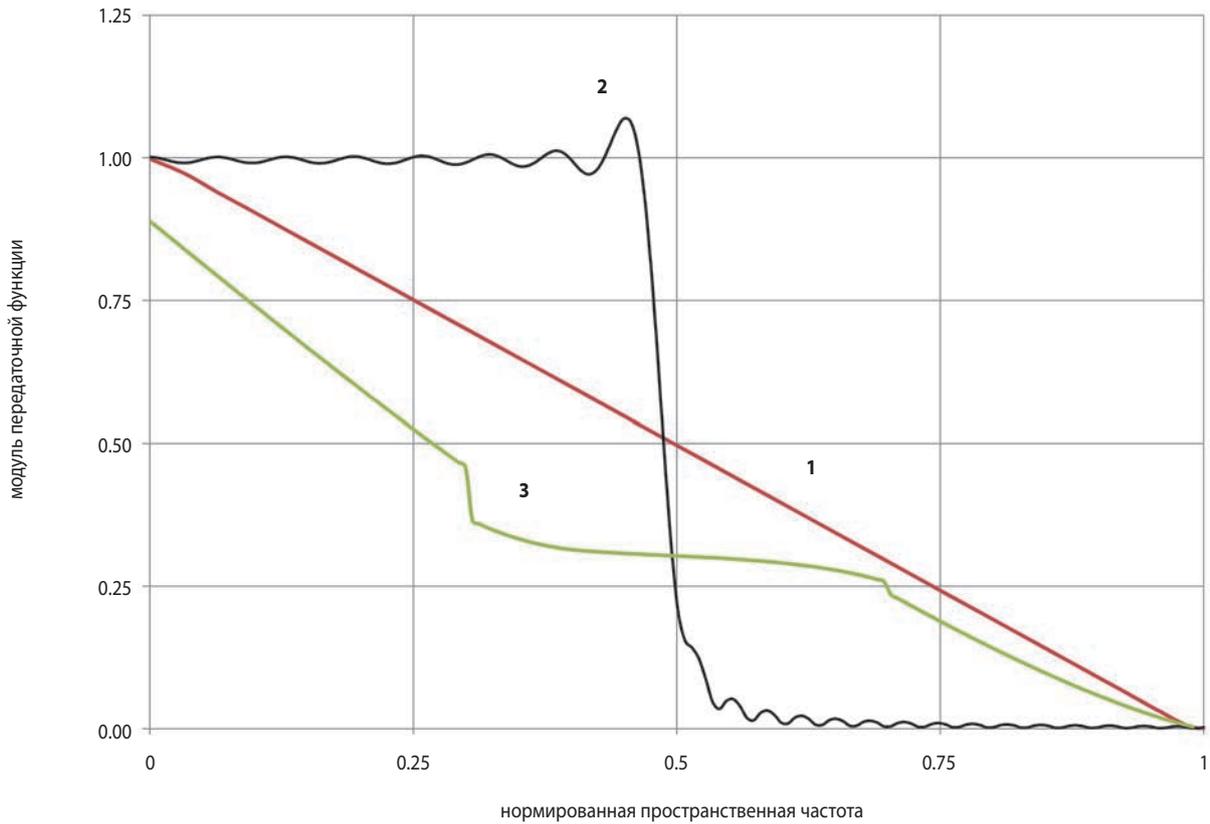
В работе (*Лепёхина Т.А. и др.*, 2012) рассмотрен статистический способ определения разрешения РСА в случае если фаза, отражённая от объекта, случайна и распределена равномерно на интервале от 0 до 2π . Приведённый коэффициент ухудшения разрешения k_p составляет 1.57 раза.

3. Функция передачи модуляции в радиолокаторе синтезированной апертуры

Априорный анализ и измерение разрешающей способности по точечным объектам обладает хорошей наглядностью, позволяет оценить ряд погрешностей информационного тракта РСА. Однако такая модель не позволяет полностью перейти к оценке разрешения в реальных условиях наблюдения.

Наблюдаемые объекты расположены на фоне подстилающей поверхности с коэффициентом отражения, соизмеримым с самим объектом. Амплитуда

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ МЕТОДОВ ОЦЕНКИ РАЗРЕШАЮЩЕЙ СПОСОБНОСТИ КОСМИЧЕСКОГО РАДИОЛОКАТОРА СИНТЕЗИРОВАННОЙ АПЕРТУРЫ



1 – интенсивности в идеальной оптической системе; **2** – амплитуды в идеальном РСА;
3 – интенсивности в ОЭК с центральным экранированием 0.40.

рисунок 3. Модуль передаточной функции

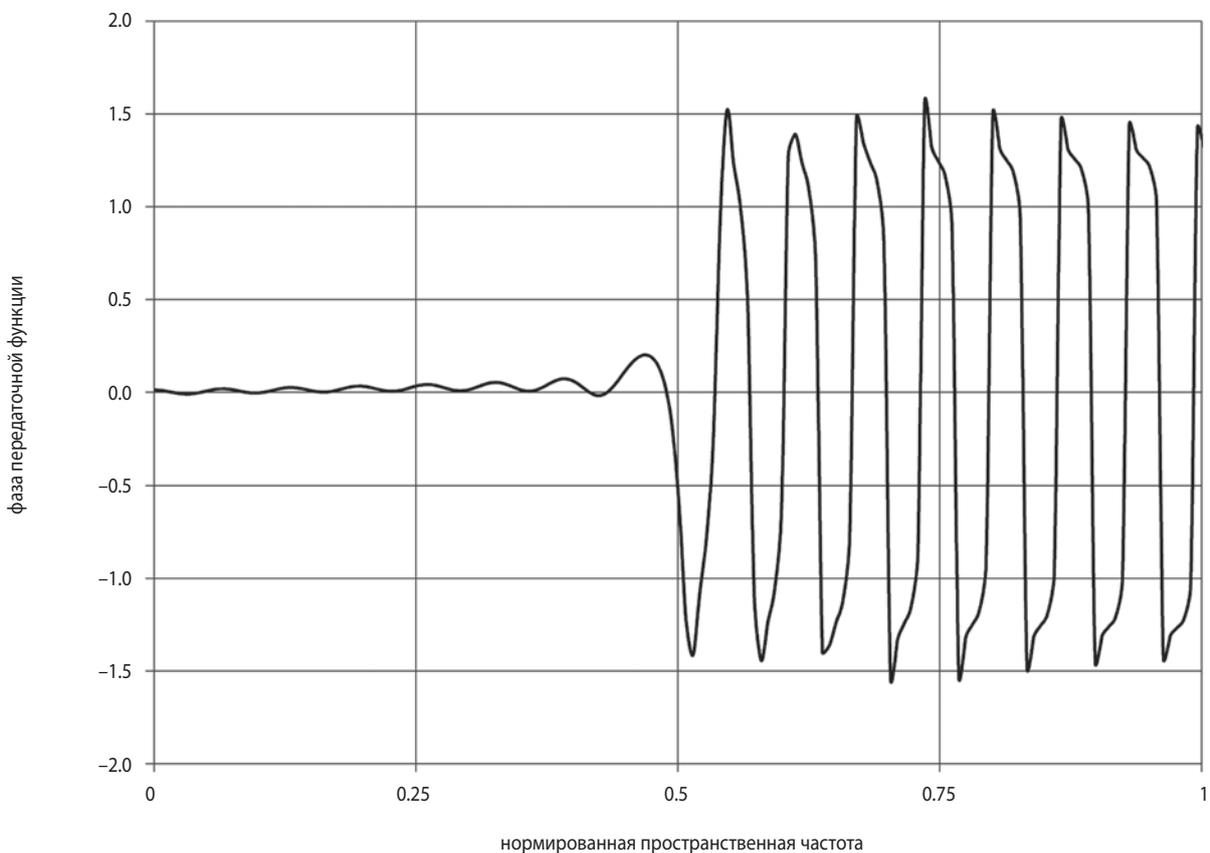


рисунок 4. Фаза передаточной функции амплитуды в идеальном РСА

сигналов имеет шумовую составляющую, обусловленную как естественными причинами, так и принципами формирования РЛИ.

Следующим приближением, позволяющим учесть перечисленные выше особенности, является применение функции передачи модуляции пространственной частоты. Тестовым объектом для определения разрешения в этом случае служит дифракционная решётка с гармоническим или прямоугольным распределением амплитуды по пространственной координате.

Удобство использования такого тестового объекта связано со свойствами преобразования Фурье. Свёртку (1) можно представить как произведение образов Фурье:

$$\mathbf{S}(v) = \mathbf{S}_{об}(v) \mathbf{T}(v), \quad (3)$$

где $v = y^{-1}$ – пространственная частота;

$\mathbf{S}(v)$ – пространственный спектр изображения;

$\mathbf{S}_{об}(v) = F\{\mathbf{A}_{об}(v)\}$ – пространственный спектр наблюдаемого объекта;

$\mathbf{T}(v) = F\{\Phi_{\Lambda}(v)\}$ – функция передачи модуляции амплитуды;

$F\{\}$ – преобразование Фурье.

ФРА удобно представить в экспоненциальном виде

$$\mathbf{T}(v) = T_{\Lambda}(v) e^{-i\varphi_{\Lambda}} \quad (4)$$

где $T_{\Lambda}(v) = |\mathbf{T}(v)|$ – модуль передаточной функции и φ_{Λ} – фаза передаточной функции.

Изображение Фурье амплитуды гармонической решётки по пространственной координате имеет вид

$$F\{\mathbf{A}_{об}(v)\} = A_{cp}(v) \delta(0) + \Delta A_{об} \delta(v), \quad (5)$$

где $\delta(0)$ – дельта-функция на нулевой частоте, $\delta(v)$ – дельта-функция на частоте пространственной решётки v ;

A_{cp} – среднее значение амплитуды;

$\Delta A_{об}$ – амплитуда, $\Delta A_{об} < A_{cp}$;

$v = \frac{1}{2d}$ – пространственная частота, соответствующая периоду решётки $2d$ с разрешаемым полу-периодом d .

Соответственно,

$$\Delta A = \frac{A_{max} - A_{min}}{2} \text{ и } A_{cp} = \frac{A_{max} + A_{min}}{2},$$

где A_{max} – максимальная амплитуда; A_{min} – минимальная амплитуда.

Раскрывая (2) и (3), с учётом (4) и (5) получим зависимость модуля амплитуды на изображении решётки от пространственной частоты

$$|A(v)| = A_{cp}(v) + \Delta A_{об} T_{\Lambda}(v),$$

где $T_{\Lambda}(v) = |F\{\Phi_{\Lambda}(v)\}|$ – функция передачи модуля амплитуды (ФПМА) – преобразование Фурье от функции рассеяния точки.

На рисунках 3 и 4 приведены результаты моделирования функции передачи модуляции по амплитуде и фазе для ОЭК и РСА.

4. Анализ изобразительных свойств радиолокационного изображения

Анализ функции передачи амплитуды РСА позволяет объяснить ряд свойств РЛИ. Для оптических изображений характерным свойством является масштабируемость по частотно-контрастной характеристике. При увеличении или уменьшении контраста или масштаба просмотра оптического изображения меняется распознаваемая пространственная частота, на изображении появляются или исчезают мелкие детали. Свойство масштабируемости вызвано линейностью функции передачи модуляции ОЭК по пространственной частоте (зависимость 1 на рисунке 3). Оптико-электронная изображающая система передаёт контраст изображения пропорционально размеру объекта. Чем больше объект, тем меньше снижается его контраст.

Примеры РЛИ показывают, что свойство масштабируемости для них выражено в гораздо меньшей степени. Характерные визуальные свойства РЛИ обусловлены нелинейностью функции передачи амплитуды (зависимость 2 на рисунке 3).

Радиолокатор синтезированной апертурой строит изображение, в котором контрасты объектов передаются без изменений до двукратного размера предельного разрешения. При уменьшении наблюдаемого объекта менее двух элементов разрешения коэффициент передачи контраста резко падает и стремится к нулю.

Соответственно, коэффициент ухудшения разрешающей способности k_p на РЛИ при анализаторе с идеальными характеристиками без учёта шумов имеет следующие характерные области разрешающей способности:

1. $k_p \rightarrow 1.6$ для объектов высокого контраста, близкого к абсолютному $K_{об} \rightarrow 1$;
2. $1.8 < k_p < 2.2$ для объектов с ограниченным контрастом $0.2 < K_{об} < 0.8$.
3. $k_p \rightarrow \infty$ для слабоконтрастных объектов $K_{об} < 0.2$.

На рисунках 5 и 6 показано изображение ОЭК и РСА мира переменной частоты (от 0.3 до 1.0), полученное численным моделированием. При увеличении пространственной частоты более 0.5 передача контраста тестового объекта на РЛИ резко ухудшается из-за интерференции (рисунок 6).

5. Связь разрешающей способности радиолокатора синтезированной апертуры с радиометрической чувствительностью

Для анализа разрешающей способности удобнее от абсолютного модуля амплитуды перейти к значениям контраста наблюдаемого объекта по амплитуде

$$K_{об} = \frac{A_{max} - A_{min}}{A_{max} + A_{min}} = \frac{\Delta A}{A_{об}},$$

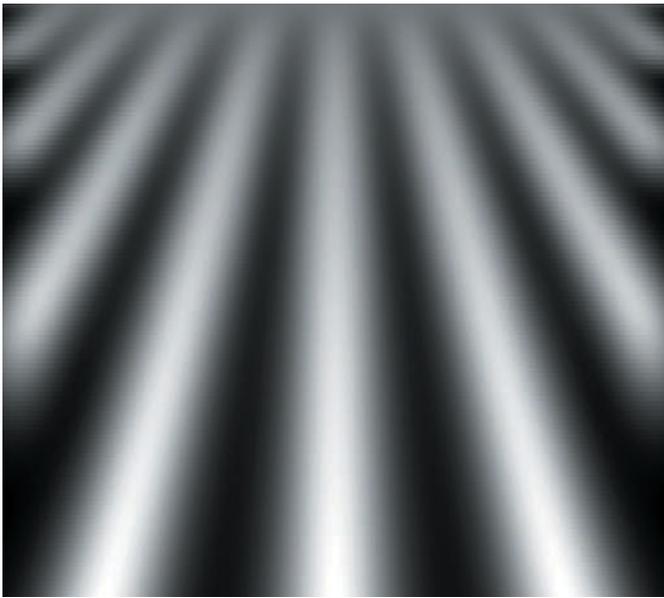


рисунок 5. Изображение мира переменной частоты в ОЭК

Раскрывая (4), получим зависимость контраста от ФПМА в РСА

$$K(v) = T_A(v) K_{об}(v). \quad (6)$$

Элементы пространственной решётки с периодом v_p могут наблюдаться, если их контраст превышает пороговое значение K_p

$$v_p K_p < T_A(v_p), \quad (7)$$

где v_p – нормированная разрешаемая пространственная частота (множитель v_p в правой части учитывает усреднение амплитуды шума по площади суммируемых элементов);

$K_p = \frac{\Psi_{тр}}{\Psi_{сш}}$ – относительный распознаваемый контраст;

$$\Psi_{сш} = \frac{\Delta A}{\sigma A_{ш}} = \frac{A_{ср} K_{об}}{\sigma A_{ш}} \quad \text{– отношение сигнал-шум}$$

(к перепаду сигнала);

$\sigma A_{ш}$ – среднеквадратичная амплитуда шума;

$\Psi_{тр} = 2$ – требуемый запас по превышению сигнала над шумом по амплитуде (в оптике применяется $\Psi_{тр} = 4$ – по мощности).

Уравнение (6) и условие (7) могут быть записаны как для амплитуды, так и для мощности перепада контраста и шума без потери его физического смысла.

Суть решения уравнения (6) состоит в том, чтобы при $\Psi_{сш}$ найти пространственную частоту v_p , на которой отношение сигнал-шум падает до фиксированного значения $\Psi_{тр}$, обеспечивающего заданную вероятность распознавания $P > 0.8$. Решение уравнения (6) для РСА показано на рисунке 7.

Характерный вид функции передачи модуляции амплитуды РСА с постоянным значением $T_A(v_p) = 1$ при $K_p > 2.5$ позволяет упростить решение уравнения (7) и применить известную формулу Роуза (Роуз А., 1977):

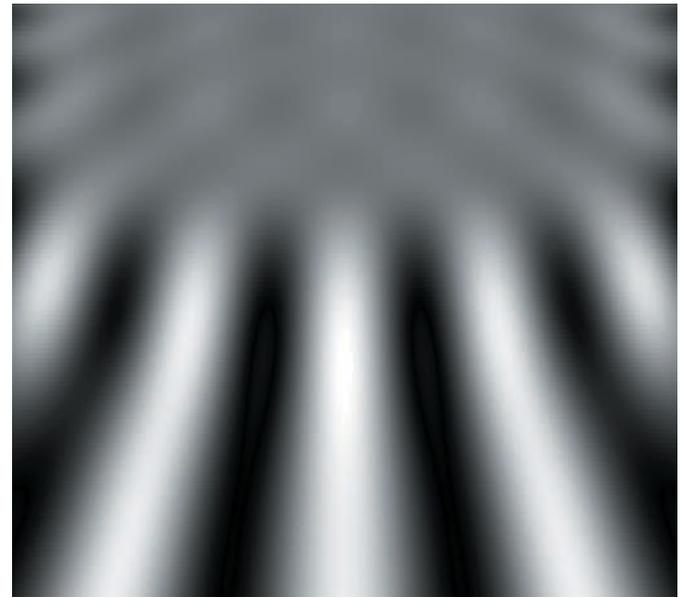


рисунок 6. Изображение мира переменной частоты в РСА

$$\frac{1}{L_p} \approx \frac{\Delta A}{\sigma A_{ш} \Psi_{тр}}, \quad \text{если } L_p > 2R_g,$$

где $L_p = \frac{1}{v_p}$ – предельный размер разрешаемого объекта.

В первом приближении среднеквадратичное отклонение амплитуды случайного шума в РСА определяется выражением

$$\sigma A_{ш} = \sqrt{\sigma_{не}^2 + \sigma_{сш}^2},$$

где $\sigma_{не}$ – удельный шумовой эквивалент, характеризующий электронные шумы тракта РСА;

$\sigma_{сш}$ – спекл-шум, характерный для когерентных изображающих систем. Обычно в РСА выполняется условие $\sigma_{не} \ll \sigma_{сш}$.

Для амплитудного детектора среднеквадратичное отклонение амплитуды спекл-шума зависит от средней амплитуды сигнала (Магурин В.Г. и др., 2006):

$$\sigma_{сш} = \left(\frac{4}{\pi} - 1 \right)^{-1} A_{ср} = 0.523 A_{ср}.$$

Большинство естественных поверхностей обладают достаточной высотой шероховатости и создают спекл-шум с постоянным $\Psi_{тр} = 1.9$.

Таким образом, случаи наблюдения можно разделить на два основных:

1. Отношение сигнал-шум ограничено удельным шумовым эквивалентом $\Psi_{сш} = \frac{1}{\sqrt{\sigma_{не}}}$ (по амплитуде сигнала).
2. Отношение сигнал-шум постоянно и ограничено спекл-шумом $\Psi_{тр} = 1.9$.

Пример определения относительного линейного разрешения РСА «Террасар-Х» (Pitz W., 2009) для гармонического тестового объекта контраста 0.4 показан на рисунке 8 и в таблице.

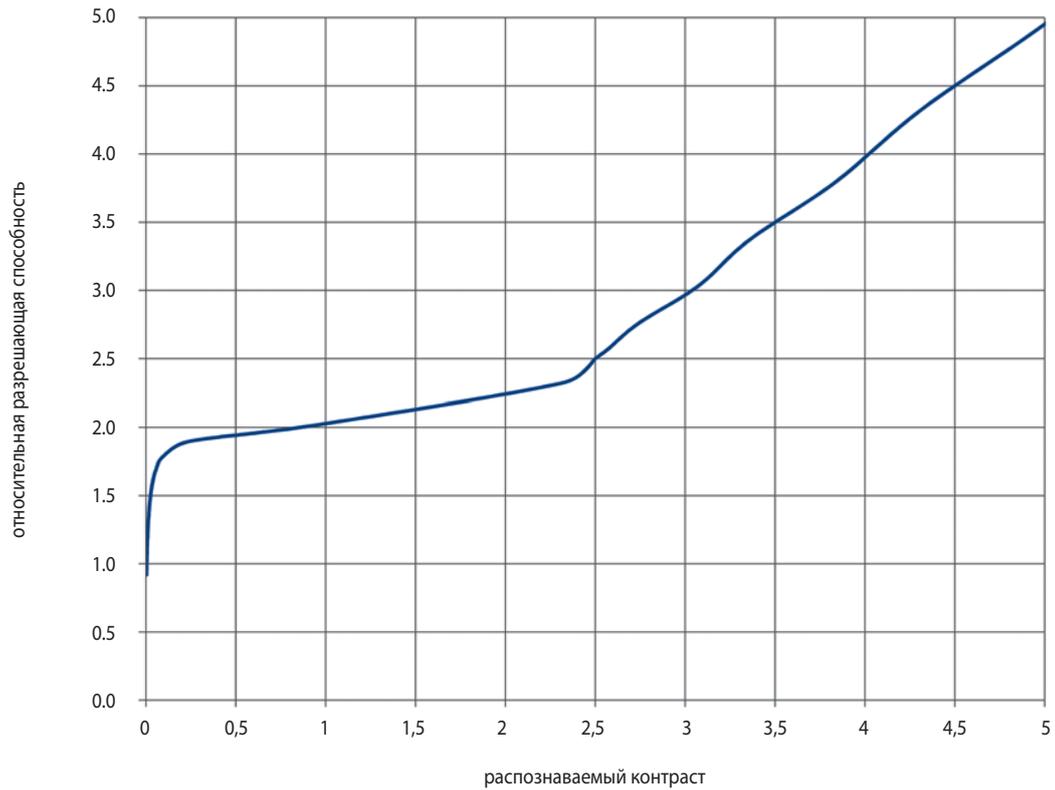
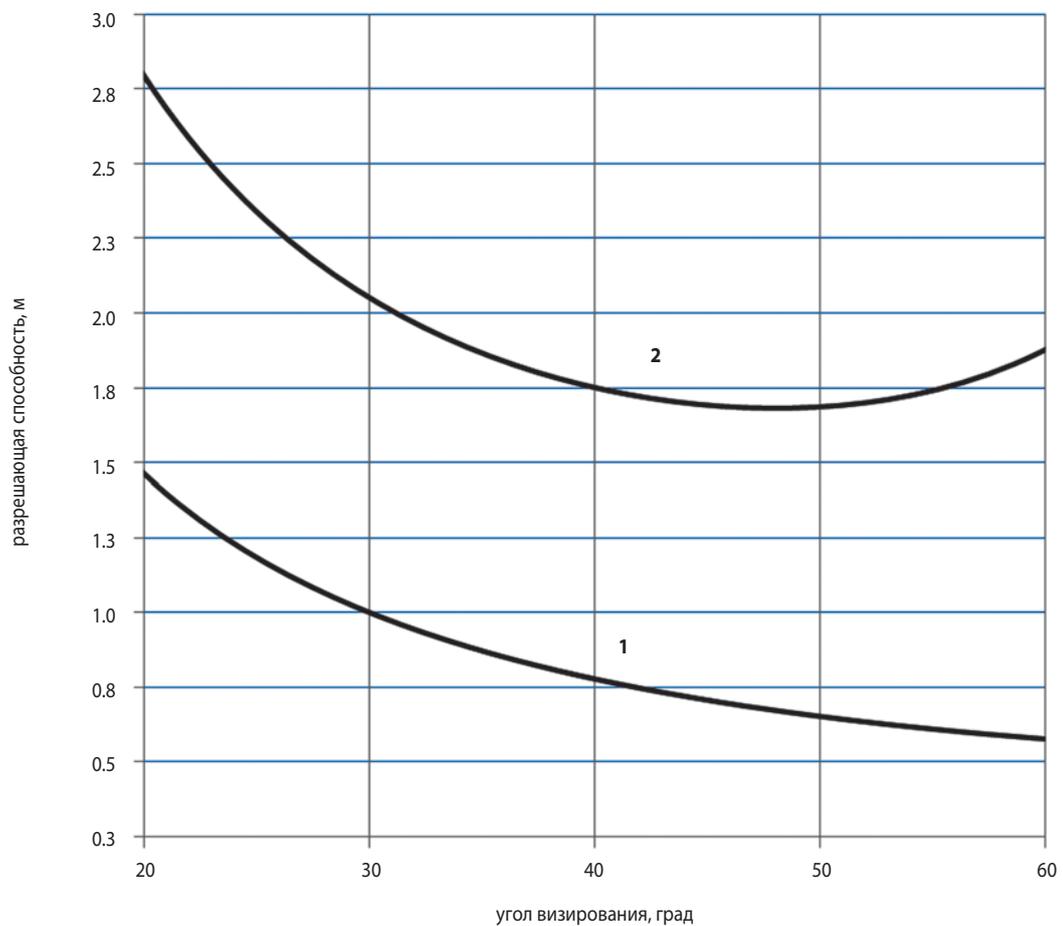


рисунок 7. Зависимость относительного разрешения РСА от распознаваемого контраста



1 – полуширина отклика уголкового отражателя; **2** – линейное разрешение с учётом шумового эквивалента.
рисунок 8. Оценка линейной разрешающей способности РСА типа «TerraSAR-X»

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ МЕТОДОВ ОЦЕНКИ РАЗРЕШАЮЩЕЙ СПОСОБНОСТИ КОСМИЧЕСКОГО РАДИОЛОКАТОРА СИНТЕЗИРОВАННОЙ АПЕРТУРЫ

таблица – Пример расчёта разрешения РСА типа «Террасар-Х»

параметр	значение по амплитуде (по мощности в дБ)	
	максимальный УЭПР объекта	0.56 (-5)
минимальный УЭПР фона	0.18 (-15)	0.18 (-15)
удельный шумовой эквивалент	0.12 (-18)	0.12 (-18)
спекл-шум	нет	0.090
амплитуда шума	0.12	0.15
среднее УЭПР	0.37	0.37
перепад амплитуды	0.19	0.19
контраст объекта	0.50	0.50
отношение сигнал-шум	1.58	1.94
требуемое превышение сигнала над шумом	2	2
распознаваемый на изображении	1.3	3.1
относительное разрешение	2.1	3.1

заключение

Предложен усовершенствованный способ определения разрешающей способности космического радиолокатора с синтезированной апертурой. Модель тестового объекта в форме гармонической решётки позволяет сформулировать уравнение разрешения и связать разрешающую способность РСА с радиометрическими характеристиками, отражательными свойствами объекта, фона и шумами тракта.

Получена функция передачи модуляции амплитуды и фазы информационного тракта РСА для гармонической решётки. Свойства зависимости комплексной функции передачи модуляции РСА от пространственной частоты позволили объяснить характерные изобразительные свойства РЛИ.

Показано, что для объектов с нулевой разностью фаз отражённой волны РСА обеспечивает примерно одинаковое пространственное разрешение, которое почти в два раза хуже предельного: $k_p \sim 2$. Увеличение контраста объекта до абсолютных значений несколько улучшает разрешение до $k_p \sim 1.6$. В случае слабоконтрастных объектов модуляция амплитуды передаётся без искажений, разрешающая способность определяется только реализуемым отношением сигнал-шум и $k_p > 2$. Если объект наблюдается на фоне спекл-шума, разрешение РСА падает в три и более раз.

Разработанная модель функции передачи модуляции позволяет оценивать разрешающую способность с учётом ошибок информационного тракта РСА различного типа. Комплексный учёт различных факторов позволяет провести анализ передачи на РЛИ более сложных объектов, чем традиционно применяемые уголкового отражатели.

список литературы

Бахолдин А.В. Оптические микроскопы: учебн. пособие. СПб.: НИУ ИТМО, 2012. 68 с.

Евграфов А.Е., Поль В.Г. К вопросу космической интерферометрической съёмки рельефа земной поверхности радиолокатором синтезированной апертуры // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 4. С. 44-49.

Ефанов В.В., Семункина В.И., Шостак С.В. Особенности баллистического проектирования КС ДЗЗ оптико-электронного наблюдения типа «Аркон-1» // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2009. № 1. С. 46-52.

Занин К.А. Анализ качества координатной привязки изображений космического радиолокатора с синтезированной апертурой // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 4. С. 34-39.

Занин К.А., Митькин А.С., Москатиньев И.В. Методические основы моделирования информационного тракта космического радиолокатора синтезированной апертуры // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 2. С. 61-68.

Лепёхина Т.А., Николаев В.И., Толстов Е.Ф. Определение пространственного разрешения космических РСА методом импульсного отклика // II Всероссийские Армандовские чтения. Радиофизические методы в дистанционном зондировании сред: материалы V Всероссийской научной конференции (26–28 июня 2012, г. Муром). Муром: ИПЦ МИ ВлГУ, 2012. С. 486-490.

Магурин В.Г., Тарлыков В.А. Когерентная оптика: учебн. пособие. СПб.: СПбГУ ИТМО, 2006. 122 с.

Марешаль А., Франсон М. Структура оптического изображения. Дифракционная теория и влияние когерентности света. М.: Мир, 1964. 285 с.

Матвеев Ю.А., Ламзин В.А., Ламзин В.В. Метод прогнозных исследований эффективности модификаций КА при комплексной замене подсистем // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 4. С. 53-59.

Роуз А. Зрение человека и электронное зрение / Пер. с англ. М.: Мир, 1977. 216 с.

Pitz W. The TerraSAR-X satellite // EADS Astrium, 2009. URL: <http://www.dlr.de/tsx/documentation/EUSAR-TX-Mission.pdf> (дата обращения: 02.03.2017).

Статья поступила в редакцию 03.03.2017 г.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ПРОГРАММ МНОГОИМПУЛЬСНЫХ ДВУХПАРАМЕТРИЧЕСКИХ КОРРЕКЦИЙ ДЛЯ ИЗМЕНЕНИЯ НАКЛОНЕНИЯ И ВЫСОТЫ КРУГОВЫХ ОРБИТ

USAGE OF MULTI-IMPULSE BI-PARAMETER CORRECTIONS PROGRAMS FOR CHANGE OF CIRCULAR ORBIT INCLINATION AND ALTITUDE



А.Е. Назаров¹,
доктор технических наук,
naz-a-e@yandex.ru;
A.E. Nazarov

В статье приведена методика расчёта программ многоимпульсных двухпараметрических коррекций наклона и высоты круговых орбит. Особенностью рассматриваемых коррекций является проведение одновременной коррекции наклона и высоты орбиты при ограниченной величине тяги двигательной установки космического аппарата. Малая тяговооружённость космического аппарата приводит к необходимости использования программы коррекции, состоящей из нескольких включений двигательной установки. В качестве параметров работы двигательной установки определяются ориентация вектора тяги, время включения и длительность её работы.

Ключевые слова:
коррекция орбиты;
космический аппарат;
двигательная установка;
круговая орбита.

ВВЕДЕНИЕ

Коррекция наклона и высоты круговых орбит может требоваться для выполнения космическим аппаратом (КА) определённых задач, например, для компенсации ошибок выведения КА на солнечно-синхронные орбиты или для изменения в интересах решения це-

The article reviews a procedure of programs calculations for multi-impulse bi-parameter corrections of inclinations and altitude of circular orbits. The special feature of the reviewed corrections is a performance of simultaneous correction of inclination and altitude of the orbit at limited value of spacecraft propulsion system thrust. Low thrust capacity of the spacecraft leads to necessity of usage of the correction program consisting of several burns of the propulsion system. The operational parameters of the propulsion system are defined as thrust vector orientation, burn time and duration of its operations.

Key words:
orbit correction;
spacecraft;
propulsion system;
circular orbit.

левой задачи скорости прецессии плоскости орбиты КА. Это обусловлено тем, что значения наклона и высоты круговых орбит являются определяющими параметрами, от которых зависит скорость прецессии плоскости орбиты КА (Ефанов В.В. и др., 2008).

¹ АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

Особенностью рассматриваемых коррекций является проведение одновременной коррекции наклона и высоты орбиты при относительно большой протяжённости корректирующего импульса (КИ), обусловленной ограниченной величиной тяги двигательной установки (ДУ) (Казмерчук П.В., 2015). При малой тяговооружённости КА требуемые изменения корректируемых параметров могут быть реализованы только за несколько включений ДУ, т.е. при использовании так называемых многоимпульсных программ коррекции.

1. Анализ влияния корректирующего импульса на изменение высоты и наклона круговых орбит

Коррекция рассматриваемых параметров орбиты может быть организована как проведением отдельных независимых коррекций для изменения наклона и высоты орбиты, так и с помощью двухпараметрической коррекции, при которой происходит одновременное изменение наклона и высоты орбиты. Следует отметить, что при решении задачи определения параметров работы ДУ необходимо учитывать конкретные характеристики ДУ и оптимизировать возможные энергетические потери, связанные с протяжённостью корректирующего импульса.

Для определения параметров работы ДУ и описания схемы проведения рассматриваемых коррекций орбиты будем использовать такие основные характеристики ДУ, как величина тяги ДУ и углы, определяющие ориентацию вектора тяги ДУ в орбитальной системе координат.

На рисунке 1 показано расположение вектора тяги ДУ в осях орбитальной системы координат (ОСК) STW (Эльясберг П.Е., 1965).

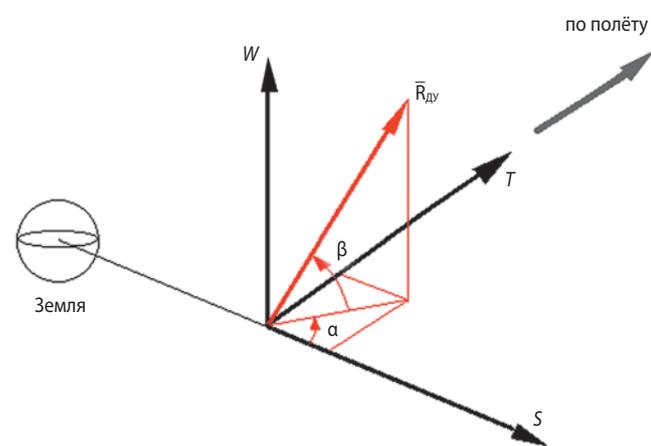


рисунок 1. Ориентации вектора тяги ДУ в орбитальной системе координат

Центр O этой системы координат совпадает с центром масс КА, а её оси S , T и W направлены соответственно по радиус-вектору КА, по трансверсали полёта КА и по бинормали к плоскости орбиты.

При расчёте параметров КИ задаётся величина тяги $R_{ДУ}$ и углы её ориентации α и β в ОСК STW . Из рисунка видно, что в общем случае величина трансверсальной и бинормальной составляющих вектора тяги будет зависеть от значения углов α и β . Значения управляющих ускорений от трансверсальной и бинормальной составляющих вектора тяги можно определить следующим образом:

$$a_T = \frac{R_{ДУ} \sin \alpha \cos \beta}{m_{КА}}; \quad (1)$$

$$a_B = \frac{R_{ДУ} \sin \alpha \sin \beta}{m_{КА}}, \quad (2)$$

где $R_{ДУ}$ – тяга ДУ; $m_{КА}$ – масса КА.

При условии нахождения вектора тяги в плоскости TOW ОСК, т.е. при $\alpha = \pm 90^\circ$, величина трансверсальной и бинормальной составляющих вектора тяги и, соответственно, соотношение изменения корректируемых параметров орбиты будут зависеть только от значения угла β . Далее будем рассматривать именно этот случай, когда $\alpha = \pm 90^\circ$.

Рассматриваемые коррекции орбиты предназначены для изменения наклона и высоты. При этом изменение высоты орбиты не должно приводить к изменению её эксцентриситета, т.е. орбита должна оставаться круговой.

Коррекция высоты орбиты, при которой изменяются большая полуось и период обращения КА, осуществляется с помощью трансверсальных КИ. У круговых орбит для сохранения значения эксцентриситета коррекция должна проводиться парными импульсами с интервалом, равным половине периода обращения КА (Баранов А.А., 2016).

Приложение трансверсального КИ $\Delta V_{КОР}$ при времени работы ДУ $\tau_{ДУ}$ приведёт к изменению периода обращения КА на величину $\Delta T_{КОР}$, которую для рассматриваемых орбит можно определить следующим образом:

$$T_{КОР} = \frac{3aTV_{КА}}{\mu} \cdot \Delta V_{КОР}, \quad (3)$$

где a – большая полуось; T – период обращения КА; $V_{КА}$ – орбитальная скорость КА; μ – гравитационная постоянная.

Величина $\Delta V_{КОР}$ зависит от величины трансверсального управляющего ускорения ДУ a_T и времени её работы $\tau_{ДУ}$: $\Delta V_{КОР} = a_T \cdot \tau_{ДУ}$. В свою очередь, с учётом (1) и принятого условия $\alpha = \pm 90^\circ$

$$a_T = \frac{R_{ДУ} \cos \beta}{m_{КА}}, \quad (4)$$

где β – угол ориентации вектора тяги ДУ в ОСК.

Для рассматриваемых круговых орбит время работы ДУ $\tau_{ДУ}$ можно выразить через угловую протяжённость корректирующего импульса ϑ

$$\tau_{ДУ} = \frac{T\vartheta}{2\pi}. \quad (5)$$

Таким образом, с учётом выражений (3)–(5) можно определить величину изменения периода обращения трансверсальным КИ

$$\Delta T_{КОР} = \frac{3aTV_{КА}}{\mu} \cdot a_T \cdot \tau_{ДУ} = \frac{3aTV_{КА}}{\mu} \cdot \frac{R_{ДУ} \cos\beta}{m_{КА}} \cdot \frac{T\vartheta}{2\pi}. \quad (6)$$

В первом приближении все величины в выражении (6), кроме угловой протяжённости ϑ , можно считать константами. Для проведения дальнейших преобразований представим выражение (6) в следующем виде:

$$\Delta T_{КОР} = A_T \cdot \cos\beta \cdot \theta, \quad (7)$$

где $A_T = \frac{3aTV_{КА}}{\mu} \cdot \frac{R_{ДУ}}{m_{КА}} \cdot \frac{T}{\pi}$ – постоянный коэффициент; $\theta = \frac{\vartheta}{2}$ – угол, равный половине угловой протяжённости корректирующего импульса ϑ .

Таким образом, при $A_T = \text{const}$ изменение периода обращения $\Delta T_{КОР}$ и соответствующее изменение высоты орбиты будут зависеть от ориентации вектора тяги ДУ (угла β) и от величины угла θ . Очевидно, что максимальная эффективность изменения периода обращения и, соответственно, изменения величины большой полуоси орбиты КА a будет иметь место при $\beta = 0^\circ$.

Коррекция наклона орбиты осуществляется с помощью бинормальных КИ. Следует отметить, что при рассматриваемой относительно малой тяговооружённости КА коррекцию наклона можно реализовать только с помощью протяжённых КИ. Эффективность таких КИ при изменении наклона орбиты существенно зависит от места их приложения и их протяжённости.

В общем виде вектор изменения наклона $\Delta \bar{i}_{КОР}$ на рассматриваемом участке работы ДУ можно записать как

$$\Delta \bar{i}_{КОР} = \int_{u_{КОР}-\theta}^{u_{КОР}+\theta} d\bar{i} du, \quad (8)$$

где $d\bar{i}$ – мгновенный вектор изменения наклона от действия бинормального КИ;

u – текущая угловая дальность орбитального движения КА, отсчитываемая от восходящего узла орбиты;

$u_{КОР}$ – угловая дальность середины участка приложения КИ;

θ – угловое отклонение участка приложения КИ от его середины.

Правую часть (8) можно раскрыть (Назаров А.Е., 2012) следующим образом:

$$\Delta i_{КОР} = 2 \frac{a_B R_{КА}^2}{\mu} \sin\theta. \quad (9)$$

Используя (9), можно определить для заданной величины $\Delta i_{КОР}$ требуемое угловое значение половины интервала работы ДУ θ и его полную временную длительность $\tau_{ДУ}$.

$$\theta = \arcsin \left(\frac{\mu}{2a_B R_{КА}^2} \Delta i_{КОР} \right);$$

$$\tau_{ДУ} = \frac{T\theta}{\pi} = \frac{T}{\pi} \arcsin \left(\frac{\mu}{2a_B R_{КА}^2} \Delta i_{КОР} \right).$$

Перепишем выражение (9) с учётом зависимости бинормальной составляющей КИ от углов ориентации вектора тяги ДУ (2) с учётом принятого условия $\alpha = \pm 90^\circ$:

$$\Delta i_{КОР} = 2 \frac{R_{ДУ} \sin\beta}{m_{КА}} \cdot \frac{R_{КА}^2}{\mu} \sin\theta. \quad (10)$$

Как и в (6), все величины в (10), кроме углов θ и β , можно считать константами, поэтому выражение (10) представим как

$$\Delta i_{КОР} = A_B \cdot \sin\beta \cdot \sin\theta, \quad (11)$$

где $A_B = 2 \frac{R_{ДУ}}{m_{КА}} \cdot \frac{R_{КА}^2}{\mu}$ – постоянный коэффициент.

Очевидно, что максимальная эффективность изменения наклона плоскости орбиты КА i будет иметь место при угле $\beta = \pm 90^\circ$, при этом середина протяжённого КИ должна располагаться в районе узлов орбиты.

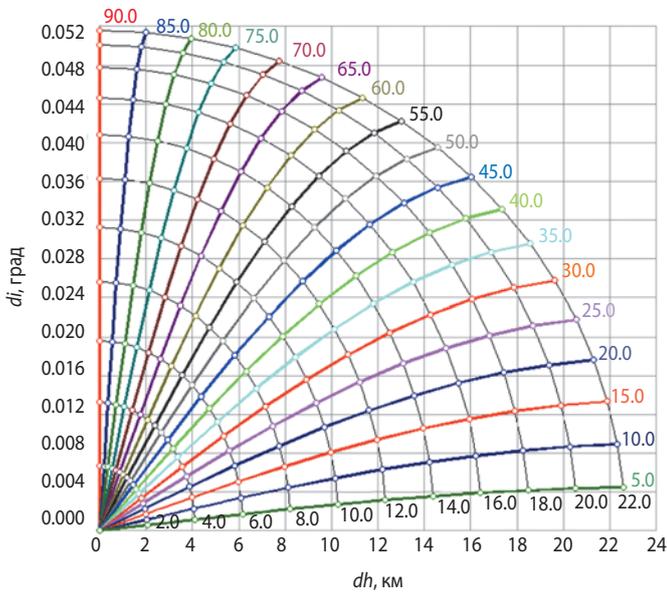
2. Двухпараметрическая коррекция орбиты

Для решения задачи перевода КА с одной орбиты на другую с изменением двух её параметров, а именно наклона и высоты, целесообразно рассмотреть вариант проведения двухпараметрической коррекции. Использование такого варианта коррекции позволит сократить общее число коррекций на этапе формирования заданной орбиты, а также затраты характеристической скорости.

Одновременное изменение высоты и наклона во время работы ДУ можно обеспечить при соответствующей ориентации вектора тяги ДУ на участке коррекции, при этом ориентация вектора тяги ДУ должна обеспечить наличие трансверсальной и бинормальной составляющей. С этой целью ориентация КА при коррекции должна выбираться, исходя из требуемого соотношения изменения корректируемых параметров орбиты при каждом включении ДУ. Очевидно, что эффективность изменения наклона будет возрастать с увеличением угла β , а эффективность изменения высоты (периода обращения КА) будет падать.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ПРОГРАММ МНОГОИМПУЛЬСНЫХ ДВУХПАРАМЕТРИЧЕСКИХ КОРРЕКЦИЙ ДЛЯ ИЗМЕНЕНИЯ НАКЛОНЕНИЯ И ВЫСОТЫ КРУГОВЫХ ОРБИТ

На рисунке 2 в качестве примера представлен график зависимости изменения наклона и высоты для различных углов β и времён работы ДУ. По оси абсцисс отложено изменение наклона в градусах, а по оси ординат – изменение высоты в км. Маркеры на кривых соответствуют изменению угла β на 5 градусов и времени работы ДУ на 2 минуты.



рисунк 2. Зависимость изменения наклона di и высоты dh для различных значений угла ориентации β и времени работы ДУ $\tau_{ду}$

Анализ графика показывает, что для определённых заданных значений изменения наклона и высоты при одном включении ДУ могут быть найдены соответствующие параметры работы ДУ, а именно требуемые угол ориентации вектора тяги β и время работы ДУ $\tau_{ду}$. Определение этих параметров и является целью решения задачи расчёта двухпараметрической коррекции орбиты.

Рассмотрим постановку задачи определения оптимальных параметров работы ДУ для проведения двухпараметрической коррекции орбиты.

Для заданных параметров орбиты КА и характеристик ДУ требуется определить время работы ДУ $\tau_{ду}$ и значение угла β , при которых обеспечивается заданное изменение наклона $\Delta i_{кор}$ и периода обращения КА $\Delta T_{кор}$.

С учётом влияния места расположения КИ относительно узлов орбиты на эффективность изменения наклона плоскости орбиты в качестве середины приложения КИ будем рассматривать восходящий или нисходящий узел орбиты. Так как время работы ДУ полностью определяется угловой протяжённостью КИ, то в качестве оптимизируемого параметра будем рассматривать угол θ . Таким образом, в качестве оптимизируемых параметров принимаются углы θ и β .

Для решения рассматриваемой задачи, с учётом (7) и (15), запишем следующую систему уравнений:

$$\begin{cases} \Delta i_{кор} = A_B \cdot \sin \beta \cdot \sin \theta, \\ \Delta T_{кор} = A_T \cdot \cos \beta \cdot \theta. \end{cases} \quad (12)$$

Перепишем систему уравнений (12) следующим образом:

$$\begin{cases} \frac{\Delta i_{кор}}{A_B \sin \theta} = \sin \beta, \\ \frac{\Delta T_{кор}}{A_T \theta} = \cos \beta. \end{cases} \quad (13)$$

Возведя в квадрат и сложив уравнения системы (13), получим следующее трансцендентное уравнение относительно переменной θ :

$$\left(\frac{\Delta i_{кор}}{A_B \sin \theta} \right)^2 + \left(\frac{\Delta T_{кор}}{A_T \theta} \right)^2 = 1. \quad (14)$$

В свою очередь, угол β из (13) можно определить как

$$\beta = \arctg \left(\frac{\Delta i_{кор} A_T \theta}{\Delta T_{кор} A_B \sin \theta} \right). \quad (15)$$

Введя соответствующие обозначения, перепишем уравнение (14)

$$\frac{B_i}{\sin^2 \theta} + \frac{B_T}{\theta^2} = 1, \quad (16)$$

где $B_i = \left(\frac{\Delta i_{кор}}{A_B} \right)^2$ и $B_T = \left(\frac{\Delta T_{кор}}{A_T} \right)^2$ – постоянные

коэффициенты.

Решение уравнения (16) может быть осуществлено любым численным методом. При этом на задаваемом интервале поиска корней может быть два. Искомый будет соответствовать меньшей угловой протяжённости КИ, так как другой корень будет соответствовать решению со значительно большими затратами характеристической скорости.

На рисунке 3 в качестве примера представлен график изменения функции $F(\theta) = \frac{B_i}{\sin^2 \theta} + \frac{B_T}{\theta^2}$ при по-

иске решения для следующих исходных данных: высота орбиты 670 км, тяга ДУ 2 Н, масса КА 550 кг.

Требуемые изменения параметров орбиты:

$\Delta i_{кор} = 0.024$ град, $\Delta T_{кор} = 16.1$ с (высоты на 12.847 км).

На рисунке 3 оптимальному решению уравнения (16) будет соответствовать значение угла θ_1 , т.к. второй корень решения уравнения (16) θ_2 соответствует большей протяжённости КИ. Для исключения этого неоптимального решения достаточно уменьшить соответствующим образом диапазон поиска корней уравнения (16).

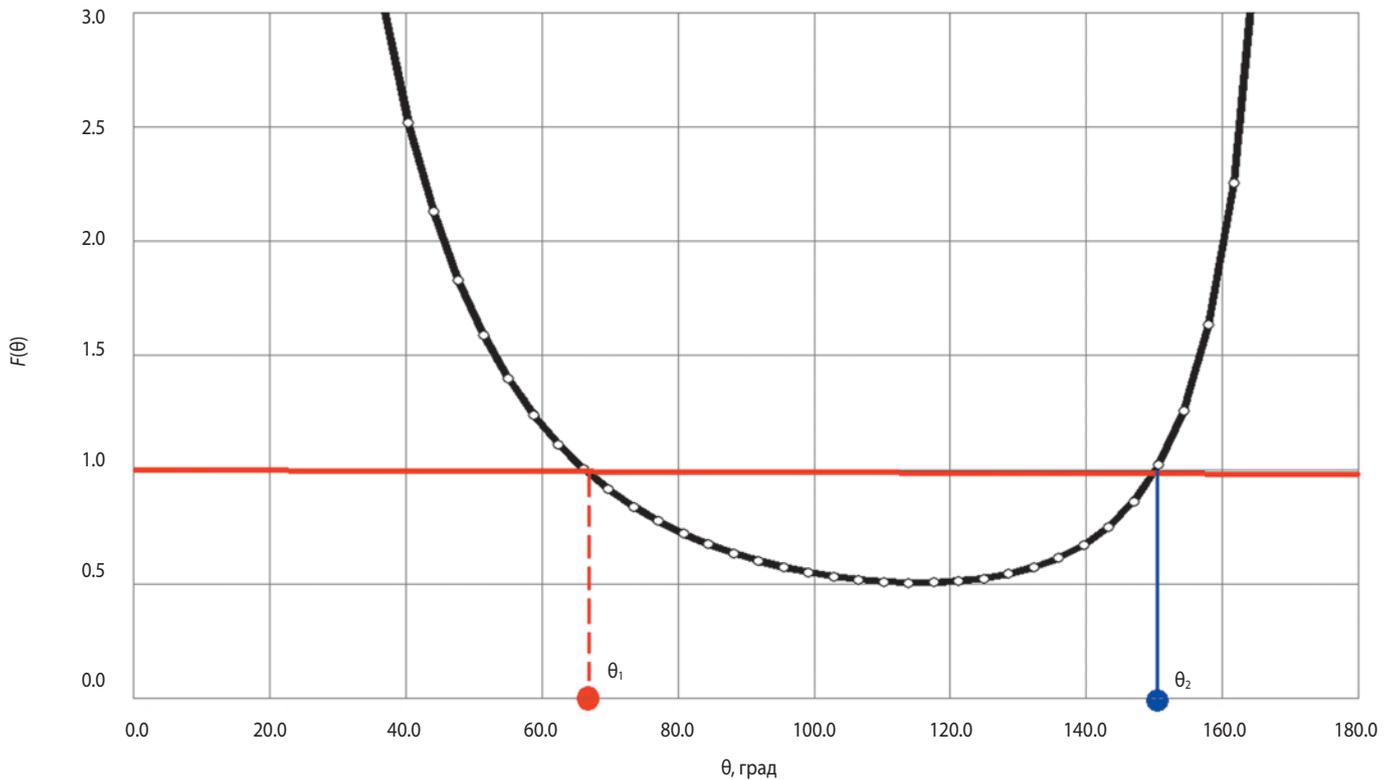


рисунок 3. График изменения функции $F(\theta)$

По найденному значению угла θ_1 можно определить согласно выражению (15) соответствующее значение угла $\beta_1 = \text{arctg}\left(\frac{B_i \theta_1}{B_T \sin \theta_1}\right)$, а затем время работы

$$\text{ДУ } \tau_{\text{ДУ}} = \frac{T\theta_1}{\pi}.$$

В таблице 1 приведены результаты определения оптимальных параметров работы ДУ для представленных выше исходных данных (вариант 1). Для сравнения также приведены данные для варианта проведения раздельных коррекций высоты и наклона (вариант 2).

Анализ таблицы показывает, что для варианта раздельной коррекции увеличивается суммарное время работы ДУ $\tau_{\text{ДУ}}^{\Sigma}$ с 36.146 до 46.170 минут (31.262+14.908) и, соответственно, увеличивается расход характеристической скорости КА на 27.7%.

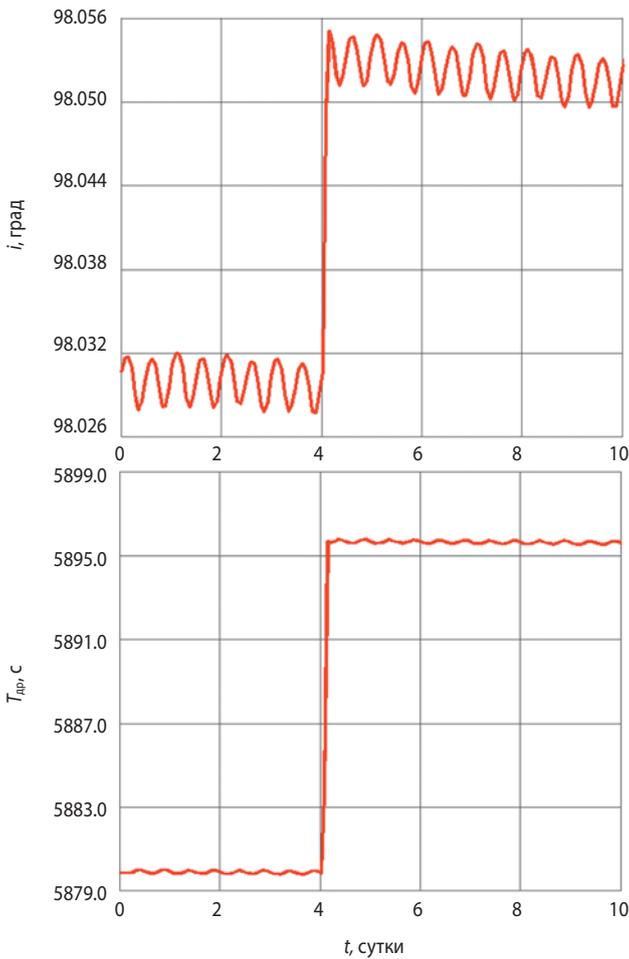
На рисунке 4 в качестве подтверждения правильности определения параметров работы ДУ по пред-

ложенной выше методике представлены результаты численного интегрирования дифференциальных уравнений движения центра масс КА с учётом работы ДУ, а также с учётом основных внешних возмущающих воздействий. Результаты представлены в виде графиков изменения наклона i и драконического периода обращения КА $T_{\text{др}}$. На графиках по оси абсцисс отложено время существования в сутках, а по оси ординат – текущее значение соответствующего элемента орбиты.

Как видно из графиков, корректируемые параметры орбиты изменились на заданные значения, а именно наклонение увеличилось на $\sim 0.024^\circ$, а период обращения КА увеличился на ~ 16.1 с. Полученные результаты подтверждают работоспособность предложенной методики для определения параметров работы ДУ при проведении двухпараметрической коррекции круговых орбит.

таблица 1 – Параметры работы ДУ

вариант коррекции	корректируемые параметры	параметры работы ДУ			
		θ , град	β , град	$\tau_{\text{ДУ}}$, мин	$\tau_{\text{ДУ}}^{\Sigma}$, мин
1	высота и наклонение	66.393	30.129	36.146	36.146
2	высота	57.423	0.0	31.262	46.170
	наклонение	27.384	90.0	14.908	



рисунк 4. Изменение параметров орбиты КА при проведении двухпараметрической коррекции

3. Определение программы многоимпульсной коррекции наклона круговых орбит

Решение КА целевых задач, для которых требуются значительные изменения наклона и высоты орбиты при малой тяговооружённости КА, возможно только путём увеличения числа включений ДУ, т.е. проведением многоимпульсной коррекции орбиты. В качестве основы для разработки программы многоимпульсной коррекции целесообразно использовать рассмотренные выше двухпараметрические коррекции.

При использовании для рассматриваемых двухпараметрических коррекций орбиты ДУ с относительно малой величиной тяги необходимо учитывать ограничения на длительность работы ДУ при одном включении. Эти ограничения могут быть обусловлены как непосредственно заданной величиной максимально допустимого времени работы ДУ при одном включении, так и необходимостью минимизации затрат характеристической скорости при реализации протяжённых КИ.

Выше было показано, что при проведении коррекции наклона на эффективность бинормального КИ существенно влияют его протяжённость и расположение на орбите. Было установлено, что максимальное изменение наклона будет при расположении КИ симметрично относительно узлов орбиты.

Эффективность трансверсального КИ при коррекции высоты орбиты практически не зависит от места расположения на орбите и его протяжённости, однако, для исключения изменения эксцентриситета орбиты эта коррекция должна быть двухимпульсной с интервалом, равным половине периода обращения КА.

Таким образом, для обеспечения максимальной эффективности совместной коррекции наклона и высоты орбиты программа коррекций должна состоять из парных КИ, располагаемых симметрично относительно восходящего и нисходящего узлов корректируемой орбиты.

Очевидно, что для уменьшения интервала времени формирования требуемой орбиты необходимо минимизировать число включений ДУ, однако, при этом будут возрастать и энергозатраты, обусловленные увеличением протяжённости КИ. Для минимизации затрат характеристической скорости все включения ДУ должны иметь одинаковую длительность, а общее число включений должно быть чётным. Величина допустимой длительности работы ДУ будет определяться исходя из допустимого уровня энергетических потерь, обусловленных протяжённостью КИ, и чисто технических ограничений используемой ДУ и конструкции КА.

Стратегия проведения многоимпульсной коррекции орбиты должна заключаться в определении последовательности парных КИ (программы коррекций) с учётом ограничений на время работы ДУ при одном включении, а также с учётом используемого технологического цикла проведения измерений параметров орбиты и управления КА.

Измерение параметров орбиты необходимо для периодического контроля исполнения заданной программы коррекций с целью возможного её изменения при значительных ошибках исполнения КИ. Для этого контроля необходимо предусмотреть соответствующий интервал времени между парами КИ, который будет определять цикличность реализации парных КИ. В свою очередь, интервал времени между КИ в паре также должен задаваться с учётом ограничений на условия работы ДУ и может быть больше половины витка.

С учётом перечисленных ограничений в качестве исходных данных при определении программы многоимпульсной коррекции, кроме величин изменения корректируемых параметров орбиты и характеристик ДУ, должны задаваться следующие параметры:

- $N_{ВП}$ – число витков в паре, т.е. число витков, на которых располагается пара КИ;
- $N_{ВЦ}$ – число витков в цикле, т.е. число витков между первыми КИ в последующей и предыдущей паре КИ.

Количество и величина КИ в рассматриваемой программе многоимпульсной коррекции должны определяться с учётом достижения требуемых значений изменения наклона $\Delta i_{КОР}^{\Sigma}$ и периода обращения КА $\Delta T_{КОР}^{\Sigma}$. При этом определение непосредственно самих требуемых изменений корректируемых параметров представляет собой самостоятельную задачу, решение которой будет зависеть от конкретной цели коррекции орбиты и здесь не рассматривается.

Необходимым условием при определении параметров каждого КИ является наличие решения рассмотренного выше уравнения выбора параметров работы ДУ для двухпараметрических коррекций (16). При его наличии обеспечивается требуемое соотношение изменения корректируемых параметров при обработке одного КИ.

Для определения рассматриваемой многоимпульсной программы коррекции ниже предлагается следующая методика.

Величину изменения корректируемых параметров при проведении одной коррекции $\Delta i_{КОР}^1$ и $\Delta T_{КОР}^1$ с учётом общего числа коррекций $N_{КОР}$ можно определить следующим образом:

$$\begin{cases} \Delta i_{КОР}^1 = \frac{\Delta i_{КОР}^{\Sigma}}{N_{КОР}}; \\ \Delta T_{КОР}^1 = \frac{\Delta T_{КОР}^{\Sigma}}{N_{КОР}}. \end{cases} \quad (17)$$

При этом необходимо учесть, что число коррекций $N_{КОР}$ должно быть чётным, чтобы избежать изменения эксцентриситета орбиты. Определение числа коррекций $N_{КОР}$ должно осуществляться исходя из минимизации времени обработки планируемой программы многоимпульсной коррекции при ограничении на допустимые энергетические потери. Очевидно, что чем больше количество КИ, тем меньше их протяжённость и, соответственно, меньше потери характеристической скорости. В то же время увеличение количества КИ приводит к увеличению времени формирования заданной орбиты КА.

Для выбора приемлемого числа КИ предлагается провести сравнение суммарных затрат характеристической скорости $\Delta V_{КОР}^{\Sigma}$ на всю программу коррекций для различных значений $N_{КОР}$. При этом для каждого значения $N_{КОР}$ можно определить в соответствии с (17) требуемые изменения корректируемых параметров за одну коррекцию, а по ним, в соответствии с решением уравнения (16), определить оптимальные значения и времени работы ДУ $\tau_{ДУ}^1$, и угла ориентации вектора тяги $\beta_{ДУ}^1$.

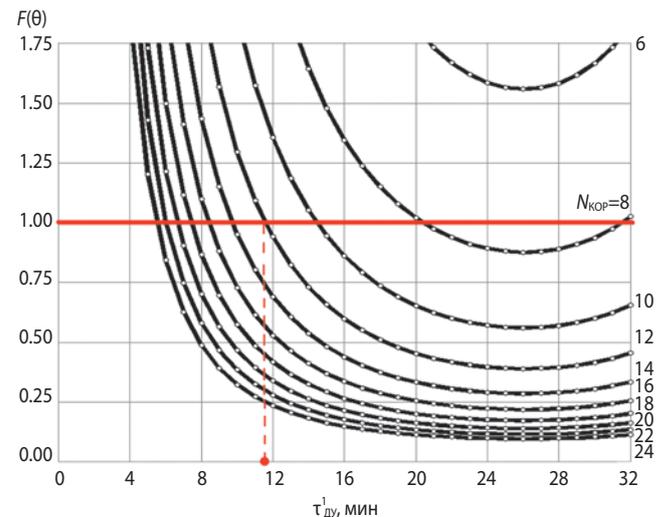
При условии одинаковых параметров работы ДУ для всех КИ и допущении о незначительности изменения массы КА при отработке программы коррекции имеем

$$\Delta V_{КОР}^{\Sigma} = \sum_{i=1}^{N_{КОР}} \frac{R_{ДУ} \cdot \tau_{ДУ}^1}{m_{КА}} \approx \frac{R_{ДУ}}{m_{КА}} \cdot \tau_{ДУ}^{\Sigma},$$

где $\tau_{ДУ}^{\Sigma} = \tau_{ДУ}^1 \cdot N_{КОР}$ – суммарное время работы ДУ.

На рисунке 5 в качестве примера выбора приемлемого числа КИ представлен график семейства кривых решения уравнения (16) для различного числа $N_{КОР}$. Исходные данные для расчёта: высота 700 км, наклонение 98° , тяга ДУ 1 Н, масса КА 500 кг, $\Delta i_{КОР}^{\Sigma} = -0.2^{\circ}$, $\Delta T_{КОР}^{\Sigma} = 40$ с (изменение высоты на ~ 32 км).

В отличие от графика функции $F(\theta)$ на рисунке 3 на графике рисунка 5 по оси абсцисс отложено время работы ДУ $\tau_{ДУ}^1$ в минутах, эквивалентное угловой протяжённости КИ. Из рисунка видно, что выбор параметров работы ДУ возможен только для $N_{КОР} \geq 8$, а с учётом наличия возможного ограничения на время работы ДУ, например, $\tau_{ДУ}^1 < 12$ минут, число КИ должно быть не менее 12.

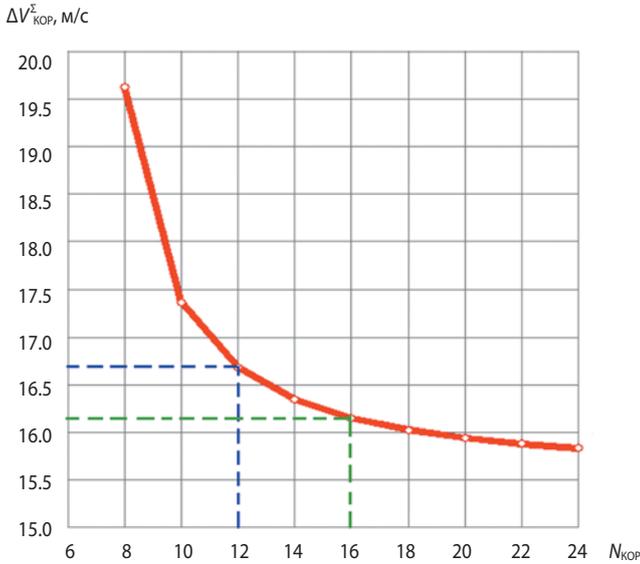


рисунки 5. Семейство кривых решения уравнения оптимизации выбора параметров работы ДУ

На рисунке 6 представлен график зависимости суммарных затрат характеристической скорости от числа включений ДУ $N_{КОР}$ в программе коррекций. Очевидно, что при увеличении числа КИ с 12 до 18 можно уменьшить энергетические затраты с 16.7 м/с до 16.0 м/с. Дальнейшее увеличение числа КИ вряд ли целесообразно, так как при увеличении числа КИ возрастает и время формирования заданной орбиты.

Для выбранного в результате оценки требуемых затрат $\Delta V_{КОР}^{\Sigma}$ значения $N_{КОР}$ определяем по (17) требуемые изменения $\Delta i_{КОР}^1$ и $\Delta T_{КОР}^1$, а по ним, решая (16), определяем и параметры работы ДУ $\tau_{ДУ}^1$ и $\beta_{ДУ}^1$.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ПРОГРАММ МНОГОИМПУЛЬСНЫХ ДВУХПАРАМЕТРИЧЕСКИХ КОРРЕКЦИЙ ДЛЯ ИЗМЕНЕНИЯ НАКЛОНЕНИЯ И ВЫСОТЫ КРУГОВЫХ ОРБИТ



рисунк 6. Зависимость суммарных затрат $\Delta V_{кор}^{\Sigma}$ от числа КИ $N_{кор}$

Далее для заданных начальных значений параметров орбиты (начальных условий) решаем задачу прогнозирования движения центра масс КА при его пассивном полёте на планируемом интервале проведения коррекций с учётом внешних возмущений (Евграфов А.Е. и др., 2016). С учетом результатов решения:

- Определяем времена восходящего узла первого планируемого витка коррекции N и последующего витка $N+1$ соответственно t_{Ω}^N и t_{Ω}^{N+1} , а также драконический период обращения КА $t_{др}^N = t_{\Omega}^{N+1} - t_{\Omega}^N$.
- Определяем времена приложения 1-го КИ (t_1) и 2-го КИ (t_2) в первой паре КИ с учётом изменения периода обращения после отработки 1-го КИ на расчётную величину $\Delta T_{кор}^1$ и принятого количества витков в паре $N_{вп}$.

$$\begin{cases} t_1 = T_{\Omega}^N - 0.5 \cdot \tau_{ДУ}^1 - P_{ну} \cdot 0.5 \cdot T_{др}^N; \\ t_2 = t_1 + (T_{др}^N + \Delta T_{кор}^1) \cdot (0.5 + N_{вп} - 1), \end{cases}$$

где $P_{ну}$ – признак назначения 1-го КИ в нисходящем узле.

При назначении проведения 1-го КИ в восходящем узле $P_{ну}=0$, в нисходящем узле $P_{ну}=1$.

Следует отметить, что смещение времён включения ДУ для последующих пар КИ при отработке программы коррекции будет зависеть от естественной эволюции периода обращения и заданного изменения периода обращения КА при отработке КИ.

Для учёта эволюции предлагается определить среднее значение периода обращения КА на планируемом интервале отработки программы коррекции T_{mid} следующим образом:

$$T_{mid} = \frac{(UD_K - UD_1) \cdot 86400}{(N_{ПКИ} - 1) \cdot N_{вп}},$$

где UD_1 , UD_K – соответственно юлианская дата 1-го КИ первой и последней пары КИ планируемой программы коррекции по результатам прогнозирования пассивного движения центра масс КА.

При таком определении T_{mid} осреднятся и весьма существенные изменения величины драконического периода обращения КА в течение суток, и вековые изменения, которые для низкоорбитальных КА обусловлены прежде всего торможением в атмосфере.

Учёт изменения периода обращения КА при коррекции может проводиться путём изменения его текущего значения на заданную величину $\Delta T_{кор}^1$ после каждого КИ.

Далее организуем цикл по числу пар КИ $N_{ПКИ}=N_{кор}/2$ (цикл по i), в котором с учётом принятого числа витков в цикле $N_{вп}$ и в паре $N_{вп}$ последовательно определяем для каждой i -й пары КИ времена приложения первого j -го и второго $(j+1)$ КИ с помощью следующей системы выражений:

$$\begin{cases} j = 1 + 2 \cdot (i - 1); \\ t_j = t_1 + (i - 1) \cdot N_{вп} \cdot (T_{mid} + i \cdot \Delta T_{кор}^1); \\ t_{j+1} = t_j + (T_{mid} + \Delta T_{кор}^1) \cdot (0.5 + N_{вп} - 1), \quad i = 1, N_{ПКИ}. \end{cases}$$

Формируем программу коррекции в виде последовательности $N_{кор}=2N_{ПКИ}$ КИ с определёнными выше параметрами работы ДУ.

Для контроля выполнения сформированной многоимпульсной программой коррекции заданных требований по изменению корректируемых параметров орбиты повторно проводим прогнозирование движения центра масс КА, но уже с учётом её отработки.

В интересах оперативного анализа результатов прогнозирования движения КА на заданном интервале управления целесообразно представлять изменения корректируемых параметров в виде соответствующих графиков. Такой анализ позволит в случае необходимости вносить соответствующие коррективы в исходные данные для определения программы коррекции и оперативно проводить необходимое число итераций для её расчёта. Проведение указанных итераций может потребоваться, например, из-за неучёта текущего изменения массы КА на интервале проведения коррекции при принятом допущении о равенстве всех времён работы ДУ.

Для подтверждения работоспособности и корректности представленной методики определения программы многоимпульсной коррекции было проведено моделирование движения центра масс КА с учётом отработки программ коррекции для рассмотренных выше исходных данных и для вариантов числа КИ 12 и 18. Результаты определения параметров работы ДУ представлены в таблице 2.

таблица 2 – Параметры работы ДУ для различного числа КИ

число КИ $N_{кор}$	параметры работы ДУ		
	$\beta_{ДУ}^1$, град	$\tau_{ДУ}^1$, мин	$\tau_{ДУ}^2$, мин
12	-59.57	23.123	277.477
18	-58.191	14.813	266.627

На рисунках 7, 8 представлены результаты моделирования движения центра масс КА для двух вариантов программ коррекции в виде графиков изменения наклона i и драконического периода обращения КА $T_{др}$.

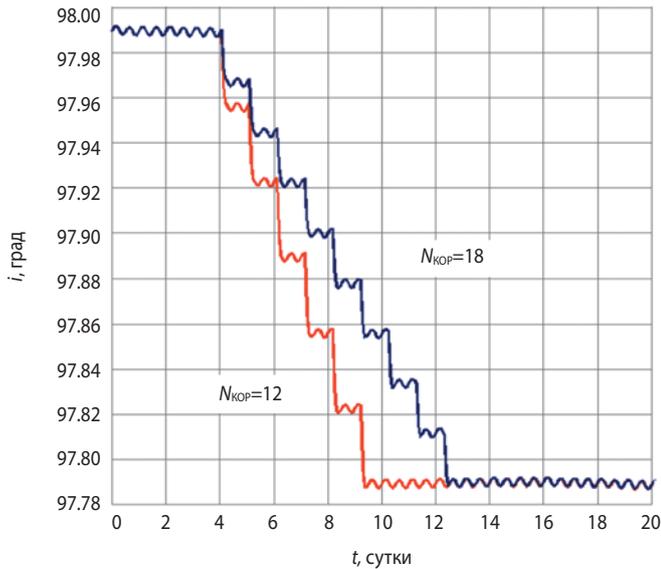


рисунок 7. Изменение наклона плоскости орбиты

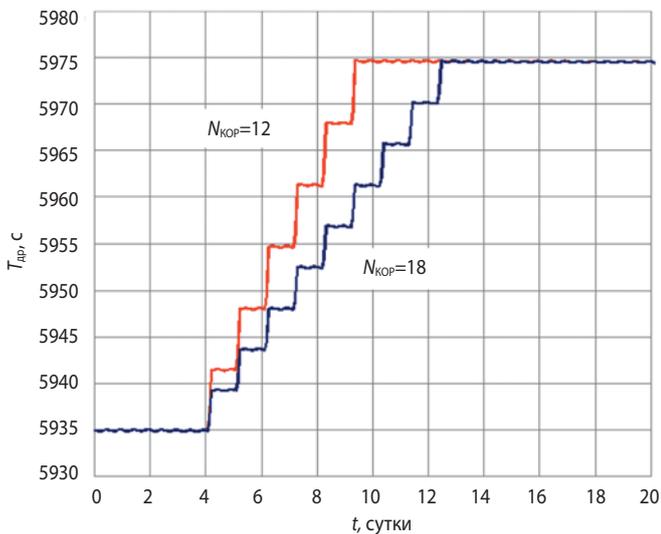


рисунок 8. Изменение драконического периода обращения КА

Как видно из графиков, в результате отработки программ коррекции наклонение уменьшилось на $\sim 0.2^\circ$, а период обращения КА увеличился на ~ 40 с, т.е. корректируемые параметры орбиты изменились на заданные значения. Полученные результаты подтверждают работоспособность и корректность

предложенной методики для её использования при определении многоимпульсных программ двухпараметрических коррекций орбит, близких к круговым.

заключение

На практике при реальном управлении КА имеют место различного рода случайные факторы, которые могут существенно влиять на точность реализации рассматриваемой многоимпульсной коррекции. Это, прежде всего, непосредственно ошибки исполнения КИ (по величине и направлению вектора тяги ДУ) и ошибки внешне-траекторных измерений (ВТИ) параметров орбиты. Поэтому стратегия многоимпульсной коррекции должна предусматривать возможность проведения дополнительной коррекции орбиты после отработки основной программы коррекции для компенсации ошибок исполнения КИ, либо уточнение рассчитанной программы коррекции по мере получения фактических результатов ВТИ.

Для повышения автономности функционирования КА, предполагающей минимизацию сеансов передачи командно-программной информации на борт КА, целесообразно всю программу коррекции передать в одном сеансе. При этом, конечно, должен осуществляться контроль её отработки с Земли. В случае недопустимых отклонений корректируемых параметров от расчётных значений должна проводиться передача на борт уточнённой программы коррекции. При наличии на борту КА автономной системы навигации можно рассматривать и бортовой вариант определения и уточнения рассматриваемой программы многоимпульсной коррекции.

список литературы

- Евграфов А.Е., Поль В.Г.* К вопросу о формировании околокруговых околоземных низковысотных орбит космического аппарата // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 4. С. 67-75.
- Ефанов В.В., Семункина В.И.* Выбор типа орбит космических систем оптико-электронного наблюдения // Полёт. 2008. № 3. С. 12-17.
- Баранов А.А.* Маневрирование космических аппаратов в окрестности круговой орбиты. М.: Спутник, 2016. 511 с.
- Казмерчук П.В.* Метод линеаризации в задачах оптимизации траекторий КА с малой тягой. Теоретические аспекты // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 4. С. 37-43.
- Назаров А.Е.* Решение задачи высокоточного удержания геостационарного КА в заданной точке «стояния» / Проектирование автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований. М.: МАИ-ПРИНТ, 2012. С. 89-152.
- Эльясберг П.Е.* Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. М.: Наука, 1965. С. 540.

Статья поступила в редакцию 27.01.2017 г.

ПРЕДЛОЖЕНИЕ ПО СОЗДАНИЮ УСТРОЙСТВА ДЛЯ СХОДА НАНОСПУТНИКОВ CUBESAT С НИЗКИХ ОКОЛОЗЕМНЫХ ОРБИТ

И.М. Нестерин¹,
nesterin@laspace.ru;
I.M. Nesterin

В.С. Финченко¹,
доктор технических наук,
valsemfi@yandex.ru;
V.S. Finchenko

К.П. Пичхадзе²,
профессор, доктор технических наук,
mai@exler.ru;
K.M. Pichhadze

С.О. Фирсюк²,
кандидат технических наук,
iskramail@gmail.com;
S.O. Firsyuk

PROPOSAL FOR THE CREATURE DEVICE TO DEORBIT NANOSATELLITES CUBESAT IN LOW EARTH ORBIT

В.К. Сысоев¹,
доктор технических наук,
sysoev@laspace.ru;
V.K. Sysoev

А.Д. Юдин¹,
yudin@laspace.ru;
A.D. Yudin

В статье рассматриваются предложения по созданию в технологии наноспутников CUBESAT стандартного юнита – независимого автономного устройства аэродинамического торможения на основе надувных баллонов или секции конуса солнечного паруса. Предложенные устройства обладают простой системой запуска и являются дополнительной единицей для сборки спутника CUBESAT для деорбитинга с низких околоземных орбит.

Ключевые слова: наноспутники CUBESAT; деорбитинг.

ВВЕДЕНИЕ

Проблема образования космического мусора – засорения околоземного космического пространства отработавшими свой срок и/или вышедшими из строя космическими аппаратами (КА), возникла с момента запуска первого искусственного спутника Земли в 1957 году, однако официальное признание на международном уровне получила лишь в конце 80-х. В 1993 году космическими агентствами ряда государств был образован Межагентский координационный комитет по космическому мусору. Основные цели этой организации: обеспечение взаимного обмена информацией между членами комитета, расширение возможностей сотрудничества, разработка мер по снижению техногенной засорённости околоземного космического пространства. Разработанные комитетом «Руководящие принципы МККМ по предупреждению образования космического мусора» были основаны на национальных стандартах

In the article we consider a proposal for the creature standard unit independent autonomous device in nanosatellites CUBESAT technology base on inflatable balloons or solar sail section cone. Proposal devices have simple launch operate system and it is additional unit of satellites CubeSat assembly for deorbit spacecraft in low earth orbit.

Keywords: nanosatellites CUBESAT; deorbit technology.

ведущих государств-членов IADC и в том числе включали, например, 25-летнее ограничение на максимальное время жизни исчерпавших свой ресурс низкоорбитальных КА и перевод геостационарных спутников на особые орбиты – орбиты захоронения.

Необходимость таких мер продиктована стремлением избежать синдрома Кesslerа – достижения критической плотности космического мусора, когда начинается цепная реакция фрагментации, разрушающая в течение нескольких лет (или даже месяцев) все космические системы на орбите. Такое развитие событий остановит на долгое время дальнейшую деятельность человеческой цивилизации в космосе. По прогнозам многих специалистов, для самых востребованных околоземных орбит – низких солнечно-синхронных и геостационарной – критический уровень плотности мусора может быть достигнут уже к середине XXI века.

¹ АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

² ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», Россия, г. Москва.

Moscow Aviation Institute (National Research University), Russia, Moscow.

Помимо того, нарастающая тенденция к миниатюризации КА и использованию группировок малых спутников вместо одного большого усугубляет проблему, увеличивая число объектов в околоземном космическом пространстве. Разработка технологий «деорбитинга» – увода исчерпавших ресурс КА с орбиты – становится весьма актуальной и востребованной задачей сегодняшнего дня. В силу остроты проблемы космического мусора можно предположить, что в ближайшие годы требование оснащать все КА, особенно малые, системами увода с орбиты станет одной из норм международного космического права и войдёт в стандарты деятельности космических агентств всех стран мира. Такие меры предусмотрены стандартами Европейского космического агентства ESA (*Requirements on Space Debris Mitigation for Agency*, 2008), Национального управления по аэронавтике и astronautике США NASA (*Process for Limiting Orbital Debris*, 2011) и российским ГОСТом (*Изделия космической техники*, 2008).

Мы рассмотрим только аэротормозные системы самоувода малых космических аппаратов типа CubeSats.

1. Технология CUBESAT

Особо остро стоит проблема для деорбитинга нано КА (*Трофимов С.П., 2015; Баранов В.Н. и др., 2001*). По общепринятой классификации это спутники от 1 до 10 кг. Число выводимых на околоземные орбиты малых КА, особенно наноспутников, растёт лавинообразно, как показано на рисунке 1 (*Каширин А.В., Глебанова И.И., 2016*).

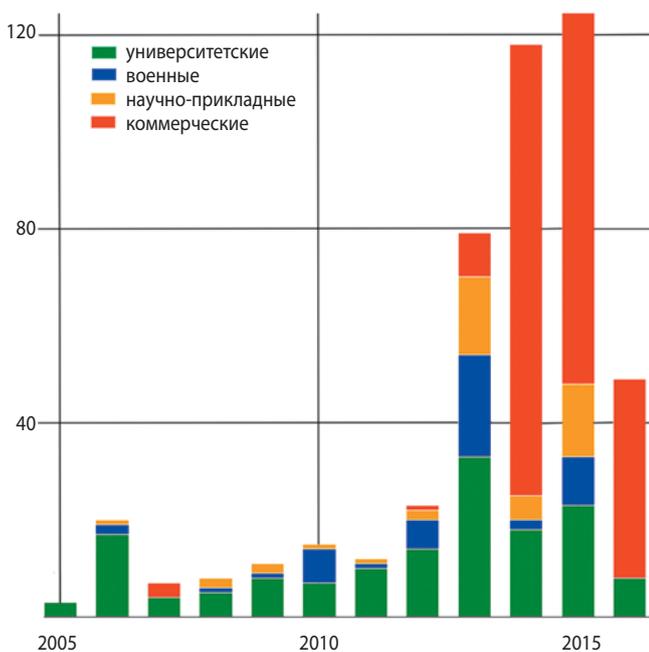


рисунок 1. Таблица запусков CUBESAT (*Каширин А.В., Глебанова И.И., 2016*)

Таковыми наноспутниками являются «КУБСАТЫ» (CUBESATS) – один или несколько стандартизованных блоков («юнитов») в виде кубика (рисунок 2) со стороной 10 см и массой около 1 кг, выполняющих различные функции КА (<http://www.cubesat.org/suppliers/>).

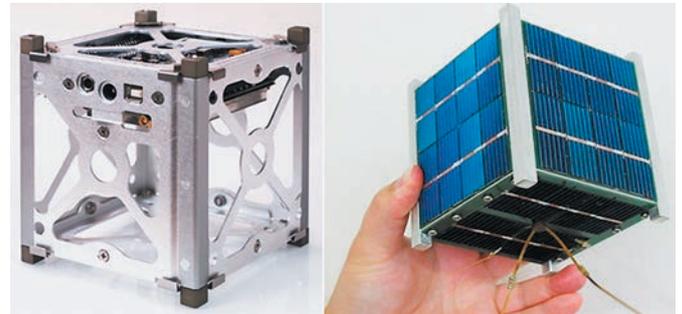


рисунок 2. Один юнит (1U) КА типа CUBESAT

Стандарт допускает объединение двух или трёх стандартных кубов в составе одного спутника, обозначаются соответственно 2U и 3U и имеют размер 10×10×20 или 10×10×30 см. Распределение по размерам кубсатов показано на рисунке 3.

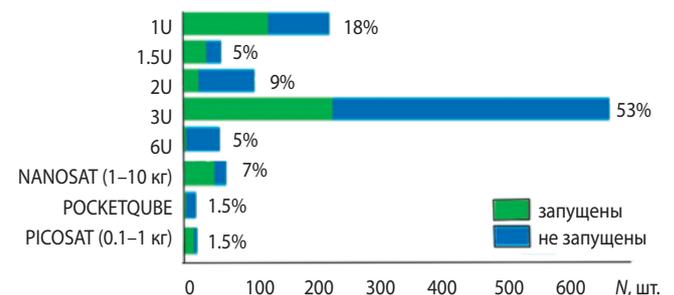


рисунок 3. Распределение по размерам спутников CUBESAT

После того как на японском модуле Кибо Международной космической станции (МКС) в октябре 2012 года был установлен механический пусковой механизм для массового выведения кубсатов с борта станции, зафиксирован взрывной рост интенсивности подобных запусков. В то же время возможности активного маневрирования (в т.ч. и для деорбитинга) у кубсатов либо отсутствуют, либо минимальны, что не позволяет сводить их с орбиты. Возрастание активности в области запусков наноспутников CUBESAT обусловлено ценовой доступностью, позволившей многим университетским центрам принять участие в космических программах. Рост доступности наноспутников приведёт уже настоящее время к обострению проблемы космического мусора.

2. Анализ возможных схем деорбитинга наноспутников CUBESAT

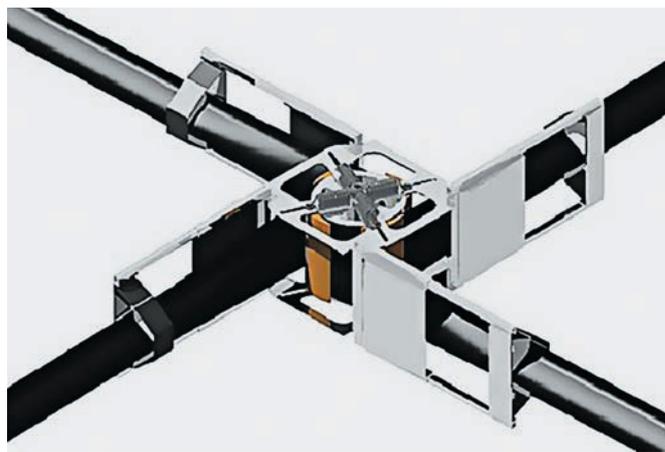
Из всех вариантов увода с орбиты отработавших наноспутников наиболее часто рассматривается технология аэродинамического торможения, которое создаётся с помощью разворачиваемых устройств в космосе необходимого сечения.

Технология предполагает дополнительную установку на космический аппарат автономной системы, состоящей из одного отсека, содержащего приборный блок и блок с раскрывающимися тонкоплёночными элементами в виде солнечного паруса или надувного устройства. Приборный блок обеспечивает раскрытие тонкоплёночных элементов, контроль параметров КА. Рассмотрим примеры таких тормозных систем.

Солнечный парус – конструкция, состоящая, как правило, из нескольких больших по площади «лепестков» тонкой, хорошо отражающей металлизированной полимерной плёнки. Обычно парус служит для увеличения силы давления солнечного излучения, однако для низких орбит может использоваться и как атмосферный – ориентированный по набегающему потоку, он усиливает лобовое сопротивление nano КА – CUBESAT при движении в атмосфере. Этот способ деорбитинга подходит лишь для спутников на низких орбитах высотой менее 1000 км. Большинство кубсатов запускаются как раз в этой области, где плотность атмосферы ещё остаётся существенной. На орбитах высотой до 600–650 км ориентация паруса по потоку достигается пассивно, за счёт одного аэродинамического момента, что особенно привлекательно для практики.

Задача развёртывания атмосферного паруса с целью увода низкоорбитального КА получила активное развитие в последнее десятилетие (Трофимов С.П., 2015; Баранов В.Н. и др., 2001). Для отработки этой технологии осуществлён тестовый запуск аппарата «NANOSAIL-D2» (рисунок 4), разработанного в NASA и выведенного на орбиту в самом конце 2010 года. Аппарат представлял собой предназначенную для наземных испытаний копию основного КА «NANOSAIL-D», потерянного при запуске в 2008 году (Johnson L. et al., 2011). Кубсат, состоящий из трёх юнитов (3U-КУБСАТ), был отделён от другого малого аппарата «FASTSAT» в 2011 году.

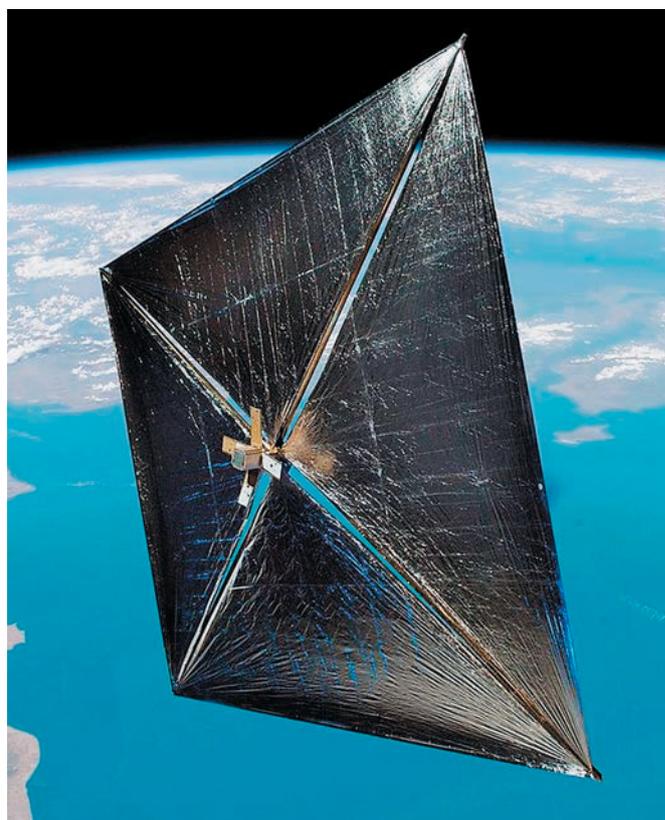
Основная цель миссии «NANOSAIL-D2» заключалась в отработке самого механизма развёртывания паруса из металлизированной полимерной плёнки толщиной $5\div 12$ мкм (использование же паруса в качестве атмосферного для увода КА с орбиты было второстепенной задачей). Парус составляли четыре лепестка, вместе образующих квадрат площадью около 10 м^2 . Согласно предварительным оценкам,



а



б



в

а – механизм разворачивания солнечного паруса;
б – раскрытие солнечного паруса;
в – общий вид наноспутника с солнечным парусом.

рисунок 4. Аппарат «NANOSAIL-D2»

предполагалось, что за счёт атмосферного торможения КА снизится с начальной околокруговой орбиты высотой 650 км и сгорит в атмосфере за 70–120 дней. Однако, так как угловое движение паруса было неуправляемым, спутник начал хаотически вращаться. Эффективная площадь оказалась гораздо меньше номинальной, и увод КА с орбиты занял 240 дней. Разница в ожидаемом и полученном времени жизни в два–три раза показывает, что использование плоской структуры солнечного паруса при неуправляемом полёте для аэродинамического торможения нецелесообразно.

Надо отметить, что сложный механизм раскрытия солнечного паруса, содержащий приводы, редукторы, электронику и т.д., делает его дорогим.

Среди предлагаемых конфигураций атмосферного тормозного устройства, помимо четырёхлепесткового плоского квадратного паруса, выделим ещё две: надувной баллон и пирамиду. Преимуществом баллона является безразличие по отношению к ориентации аппарата.

Концепция Gossamer Orbit Lowering Device, или GOLD System (рисунок 5) использует тонкий воздушный шар, который будет увеличивать аэродинамическое сопротивление КА в несколько сотен раз, тем самым приводя его к резкому торможению в атмосфере Земли (<http://facepla.net/index.php/the-news/45-tech/577-a-giant-gold-balloon>). Эти устройства просты по конструкции, легко изготавливаемы, а занимаемые ими объёмы в транспортных средствах и размеры в развёрнутом рабочем положении могут различаться в десятки раз. Однако такие конструкции требуют создания системы газонаполнения и развёртывания соответственно и кроме того, имеют ограниченный срок службы из-за газовых утечек.



а – общий вид КА;
б – надувной баллон.

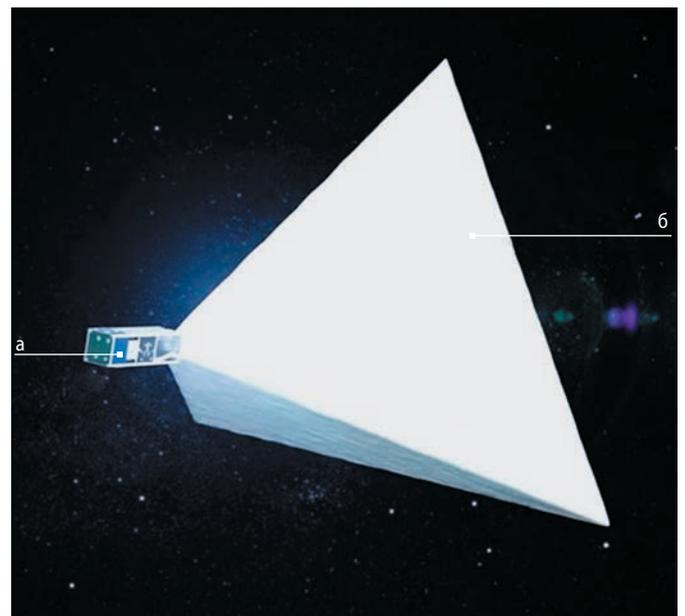
рисунок 5. Технология Gossamer Orbit Lowering Device

Оболочка изготавливается из полиэтилентерефталатной (ПЭТФ) плёнки с наружной металлизацией алюминием. Эта плёнка уже применялась для конструкций космического назначения и показала высокую работоспособность (*Иванков А.А. и др., 2009*). Наружная металлизация плёнки обеспечивает защиту оболочки от разрушения. Толщина ПЭТФ – $5\div 12$ мкм, удельная плотность – 9 г/м².

Подобная концепция требует системы газонаполнения, которая имеет значительную массу, что для наноспутников CUBESAT может оказаться неприемлемым.

Пирамидальная конструкция солнечного паруса из металлизированной полимерной плёнки толщиной $5\div 12$ мкм позволяет обеспечить пассивную аэродинамическую ориентацию спутника по набегающему потоку, но при этом подобная структура имеет ещё более сложную систему раскрытия и соответственно большую массу, чем плоский квадратный парус. Пример – проект «МАЯК» Московского политехнического университета (рисунок 6), малый космический аппарат формата CUBESAT 3U, предусматривающий развёртывание на орбите тетраэдра из светоотражающей металлизированной полимерной плёнки (<http://cosmomayak.ru/news/article/kosmicheskij-sputnik-majak-nabiraet-vysotu>). Однако данная система имеет сложную механическую конструкцию раскрытия штанг пирамиды.

Рассмотренные проекты «NANOSAIL-D», «GOLD», «МАЯК», по оснащению нано КА типа CUBESAT аэродинамическим тормозным устройством, обладают большой массой, сложны и дорогостоящие.



а – общий вид наноспутника «Маяк»;
б – пирамидальный солнечный парус.

рисунок 6. Проект «МАЯК» Московского политехнического университета

3. Предложение по созданию новых устройств для деорбитинга наноспутников CUBESAT

Мы предлагаем создать в одном блоке (юните) стандарта CUBESAT автономное устройство для атмосферного торможения КА CUBESAT с простой, надёжной системой раскрытия аэротормозного элемента, после того как спутник закончил свою эксплуатацию или по команде с Земли при нештатной ситуации. Таким аэродинамическим устройством торможения можно будет оснастить любую комбинацию юнитов наноспутников CUBESAT (рисунок 7).

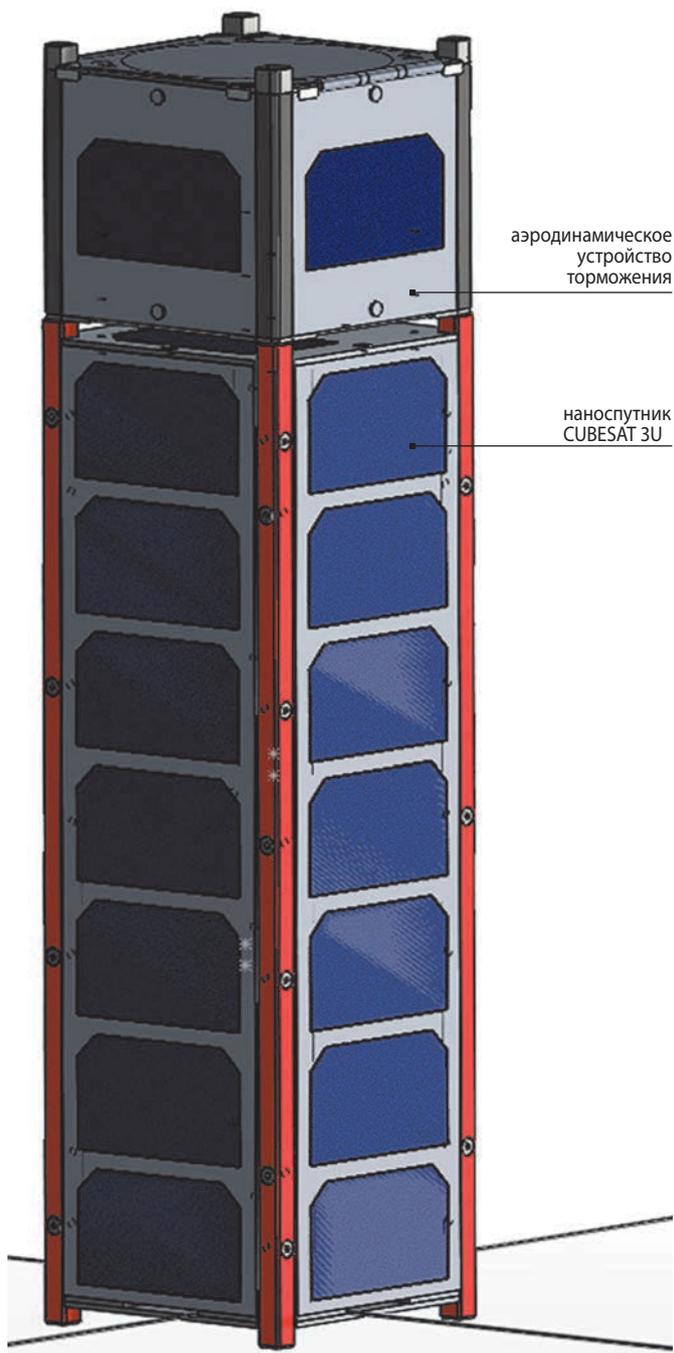


рисунок 7. Схема использования секции тормозного устройства в составе CUBESAT

При использовании такого пассивного средства торможения время спуска наноспутника с орбиты массой $3 \div 5$ кг составит порядка 10 дней вместо двух лет естественного схода с орбиты.

Основные задачи при разработке аэродинамического тормозного устройства:

- использование секции 1U стандарта CUBESAT Design Specifications Rev 13 (<http://www.cubesat.org/suppliers/>);
- использование электронного устройства с одной командой на исполнительный механизм;
- запуск раскрытия устройства аэродинамического устройства должен происходить по команде со счётчика времени или по команде с Земли;
- возможность поставки изделия без пиротехнических средств.

Реализацию такого устройства мы видим в двух исполнениях:

1. Раскрытие баллона под действием остаточного давления газа.
2. Развёртывание композитной пружины для создания паруса в виде конуса.

3.1. Аэротормозное устройство в виде баллона

Бортовые системы тормозного устройства и баллон из металлизированной полимерной плёнки толщиной $5 \div 12$ мкм, сложенный в герметичную капсулу, не превысит одного литра объёма. Единственная команда, поступающая со счётчика времени, или команда с Земли на электромагнитный замок раскрывает крышки герметичного контейнера, где в сложенном виде находится баллон, герметично соединённый с капсулой, который под действием остаточного газа будет раскрываться. Предполагается использовать технологию изготовления таких баллонов, создаваемых в ОАО «ДКБА». После полного раскрытия начинается торможение и понижение высоты орбиты. Время спуска без значительной потери формы шара составляет 5–10 суток, что, по оценкам, достаточно для доставки спутника к плотным слоям атмосферы.

Вид устройства в рабочем состоянии и его компоновка представлены на рисунке 8.

Технические характеристики устройства приведены в таблице 1.

таблица 1 – Технические характеристики устройства в виде баллона

диаметр шара	2 м
толщина стенки шара	12 мкм
масса шара	0.4 кг
масса аппаратуры	0.25 кг
масса конструкции	0.3 кг
общая масса	0.95 кг

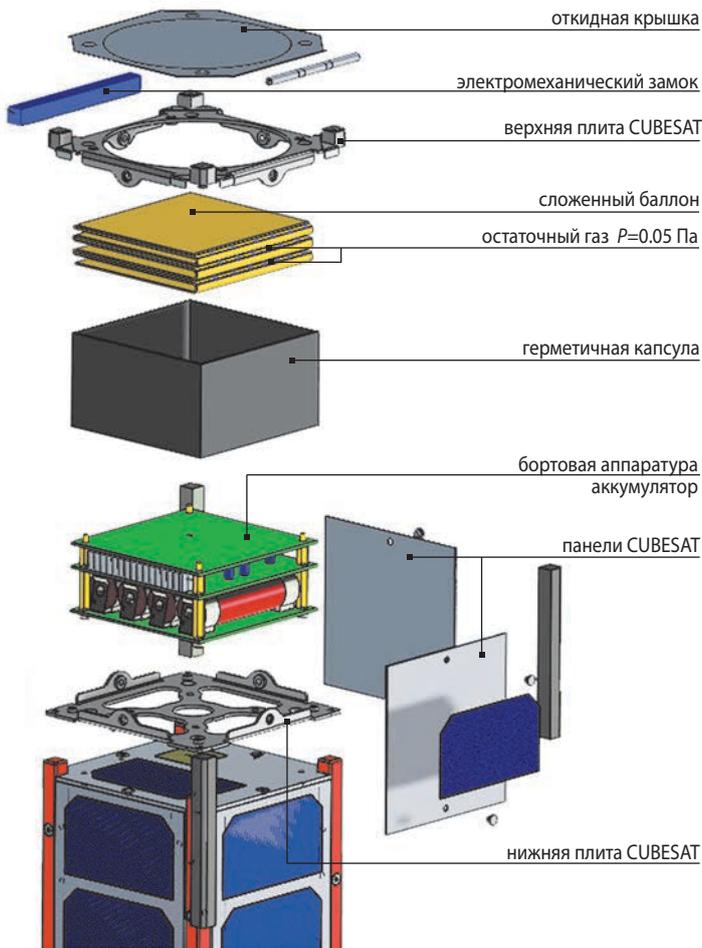


рисунок 8. Аэротормозное устройство в виде шара

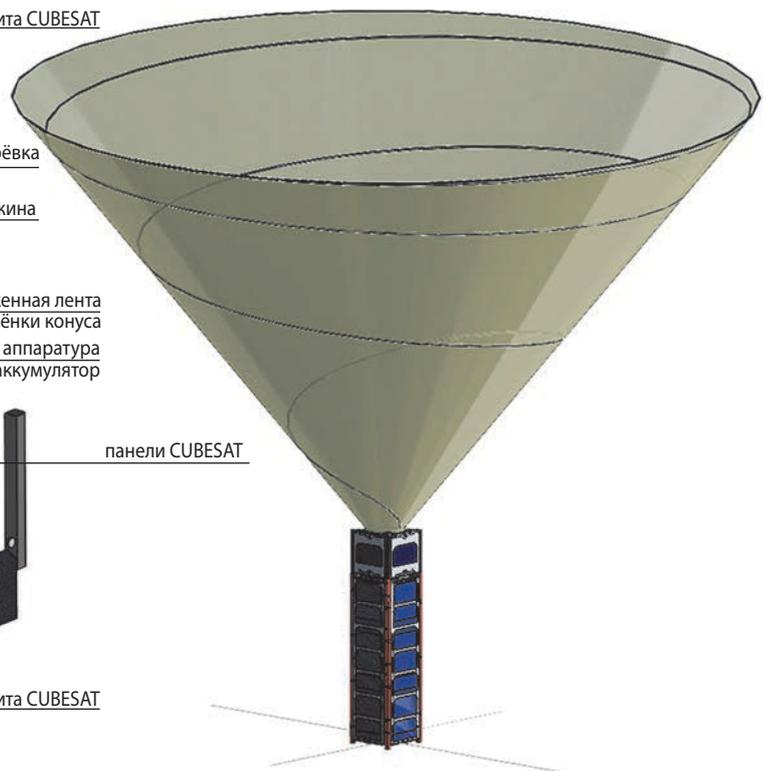
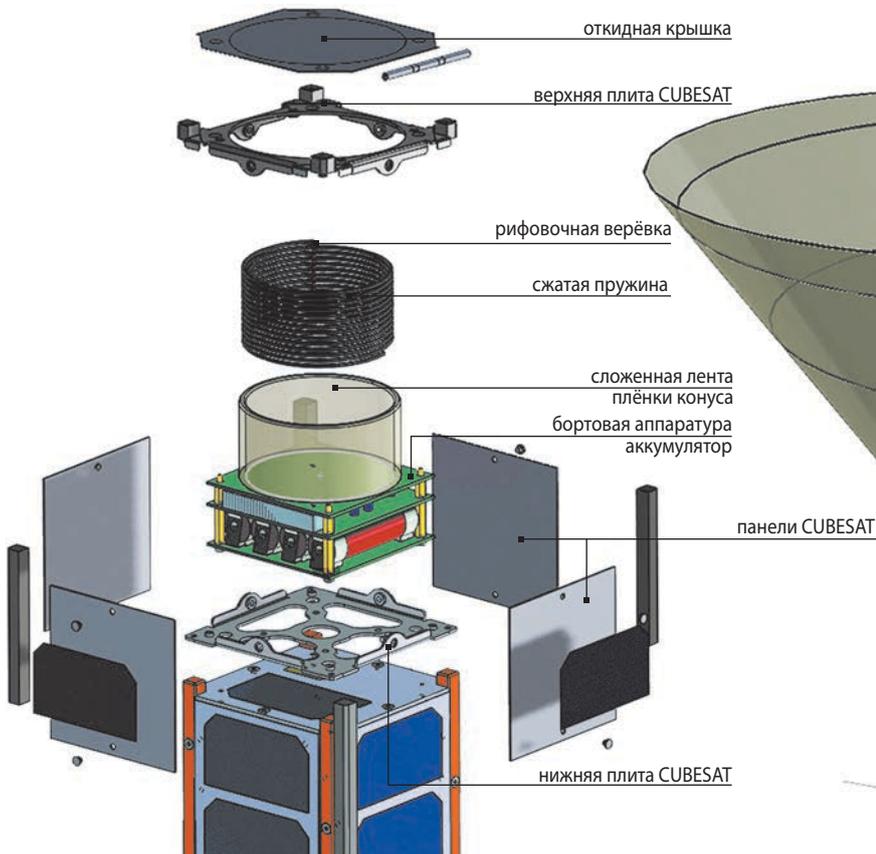


рисунок 9. Аэротормозное устройство в виде конуса

3.2. Аэротормозное устройство в виде конуса

Второй вариант устройства в рабочем состоянии и его компоновка представлены на рисунке 9.

Конструкция и бортовые устройства аналогичны первому варианту, разница лишь в аэротормозном элементе, представляющем собой композитную пружину, скрученную в катушку, со сложенной и присоединённой к ней лентой из металлизированной полиимидной плёнки. В сложенном виде конструкция зарифована, для раскрытия рифовочная верёвка пережигается. Конструкция тормозного конуса будет разворачиваться посекционно. При встречном открытии форма конуса позволит встать (переориентироваться) во флюгерное положение и продолжить торможение. После полного раскрытия начнётся торможение и постепенное уменьшение высоты орбиты.

Технические характеристики второго варианта устройства приводятся в таблице 2.

таблица 2 – Технические характеристики устройства в виде конуса

высота конуса	5 м
угол конуса	45°
толщина ленты	12 мкм
масса конуса	0.45 кг
масса аппаратуры	0.25 кг
масса конструкции	0.3 кг
общая масса	1 кг

заключение

Для предотвращения загрязнения околоземного космического пространства отработанными наноспутниками необходимо оснащать каждый CUBESAT секцией с носителем аэротормозного устройства. С учётом количества запусков наноспутников можно ожидать потребность в аэротормозном устройстве минимально 10–300 единиц в год. По оценкам, стоимость оснащения CUBESAT системой аэродинамического торможения не превысит стоимость 3÷5 тыс. долл. С учётом опыта, накопленного при изготовлении надувных устройств (*Пичхадзе К.М. и др.*, 2015; *Алифанов О.М. и др.*, 2017) в НПО имени С.А. Лавочкина и МАИ, срок разработки устройства составит 1÷2 года.

список литературы

Алифанов О.М., Медведский А.Л., Терентьев В.В., Лысков Д.В. Опыт проектирования спускаемого ап-

парата-демонстратора внедрения аэроупругих развёртываемых элементов конструкции в космическую технику // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 2. С. 127-133.

Баранов В.Н., Занин К.А., Малышев В.В. Управление аэродинамическим торможением низкоорбитальных космических аппаратов // Известия РАН. Теория и системы управления. 2001. № 6. С. 152-159.

Иванков А.А., Пичхадзе К.М., Финченко В.С. Аэротермодинамика спускаемого контейнера надувной конструкции для доставки грузов с Международной космической станции // Тепловые процессы в технике. 2009. Т. 1, № 5. С. 204-207.

Изделия космической техники: ГОСТ Р 52925-2008. Общие требования к космическим средствам по ограничению техногенного засорения околоземного космического пространства. М.: Стандартинформ, 2008. 8 с.

Каширин А.В., Глебанова И.И. Анализ современного состояния рынка наноспутников как прорывной инновации и возможностей его развития в России // Молодой ученый. 2016. № 7. С. 855-867.

Пичхадзе К.М., Финченко В.С., Алексашкин С.Н., Острешко Б.А. Трансформируемые аппараты, спускаемые в атмосферах планет // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 2. С. 4-13.

Трофимов С.П. Увод малых космических аппаратов с низких околоземных орбит: дис. ...канд. физ.-мат. наук: 01.02.01. М., 2015. 125 с. URL: <http://library.keldysh.ru/diss.asp?id=2015-trofimov> (дата обращения: 02.04.2017).

<http://cosmotayak.ru/news/article/kosmicheskij-sputnik-majak-nabiraet-vysotu> (дата обращения: 30.01.2017).

<http://facepla.net/index.php/the-news/45-tech/577-a-giant-gold-balloon> (дата обращения: 31.01.2017).

<http://www.cubesat.org/suppliers/> (дата обращения: 25.01.2017).

Johnson L. et al. NanoSail-D: A solar sail demonstration mission // Acta Astronaut. 2011. Vol. 68, № 5-6. P. 571-575.

Process for Limiting Orbital Debris: NASA Technical Standard Revision A with Change 1. Washington, DC: National Aeronautics and Space Administration, 2011. 74 p.

Requirements on Space Debris Mitigation for Agency// ProjectsESA/ADMIN/IPOL. 2008. № 2. 3 p.

Статья поступила в редакцию 03.04.2017 г.

АСПЕКТЫ ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА ОДНОКОМПОНЕНТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПРИ ОГНЕВЫХ ИСПЫТАНИЯХ В ГАЗОДИНАМИЧЕСКОЙ ТЕРМОБАРОКАМЕРЕ



Р.И. Гуров¹,
аспирант,
gurov@laspace.ru;
R.I. Gurov

В статье рассмотрена конструкция двигательной установки малого космического аппарата «РЕЗОНАНС-МКА», проанализированы условия проведения огневых стендовых испытаний, проведена оценка теплового состояния двигательной установки при проведении сеансов огневых испытаний. Представлены результаты измерений параметров двигательной установки и проведено сравнение условий при огневых стендовых и тепловакуумных испытаниях.

Ключевые слова: малый космический аппарат; двигательная установка; жидкостной ракетный двигатель малой тяги; огневые испытания; тепловой режим.

ВВЕДЕНИЕ

Актуальность малых космических аппаратов (МКА) растёт с каждым днём, что связано с миниатюризацией электронно-компонентной базы. В настоящее время МКА решают различные научные и прикладные задачи, используются в качестве автоматических межпланетных станций – малая масса позволяет вывести их на высокоэнергетические орбиты

¹ АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

THE ASPECTS OF THERMAL CONDITIONS OF MONOPROPELLANT PROPULSION SYSTEM OF SMALL SPACECRAFT AT FIRE TESTS IN GAS-DYNAMIC THERMAL VACUUM CHAMBER



И.В. Платов¹,
кандидат технических наук,
aia@laspace.ru;
I.V. Platov

The article describes the design of the propulsion system for small spacecraft «RESONANCE-MKA». The conditions of firing bench tests are analyzed and the thermal state of the propulsion system during the fire test sessions is assessed. The measurements results of the propulsion system's parameters are shown and the comparison of fire bench tests and thermal vacuum tests conditions are performed.

Keywords: small spacecraft; propulsion system; rocket liquid low-thrust engine; fire tests; thermal conditions.

и использовать двигатели малой тяги в качестве маршевых (Ходненко В.П., Хромов А.В., 2009).

Постоянно растущая стоимость космических проектов, уникальность устанавливаемого на космические аппараты оборудования, особенности функционирования в условиях космического пространства предъявляют повышенные требования к надёжно-

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

сти изделий космической техники и их компонентов. Двигательная установка (ДУ) является одной из важнейших служебных систем МКА, её безотказная работа определяет возможность успешного выполнения поставленных перед изделием задач.

Одним из мероприятий по обеспечению высокого уровня надёжности является применение наиболее эффективных норм и методов при наземной отработке изделий и их компонентов. Поэтому при наземной отработке ДУ необходимо смоделировать наибольшее количество условий, которые возникают при штатной эксплуатации космического аппарата (КА). На данный момент основным этапом проверки и подтверждения работоспособности в части ДУ КА являются огневые испытания, проводимые в условиях контролируемой атмосферы (давление и температура, соответствующие нормальным климатическим условиям).

В настоящей статье рассматривается проведение огневых испытаний в условиях регулируемой разреженности и температуры остаточной среды в рабочем объёме стенда (Гуров Р.И., 2015; Селезнёв Е.П. и др., 2015). Предполагается по результатам огневых стендовых испытаний (ОСИ) дополнительно подтверждать выбор параметров средств обеспечения теплового режима (СОТР) ДУ, защищённых тепловакуумными испытаниями.

1. Объект огневых стендовых испытаний

Однокомпонентная ДУ «РЕЗОНАНС-МКА» представляет собой автономный универсальный конструктивный модуль, определяющий тяговые возможности линейки МКА для фундаментальных космических исследований, базирующихся на космической платформе «Карат-200» (Хартов В.В., 2011; Ефанов В.В. и др., 2016).

Конструктивно ДУ представляет собой тепловую сотованель (ТСП) с установленными на неё посредством кронштейнов составляющими: двигательные блоки, топливный бак, шаробаллоны (наддув), блок наддува, заправочные клапаны, пироклапаны, клапан предохранительный, топливный фильтр, датчики давления и температуры, трубопроводы, бортовая кабельная сеть и СОТР.

Топливный бак устанавливается на сотованель через специальное бандажное кольцо таким образом, что верхняя и нижняя полусферы топливного бака оказываются по разные стороны сотованели. На баке крепятся нагреватели и датчики температуры, на поверхность, обращённую в космическое пространство, установлена противометеорная защита.

Четыре двигательных блока с одним двигателем (ДБ1) устанавливаются на бандажном кольце бака

при помощи четырёх одинаковых кронштейнов по осям « $\pm Y$ » и « $\pm Z$ » МКА. Для установки двигательных блоков с тремя двигателями (ДБ3) предусмотрены кронштейны, расположенные на ТСП ДУ по осям « $\pm Y$ » МКА. ДБ1 и ДБ3 производства ОКБ «Факел» (Мурашко В.М. и др., 2015).

С целью поддержания конструкции и агрегатов ДУ в заданных температурных диапазонах предусмотрены следующие СОТР: панельные (встроенные в ТСП) и коллекторные тепловые трубы, управляемые электронагреватели, радиационные теплообменники, экранно-вакуумная теплоизоляция (ЭВТИ), нормированные термооптические покрытия и термические сопротивления. Тепловая сотованель со встроенными тепловыми трубами является несущей конструкцией для ДУ и основным термостатируемым элементом, к которому предъявлены температурные требования по посадочным местам двигательных блоков (здесь и далее имеются в виду посадочные места кронштейнов ДБ на ТСП). Системы терморегулирования каждого ДБ1 и ДБ3 включают управляемые электронагреватели, радиаторы и ЭВТИ.

Общий вид ДУ для ОСИ «РЕЗОНАНС-МКА» приведён на рисунке 1. ДУ ОСИ выполнена с некоторыми допущениями, которые не влияют на подтверждение работоспособности системы, поскольку нормы наземной экспериментальной отработки разрешают незначительные отступления от конструкторской документации лётных образцов. В отличие от ДУ, предназначенной для лётно-конструкторских испытаний и последующего штатного функционирования МКА, на ДУ ОСИ отсутствует электронный блок управления, так как команды выдаются стендом, а также предусмотрены аварийные системы сброса. При этом ДБ3 установлены с разворотом на 180° по «ОУ» таким образом, что один из векторов тяги ДБ3 меняет направление с « $+X$ » на « $-X$ », это необходимо для обеспечения своевременного удаления продуктов разложения топлива из объёма стенда посредством эжектирования через газодинамические тракты.

2. Огневые стендовые испытания ДУ «РЕЗОНАНС-МКА»

Целью огневых испытаний изделия является подтверждение работоспособности ДУ МКА в эксплуатационных режимах по давлениям и температурам рабочих тел, в соответствии с циклограммой основных этапов штатного функционирования ДУ в составе «РЕЗОНАНС-МКА».

В части подтверждения работоспособности ДУ как функциональной системы задачами ОСИ являются:

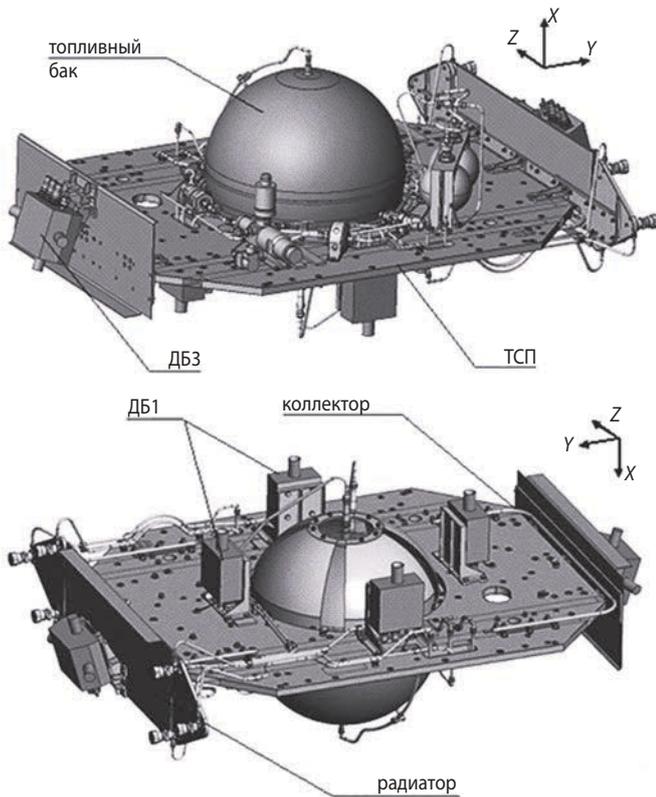


рисунок 1. Трёхмерная модель ДУ ОСИ (оси соответствуют строительным осям МКА)

I. Защита конструктивно-компоновочного исполнения ДУ по основным критериям:

1. Оценка соответствия параметров ДУ техническим требованиям (давления наддува топливных баков и компонентов топлива на входе в ДБ, функционирование агрегатов автоматики, двигателей – требованиям циклограммы работы ДУ и контрольных включений);

2. Оценка достаточности массы газа наддува для обеспечения работоспособности двигателей;

3. Определение массы невырабатываемых остатков топлива в топливном баке и в топливных магистралях после завершения работ по циклограмме ОСИ ДУ.

II. Подтверждение концепции СОТР по критериям:

1. Соответствие измеряемых температурных параметров допустимым диапазонам;

2. Соответствие тепловых потоков от ДБ к ДУ, заданным в технических требованиях;

3. Корреляция температурного поля конструкции ДУ с расчётными данными, а также с результатами тепловакуумных испытаний.

2.1. Условия проведения испытаний

Для ДУ малого космического аппарата «РЕЗОНАНС-МКА» ОСИ были проведены в газодинамической термобарокамере (ТБК) на стенде 1Б ИС-101 ФКП «НИЦ РКП» (Галеев А.Г., 2010), при

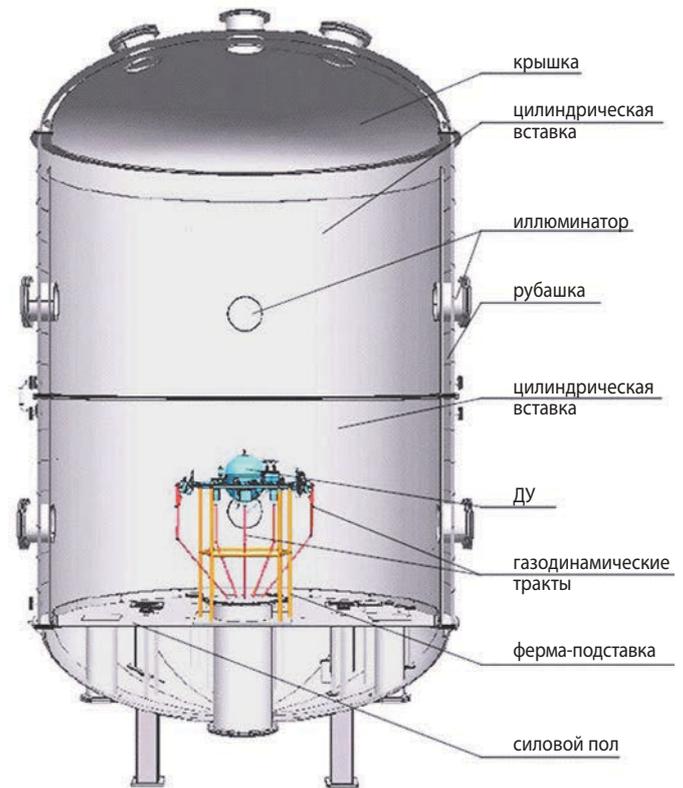


рисунок 2. Схема расположения ДУ ОСИ в термобарокамере стенда 1Б ИС-101

которых давление азотной среды в рабочем объёме поддерживалось в диапазоне от 10^{-2} до 60 мм рт. ст. на активных участках циклограммы испытаний. Температура теплоносителя внутри стенок рубашки ТБК поддерживалась в диапазоне от плюс 10 до плюс 25°C , в зависимости от режима испытаний.

Для «холодного» режима температура теплоносителя в стенках термобарокамеры поддерживалась на уровне плюс 10°C , а температура бака с помощью СОТР удерживалась в диапазоне от плюс 5 до плюс 15°C . Для «горячего» режима температура стенок ТБК поддерживалась на уровне плюс 25°C , а температура бака – в диапазоне от плюс 20 до плюс 35°C .

На рисунке 2 схематично представлено размещение объекта испытаний – ДУ «РЕЗОНАНС-МКА» на ферме-подставке со смонтированными газодинамическими трактами на силовом полу в рабочем объёме ТБК (соотношение размеров стенда и объекта натуральное).

В рамках ОСИ отработывались типовые участки функционирования ДУ в составе МКА за весь срок штатной эксплуатации. Типовые участки сгруппированы в сеансы, воспроизводящие различные циклограммы работы ДБ. ОСИ проводились с различными тепловыми условиями внутри ТБК: «холодный» и «горячий» режимы, для каждого из режимов были проведены шесть идентичных сеансов огневой работы ДУ.

АСПЕКТЫ ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА ОДНОКОМПОНЕНТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПРИ ОГНЕВЫХ ИСПЫТАНИЯХ В ГАЗОДИНАМИЧЕСКОЙ ТЕРМОБАРОКАМЕРЕ

Основным различием в проведении сеансов ОСИ являлась продолжительность огневой работы двигателя в заданном режиме скажности, то есть длительность циклов включений и пауз. В зависимости от предназначения типового участка циклограммы активные участки нескольких двигателей могут совпадать, что в основном справедливо для ДБ1 из-за сонаправленности векторов тяги. По программе испытаний функционирование двигателей ДБ1 имеет большее разнообразие в скажностях работы, чем ДБ3. В таблице 1 приведено краткое описание функционирования двигателей ДБ1 во время некоторых типовых участков сеансов ОСИ.

таблица 1 – Скажность включений двигателей ДБ1

типовой участок	скажность включений
	отношение времени работы двигателя к времени пауз
сеанс 1	1
сеанс 2	непрерывный режим
сеанс 3	1/3
сеанс 4	9/1
сеанс 5	непрерывный режим
сеанс 6	9/1

Помимо активных участков циклограммы, процесс ОСИ включал также межсеансовые периоды, в основном вызванные двумя факторами:

- ОСИ проводились с перерывом на ночь (в соответствии с программой испытаний);
- ввиду привязанности к метеорологическим условиям испытательного стенда 1Б ИС-101 (ограничение на работу с токсичными веществами в зависимости от направления ветра).

Заданный тепловой режим объекта испытаний ДУ поддерживался с помощью двух различных систем терморегулирования:

- стендовой, создававшей внешние тепловые условия для объекта испытаний;
- собственной, представленной штатными СОТР ДУ.

Стендовая система в возможной степени приближала условия проведения испытаний к условиям штатной эксплуатации (см. таблицу 2). СОТР, предварительно подтвердившие свою работоспособность при ТВИ, обеспечивали поддержание конструкции ДУ в допустимых температурных диапазонах. За подготовку двигателей к работе отвечают собственные системы терморегулирования ДБ1 и ДБ3.

На этапе заправки компонентом топлива бака ДУ, на протяжении всех сеансов испытаний, а также во время межсеансовых периодов проводился дополнительный контроль температурных параметров ДУ. Для наблюдения теплового режима объекта испытаний в стенде использовались датчики температуры: стендовые

таблица 2 – Анализ соответствия условий функционирования ДУ

сравнительный параметр	штатная эксплуатация	ОСИ в ТБК	ТВИ
температура среды, °С	минус 269	плюс 20_{-10}^{+5} (-)	минус 170_{-10}^{+26} (±)
давление среды, мм рт. ст.	10^{-13}	от 0.01 до 60 (-)	10^{-5} (±)
неограниченный объём окружающей среды	присутствует	-	±
внешние тепловые потоки	солнечные и инфракрасные	-	инфракрасные в пересчёте на суммарную нагрузку (±)
огневая работа двигателей	присутствует	+	±
расход компонента топлива и управляющего газа	присутствует	+	-
система терморегулирования	присутствует	+	+
тепловая нагрузка от приборов	присутствует	-	+
смежные конструктивные элементы КА	присутствует	-	+
«-» – недостаточное приближение к условиям штатной эксплуатации; «±» – приближение к условиям штатной эксплуатации; «+» – достаточное приближение к условиям штатной эксплуатации.			

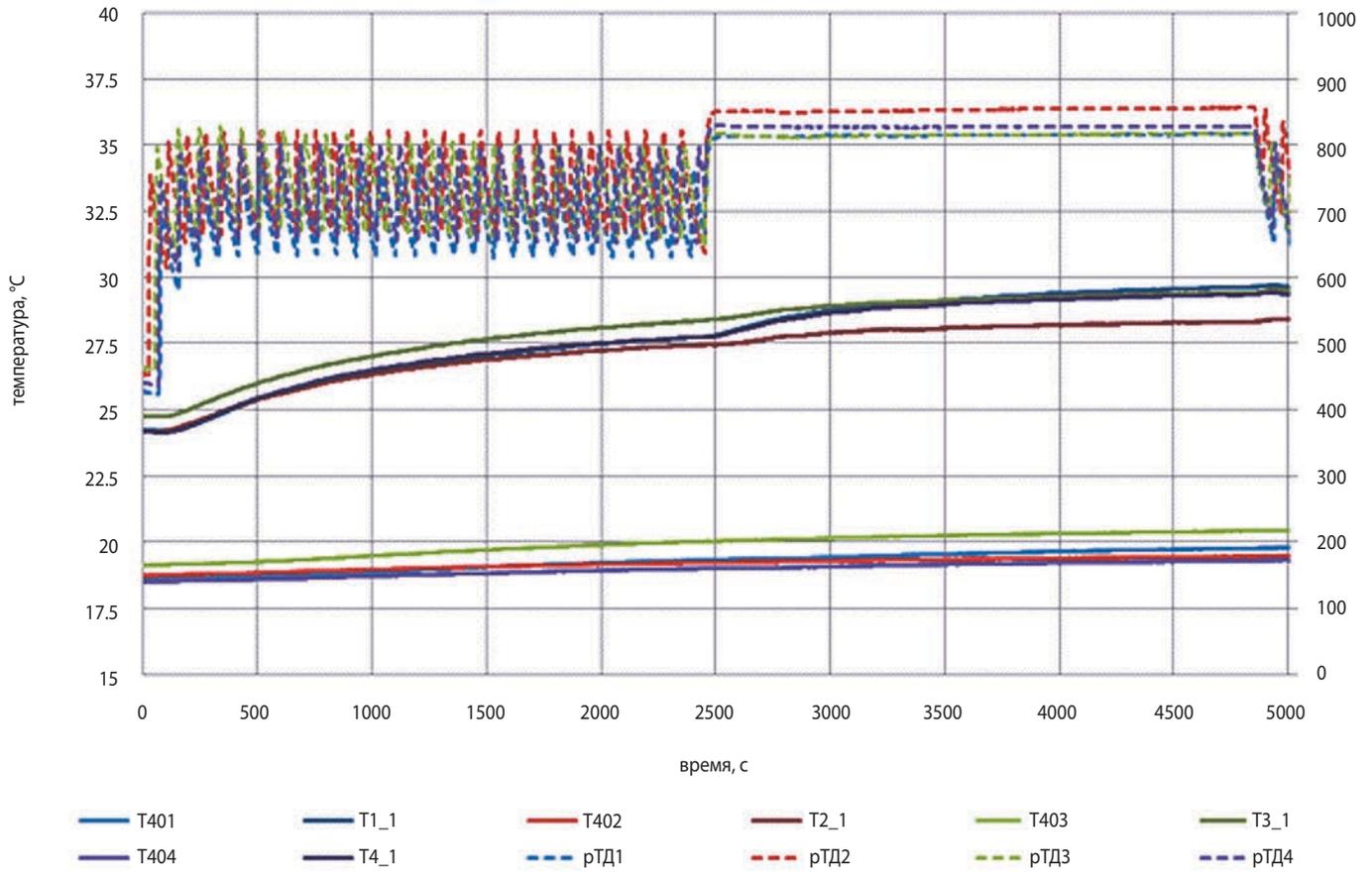


рисунок 3. Результаты измерений при типовых участках 1 и 2 холодного режима

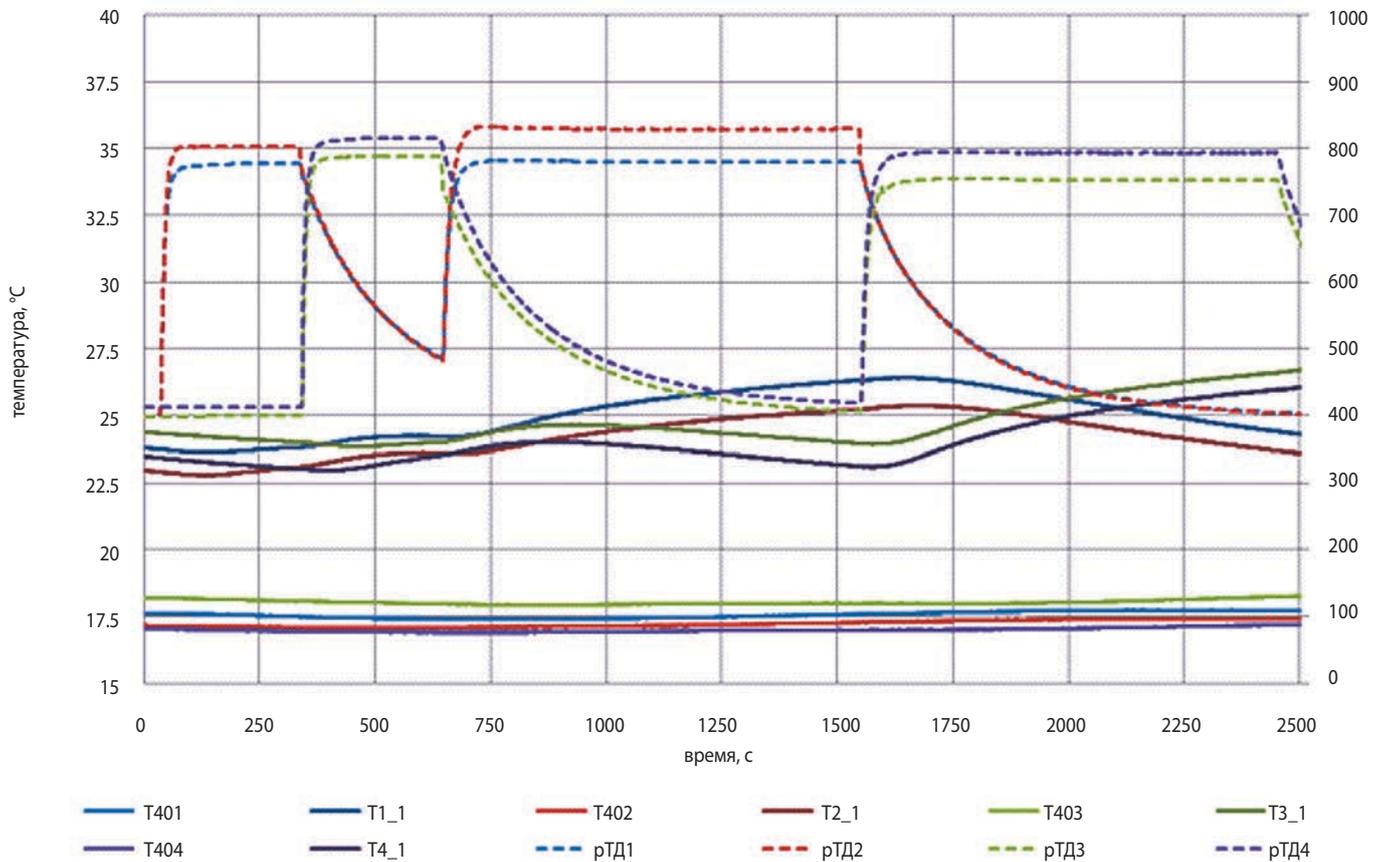


рисунок 4. Результаты измерений при типовых участках 3 и 4 холодного режима

АСПЕКТЫ ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА ОДНОКОМПОНЕНТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПРИ ОГНЕВЫХ ИСПЫТАНИЯХ В ГАЗОДИНАМИЧЕСКОЙ ТЕРМОБАРОКАМЕРЕ

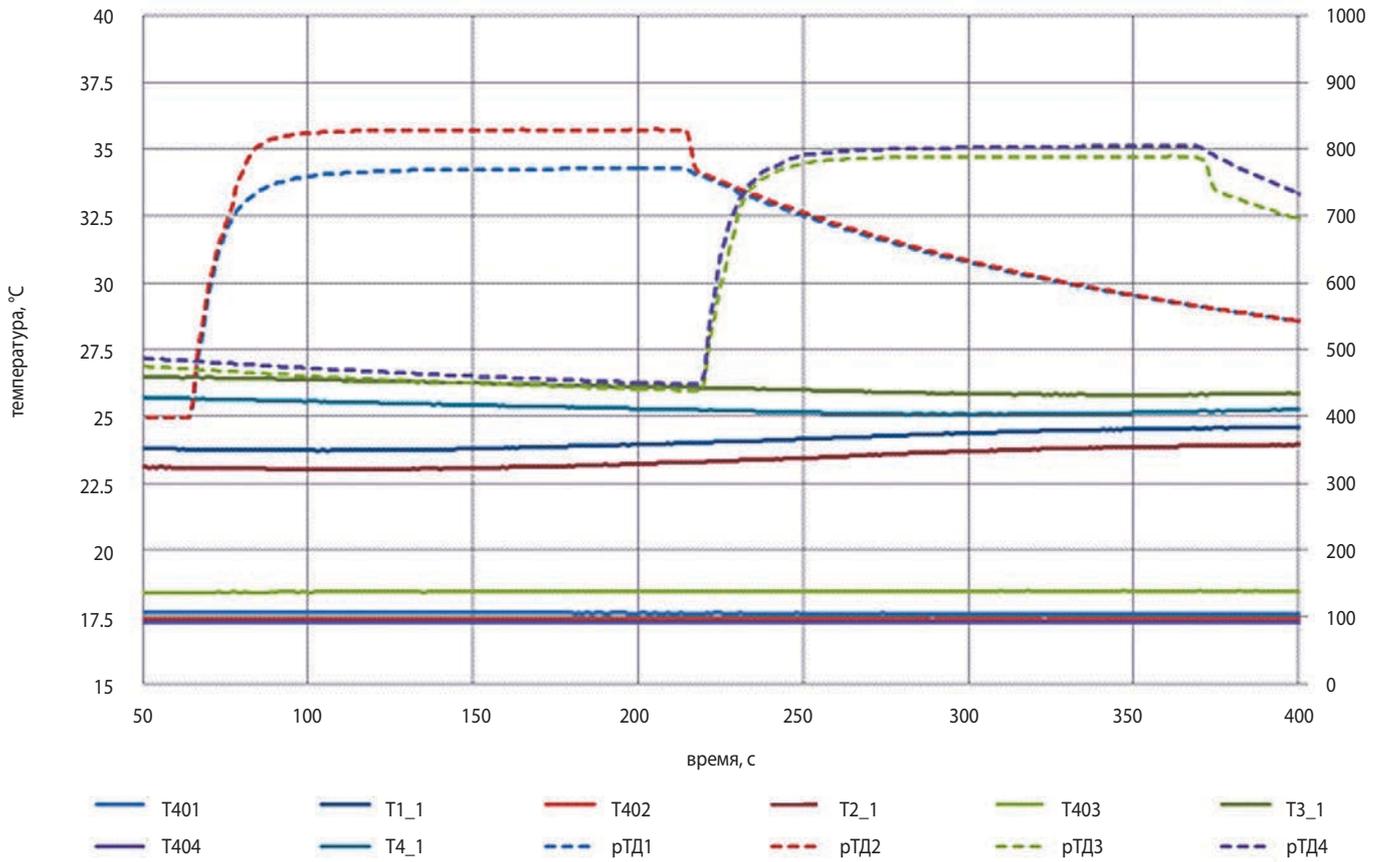


рисунок 5. Результаты измерений при типовом участке 5 холодного режима

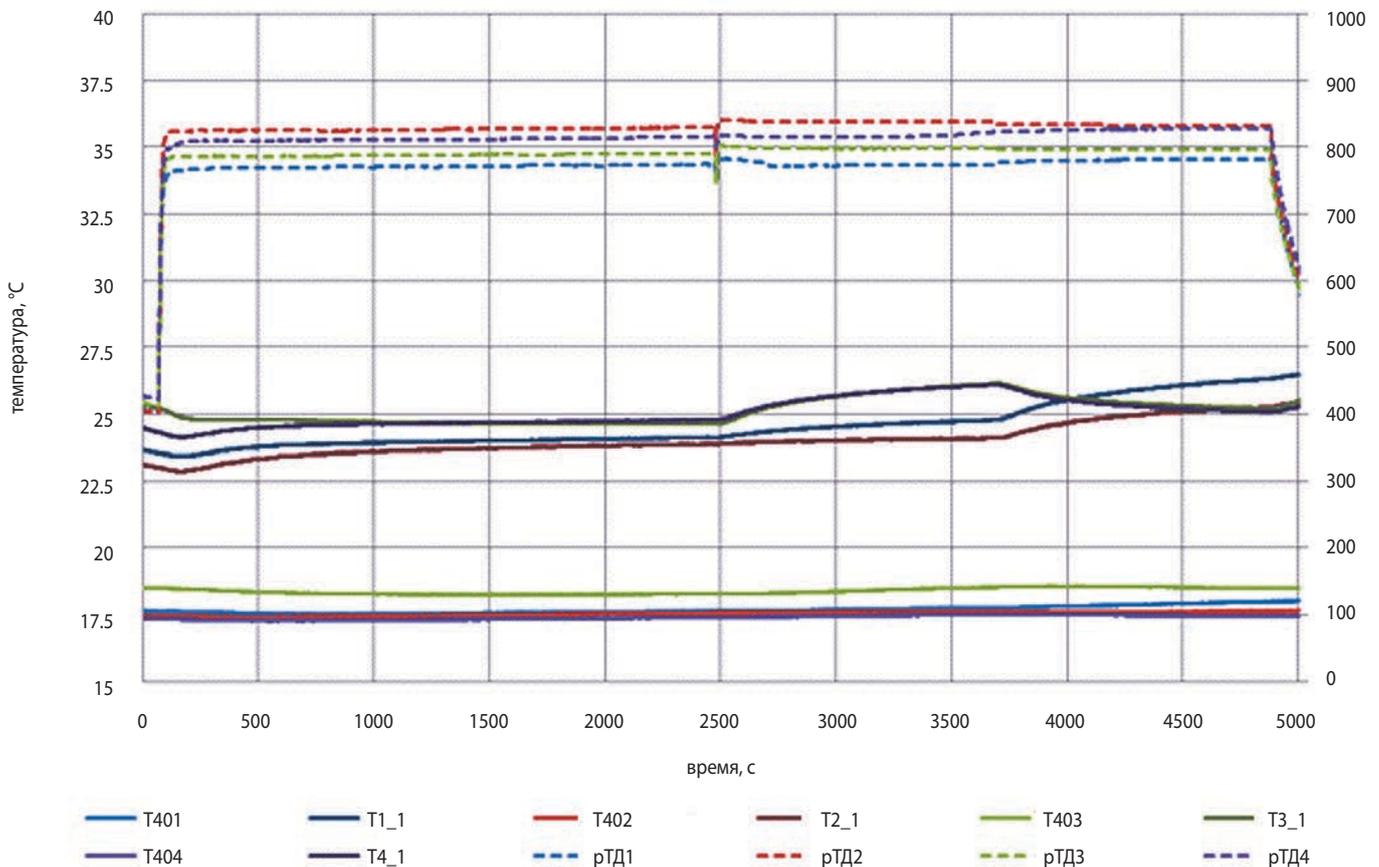


рисунок 6. Результаты измерений при типовых участках 6 и 7 холодного режима

(6 контрольных), технологические (3 контрольных) и штатные (21 управляющий и 30 контрольных). Регистрация температурных измерений проводилась с частотой 1 Гц. Показания контрольных термодатчиков использовались для оперативного анализа, управляющих – для выдачи автоматических команд включения и отключения электронагревателей бака, ТСП и ДБ.

2.2. Анализ условий функционирования ДУ

В таблице 2 приведён сравнительный анализ условий функционирования ДУ при штатной эксплуатации с условиями, моделируемыми при проведении ОСИ и тепловакуумных испытаниях (ТВИ) для ДУ «РЕЗОНАНС-МКА». Следует отметить, что ТВИ проводились в вакуумной установке ВК-27 (АО «НПО Лавочкина»).

Как видно из таблицы 2, единственное преимущество ОСИ перед ТВИ в части воспроизведения штатного теплового режима – это огневая работа двигателей и соответствующий расход компонента топлива, но данные условия и есть главные отличительные особенности ДУ как системы КА. Воспроизведение должным образом настоящих условий представляется возможным лишь при проведении огневых испытаний (как в атмосфере, так и в термобарокамере). Для компенсации недостаточного имитирования внешних тепловых условий искусственно реализованы «холодный» и «горячий» режимы, при которых не только контролировалась температура в объёме испытательного стенда, но и термостатировался бак ДУ как самый теплоёмкий элемент. Наиболее от-

ветственной частью подготовки стенда для ОСИ является организация эвакуации продуктов разложения компонента топлива из вакуумируемого объёма термобарокамеры.

3. Результаты ОСИ ДУ

В силу конструктивного исполнения ДБЗ (три двигателя в блоке) влияние работы его двигателей на температуру посадочного места сложнее оценивать. В соответствии с этим ниже рассматриваются преимущественно ДБ1. На рисунках 3–6 приведены изменения температур при функционировании ДУ ОСИ, описанном в таблице 1, в «холодном» режиме, так как на нём очевиднее тепловое воздействие огневой работы на посадочное место ДБ: для ДБ1 (Т401 – посадочное место, Т1_1 – управление нагревом, рТД1 – реактор (по правой шкале)), ДБ1-2 (Т402, Т2_1, рТД2), ДБ1-3 (Т403, Т3_1, рТД3), ДБ1-4 (Т404, Т4_1, рТД4).

Из графиков видно, что на типовых участках 2–7 достигаются сопоставимые стационарные температуры на реакторах двигателей, когда на типовом участке 1 вполне различимы пики с разницей до 180°C. В момент перехода с типового участка 1 на участок 2 (рисунок 3) заметно увеличение теплового потока от реактора двигателя к ДБ, но при этом скорость изменения температуры посадочного места ДБ незначительна. Соответственно при проведении тепловых расчётов для ДУ с подобными режимами работ двигателей допустимо принимать постоянный тепловой поток.

таблица 3 – Допусковый контроль зачётных параметров при работе по циклограмме включения агрегатов ДУ

этап ОСИ	значение параметра					
	давление амидола на входе в двигатель, кгс/см ²		давление наддува бака, кгс/см ²		температура топлива в баке, °С	
	min	max	min	max	min	max
допустимый диапазон	от 8.0 до 10.5		от 8.9 до 10.5		от 5 до 40	
подготовка к работе	8.48	8.83	8.51	8.82	16.46	16.94
«холодный» режим						
сеанс 1	8.17	8.83	8.18	8.76	17.11	18.18
сеанс 2	8.24	8.71	8.31	8.69	14.92	18.24
сеанс 3	8.18	8.36	8.19	8.32	15.95	16.08
сеанс 4	8.30	8.41	8.31	8.48	16.10	16.15
сеанс 5	8.18	8.36	8.19	8.36	16.18	16.47
сеанс 6	8.24	8.41	8.31	8.49	16.45	16.58
«горячий» режим						
сеанс 1	8.64	8.93	8.56	8.99	21.75	27.30
сеанс 2	8.81	9.09	8.80	9.05	24.54	28.67
сеанс 3	8.80	8.87	8.80	8.94	28.05	28.67
сеанс 4	8.81	8.81	8.80	8.80	28.84	28.94
сеанс 5	8.51	8.81	8.55	8.80	28.98	30.12
сеанс 6	8.57	8.86	8.62	8.93	30.29	31.11

АСПЕКТЫ ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА ОДНОКОМПОНЕНТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПРИ ОГНЕВЫХ ИСПЫТАНИЯХ В ГАЗОДИНАМИЧЕСКОЙ ТЕРМОБАРОКАМЕРЕ

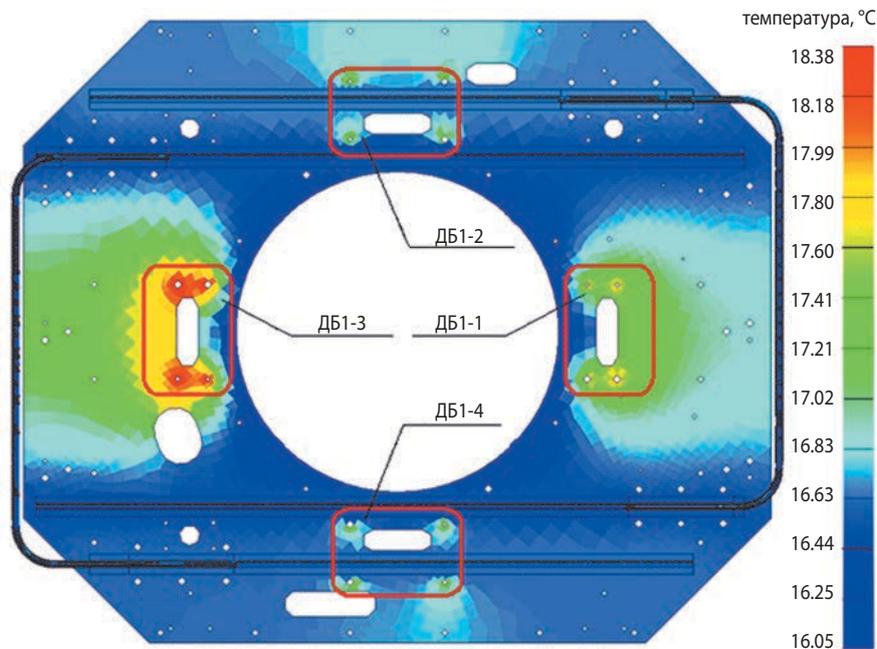


рисунок 7. Поле температур ТСП при «холодном» режиме ОСИ

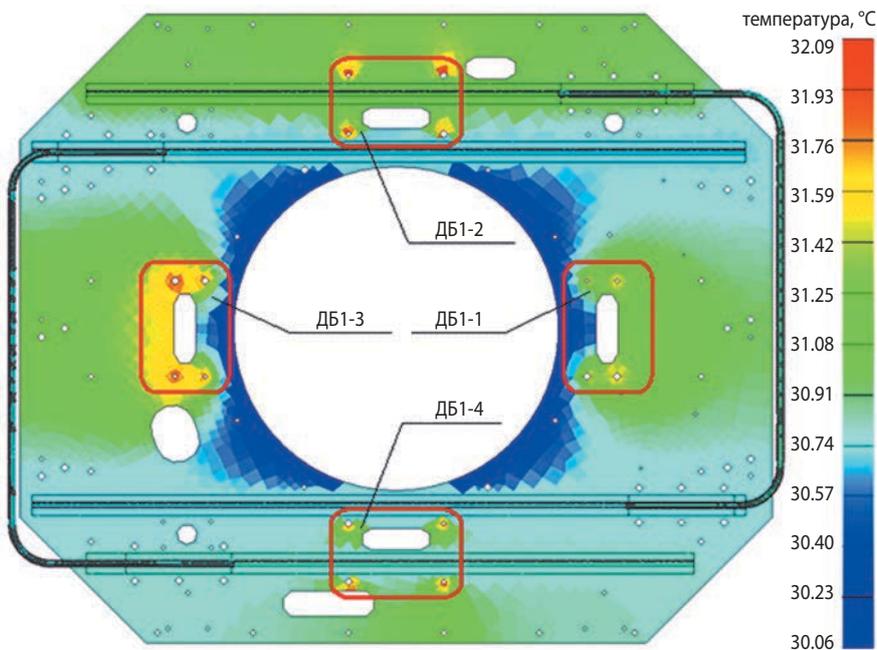


рисунок 8. Поле температур ТСП при «горячем» режиме ОСИ

Основным определяющим элементом для ограничения температурного диапазона ДУ является рабочее тело – амидол, поскольку его охлаждение ниже плюс 5°C приводит к увеличению вязкости и последующему затвердеванию, а перегрев выше плюс 40°C – к увеличению объема содержимого бака и отклонению от расчётных тяговых характеристик двигателей. Самым теплонапряжённым элементом ДУ являются ДБ с максимальной допустимой температурой плюс 55°C , в то время как реакторы двигателей имеют температуру в режиме ожидания от плюс 355 до плюс 550°C , а при огневой работе – до плюс 900°C . Наиболее показательным элементом ДУ в данном случае представ-

ляется лист обшивки ТСП, на который крепятся кронштейны ДБ1.

В процессе реализации сеансов ОСИ фиксировались оценочные параметры, характеризующие работу ДУ. Характер изменения давления амидола на входе в двигательные блоки при запусках и остановках, на непрерывном режиме работы и при импульсной работе двигателей на «холодном» и «горячем» режиме представлен в таблице 3.

Как видно из таблицы 3, оценочные параметры, такие, как давление амидола на входе в двигатели и температура топлива на всех этапах ОСИ на «холодном» и «горячем» режимах, находятся в заданном эксплуатационном диапазоне.

ОСИ ДУ «РЕЗОНАНС-МКА» проведено в полном объёме в соответствии с заданной циклограммой, при этом масса невыработанных остатков амидола в топливном баке после выполнения циклограммы составила 2.72 кг, а конструктивные остатки амидола – не более 0.72 кг.

Полученные при ОСИ показания температурных датчиков использованы при уточнении тепловой модели ДУ в части динамики тепловой нагрузки на посадочные места от ДБ. В пакете программ Siemens NX 9 наиболее теплонапряжённые случаи были перенесены на конечно-элементную сетку, описывающую ДУ «РЕЗОНАНС-МКА». Сетка и приложенные к ней объекты симуляции позволяют визуализировать распределение температур с учётом работы тепловых труб, входящих в состав ТСП. Граничными условиями, наложенными на сетку, являются показания температурных датчиков (посадочные места ДБ1, бак, коллекторный теплопровод). В качестве примера на рисунке 7 («холодный» режим) и рисунке 8 («горячий» режим) представлены поля температур для типового участка 7 (таблица 1) на момент времени 4000 с.

Из рисунков 7 и 8 видно, что благодаря использованию тепловых труб и теплопровода на их базе в составе ДУ, нагрузка от ДБ равномерно распределяется по поверхности обшивки ТСП. Поскольку в процессе ОСИ температура ДБ1 и ДБ3 не опускались ниже температуры их посадочных мест, справедливо считать, что с ДБ постоянно происходил сток тепла за счёт теплоёмкости заправленного бака, а также за счёт общего отрицательного теплового баланса ДУ. Более подробной картины температурного поля при испытаниях можно было добиться с применением дополнительных термодатчиков, но из-за ограничений системы измерений использовались только датчики, устанавливаемые на лётное изделие.

По результатам измерений определена тепловая нагрузка на посадочные места. Максимальные тепловые потоки от ДБ1 в процессе ОСИ зафиксированы при реализации циклограммы типового участка 2 холодного режима и находятся в диапазоне от 5.9 до 6.7 Вт, без учёта контактного сопротивления. Максимальные тепловые потоки от ДБ3 отмечены на типовом участке 4 холодного режима – от 5.7 до 7.3 Вт, без учёта контактного сопротивления. Электронагреватели теплового макета, имитирующие стоки тепла от ДБ на ТСП в «предельно горячем» режиме, выдавали мощность по циклограмме от 4.2 до 9.6 Вт каждый, следственно ТВИ проводились с эквивалентными тепловыми нагрузками от ДБ. Полученные тепловые потоки укладываются в рамки технических требований и коррелируют (с поправкой на граничные условия) с результатами тепловых расчётов ДБ1 (до 8 Вт) и ДБ3 (до 6.2 Вт), проведённых ОКБ «Факел».

ВЫВОДЫ

1. По результатам входного контроля в ФКП «НИЦ РКП» ДУ «МКА-ФКИ (ПН4)» допущена к огневому стендовому испытанию, которые были проведены на стенде 1Б ИС-101 в полном объёме в соответствии с заданной циклограммой.

2. По результатам ОСИ оценочные параметры работы ДУ соответствуют техническим требованиям. Перегрева и переохлаждения компонента топлива в сеансах испытаний и в межсеансовые периоды не происходило благодаря работе СОТР ДУ и ДБ.

3. Проведённый анализ экспериментальных данных свидетельствует о положительной корреляции результатов ОСИ, ТВИ и теоретических расчётов производителя ДБ.

4. Полученные при ОСИ показания температурных датчиков позволили уточнить тепловую модель ДУ.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

Галеев А.Г. Основы устройства испытательных стендов для отработки жидкостных ракетных двигателей и двигательных установок. Пересвет, Московской области: Изд-во ФКП «НИЦ РКП», 2010. 178 с.

Гуров Р.И. Тепловой режим двигательной установки «МКА ФКИ (ПН4)» при огневых стендовых испытаниях в газодинамической термобарокамере // Решетневские чтения: материалы XIX Междунар. науч.-практ. конф., посвящ. 55-летию Сиб. гос. аэрокосмич. ун-та им. акад. М.Ф. Решетнева (10-14 нояб. 2015, г. Красноярск): в 2 ч. / Под общ. ред. Ю.Ю. Логинова. Красноярск: Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т, 2015. Ч. 1. С. 190-192.

Ефанов В.В., Мартынов М.Б., Карчаев Х.Ж. О научном потенциале НПО имени Семёна Алексеевича Лавочкина // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 3. С. 73-76.

Мурашко В.М., Козубский К.Н., Вертаков Н.М., Корякин А.И. О научно-техническом сотрудничестве НПО имени С.А. Лавочкина и ОКБ «Факел». К 50-летию юбилею космической деятельности НПО имени С.А. Лавочкина // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 3. С. 32-36.

Селезнёв Е.П., Смирнов И.Н., Дородников М.А. Разработка и огневые испытания двухкомпонентных и однокомпонентных двигателей малой тяги в КБхиммаш имени А.М. Исаева // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 3. С. 140-143.

Хартов В.В. Новый этап создания автоматических космических аппаратов для фундаментальных космических исследований // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. № 3. С. 3-10.

Ходненко В.П., Хромов А.В. Корректирующие двигательные установки для малого космического аппарата // Вопросы электромеханики Т. 109. 2009. С. 27-32.

Статья поступила в редакцию 10.05.2017 г.

ИНЖЕНЕРНАЯ МЕТОДИКА ОЦЕНКИ УРОВНЕЙ УДАРНОГО НАГРУЖЕНИЯ КОНСТРУКЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПРИ СРАБАТЫВАНИИ ДЕТОНАЦИОННЫХ УСТРОЙСТВ РАЗДЕЛЕНИЯ

ENGINEERING METHODOLOGY OF ASSESSMENT OF SPACECRAFT STRUCTURE SHOCK LOADS LEVELS AT TRIGGERING OF SEPARATION PYRO MECHANISMS



Е.Н. Кузин¹,
*старший научный
сотрудник, кандидат
технических наук,
arvsn@mil.ru;*
E.N. Kuzin



В.И. Загарских¹,
*доцент, кандидат
технических наук,
zagarskih@rambler.ru;*
V.I. Zagarskih



В.В. Ефанов²,
*профессор, доктор
технических наук,
vladimir_efanov@laspace.ru;*
V.V. Efanov



Д.В. Гашеев¹,
*адъюнкт,
arvsn@mil.ru;*
D.V. Gasheev

В статье рассматривается алгоритм решения задачи оценочного расчёта уровня динамических ударных нагрузок на чувствительные узлы, агрегаты и системы, целевую аппаратуру космического аппарата, а также на прецизионные элементы его конструкции, возникающие вблизи поясов разделения на основе детонирующих устройств линейного типа, как кумулятивных, так и некумулятивных.

*Ключевые слова:
детонация;
взрывчатое вещество;
детонирующий удлиненный заряд;
устройство разделения.*

The article considers an algorithm of task solution of estimation of dynamic shock loads level on the spacecraft sensitive units, assemblies and systems, payload as well as on precision elements of its structure occurring near separation belts basing on the pyro mechanisms of linear type both cumulative and non-cumulative ones.

*Key words:
detonation;
explosive;
detonating cord;
separation mechanism.*

¹ Военная академия Ракетных войск стратегического назначения имени Петра Великого Министерства обороны Российской Федерации, Россия, Московская область, г. Балашиха.

Military Academy of Strategic Missile Forces named after Peter the Great of the Ministry of Defense of the Russian Federation, Russia, Moscow region, Balashikha.

² АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

В современной ракетно-космической, авиационной и др. технике научно-исследовательского, социально-экономического и прикладного назначения всё более широкое применение находят устройства и системы пировавтоматики, обеспечивающие ряд таких важных специфических задач, как разделение ступеней ракет на активном участке полёта; отделение космического аппарата (КА), десантных и исследовательских зондов при доставке их на другие планеты; приведение КА в рабочее состояние после его отделения от ракеты космического назначения; развертывание панелей фотопреобразователей, антенн, штанг с оборудованием; катапультирование членов экипажа самолёта в аварийных ситуациях; вырубка аварийных люков для спасения пассажиров; ввод тормозных и основных парашютов и т.д. (*Вспомогательные системы...*, 1970). Несмотря на многообразие конструктивно-компоновочных решений, все устройства пировавтоматики (в специальной научно-технической литературе их часто называют пиромеханическими устройствами) с точки зрения ортодоксальной классификации можно разделить на две большие группы: устройства с горящим и с детонирующим снаряжением. В соответствии с иным принципом классификации они подразделяются на сосредоточенные (компактные) и рассредоточенные (линейные, коллекторные и т.п.) (*Котомин А.А., Душенюк С.А., Демьяненко Д.Б., Ефанов В.В. и др.*, 2015; *Kotomin A.A., Dushenok S.A., Demyanenko D.B., Efanov V.V. et al.*, 2016).

В статье рассматриваются теоретико-экспериментальные аспекты проектирования систем разделения, базирующихся на линейных устройствах с детонирующим снаряжением как кумулятивного, так и некумулятивного типов. Поскольку и в отечественной, и в зарубежной практике пиромеханические устройства создавались в тесном взаимодействии организаций-потребителей с организациями-разработчиками для решения конкретных задач, то и номенклатура их названий на сегодняшний день оказалась достаточно широкой. Так, получили широкое распространение удлинённые кумулятивные заряды (УКЗ), удлинённые заряды (УЗ) – заряды некумулятивного типа, детонирующие удлинённые заряды (ДУЗ) – кумулятивные и круглые (некумулятивные), линейные кумулятивные заряды (ЛКЗ), кумулятивные удлинённые заряды (КУЗ), заряды кумулятивные линейные на баллистической основе (ЗКЛБ), детонирующие шнуры (ДШ) и т.д. Заметим, что из всего обилия перечисленных конструкций линейных детонирующих устройств в бортовых и наземных системах разделения (СР) ракетно-космической техники применение нашли только УКЗ, УЗ и ДУЗ. Для определённости в дальнейшем будем пользоваться аббревиатурой УКЗ (УЗ).

Обладая рядом бесспорных преимуществ по сравнению с устройствами разделения, использующими другие виды энергии (сжатого газа, жидкости, электрическую, механическую, сжатия, растяжения или скручивания пружин и др.), УКЗ (УЗ) не лишены и недостатков. Основным из них является динамическое нагружение КА (элементов конструкции, прецизионного оборудования, чувствительных узлов, агрегатов, приборов, аппаратуры) при срабатывании СР такого типа. Уровень этих нагрузок может быть достаточно высоким, особенно вблизи пояса разделения (в окрестности зоны взрыва УКЗ или УЗ) (*Ефанов В.В., Кузин Е.Н. и др.*, 2003; *Ефанов В.В., Бирюков А.С. и др.*, 2013; *Бирюков А.С., Деменко О.Г. и др.*, 2013; *Ефанов В.В., Бирюков А.С. и др.*, 2014; *Горюцов В.В., Ефанов В.В. и др.*, 2016; *Загарских В.И., Кузин Е.Н., Ефанов В.В.*, 2016). С особой остротой эта проблема встала в последние годы, в связи с новой тенденцией развития КА – их миниатюризацией при сохранении и даже увеличении числа решаемых задач. При осуществлении одновременного попутного (пакетного) выведения на орбиту нескольких малоразмерных КА (МКА) необходимо учитывать взаимное влияние выводимых МКА друг на друга в процессе запуска. Одним из аспектов этого взаимного влияния и является ударное нагружение объектов оборудования и аппаратуры при срабатывании систем разделения МКА (*Деменко О.Г., Михаленков Н.А.*, 2015).

Что касается оценки уровней ударных давлений, возникающих в плоскости внедрения кумулятивного ножа УКЗ и изучения закономерностей затухания ударных волн (УВ) в плотных средах (в разрезаемых УКЗ преградах) по мере их удаления от плоскости реза, то эти задачи на сегодняшний день, можно сказать, решены (*Ефанов В.В., Кузин Е.Н. и др.*, 2003). Тем не менее, у разработчика чаще возникает вопрос, связанный с оценкой уровней ударных нагрузок на объекты оборудования КА, передающихся от узла разделения через окружающую среду (воздух или какой-либо инертный газ). Такая задача в общей постановке никем не решалась, и имеющаяся на сегодня научно-техническая литература по физике взрыва и теории ударных волн решить её не позволяет. Именно по причине сложности расчётного определения отклика реальной конструкции КА на ударное воздействие основное значение в изучении ударного нагружения КА в настоящее время имеют экспериментальные методы, особенно использующие штатные пиросредства и конструкцию КА (*Деменко О.Г., Михаленков Н.А.*, 2015). Такие натурные испытания КА на восприятие нагрузок при срабатывании систем разделения уникальны и являются чрезвычайно дорогостоящими. Для значительного снижения количества экспериментов и, как резуль-

тат, удешевления процесса обработки изделия нами предпринята попытка разработки методики предварительной ориентировочной оценки уровней таких нагрузок расчётным методом, базирующимся на общих принципах распространения УВ в плотных средах и в газах.

Известны (*Физика взрыва*, 2002) методы расчёта затухания УВ в плотных средах; известны и методы расчёта параметров воздушных ударных волн (ВУВ), но только образованных взрывами сосредоточенных компактных или протяженных зарядов взрывчатых веществ (ВВ). Попробуем «сочленить» эти известные решения.

В общем случае УКЗ (УЗ), выполняющие функции исполнительных элементов систем разделения, могут размещаться на разрезаемой преграде (например, на шпангоуте, обечайке) либо в открытом виде, либо в так называемых зарядных камерах (ЗК). Заметим сразу, что на современных изделиях ракетно-космической техники УКЗ (УЗ) в открытом виде не устанавливают. ЗК конструктивно могут иметь различное исполнение, но на практике чаще всего применяют схемы, когда УКЗ (УЗ) достаточно плотно размещён внутри ЗК, стенки которой при взрыве заряда, как правило, не разрушаются. Тогда можно представить некую эквивалентную расчётную схему узла разделения (см. рисунок 1). На рисунке: r_0 – радиус снаряжения (ВВ) УЗ; δ_1 – толщина собственной оболочки УЗ; δ_n – толщина n -й оболочки, надетой на УЗ; $\delta_{зк}$ – толщина (минимальная) стенки ЗК. Для СР на УКЗ в расчётную схему «закладываем» эквивалентный ему УЗ.

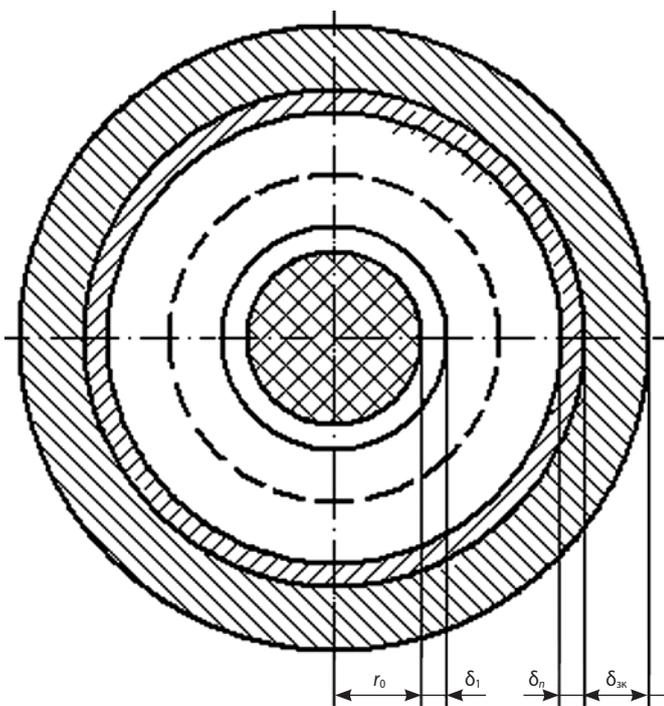


рисунок 1. Эквивалентная расчётная схема узла разделения на основе УКЗ (УЗ) при плотном расположении его в ЗК

Условия эквивалентности зарядов следующие:

- площади миделевых сечений их снаряжений и массы ВВ на единице длины равны;
- толщина δ_1 оболочки УЗ равна толщине тыльной части оболочки УКЗ.

Решение задачи разобьём на два этапа. На первом этапе рассчитаем начальные параметры p_x, u_x на контактной поверхности «ВВ – оболочка УЗ» для случая скольжения детонационной волны по внутренней поверхности оболочки УЗ; оценим затухание в первом приближении чисто радиальной ударной волны по мере движения её из одной оболочки в другую и в стенке ЗК; рассчитаем давление $p_{зк\text{ вн}}$ во фронте УВ при выходе её на тыльную поверхность ЗК. На втором этапе рассчитаем начальное давление $p_{ф0}$ во фронте воздушной ударной волны (или ударной волны в ином газе) и оценим спад давления по мере удаления от пояса разделения.

Можно утверждать, что задача первого этапа нами решена; алгоритм расчёта достаточно подробно описан в работах (*Кузин Е.Н., Загарских В.И., Ефанов В.В., 2015; Кузин Е.Н., Загарских В.И., Волков А.В. и др., 2015*) и в данной статье не излагается. Следует лишь напомнить о принятых в расчётах упрощающих допущениях и привести основные зависимости для выполнения расчёта.

Основные допущения сводятся к следующим:

1. Будем считать, что при детонации снаряжения УКЗ (УЗ) по оболочкам заряда и стенке ЗК распространяется чисто радиальная (для плоской картины) или чисто цилиндрическая (для трёхмерного пространства) ударная волна (ошибка не более 2–3%).

2. Полагаем, что все имеющиеся на УЗ оболочки, включая и ЗК, посажены очень плотно (без воздушных зазоров).

3. Не будем принимать во внимание наличие возможного антикоррозионного лакокрасочного покрытия на оболочке УЗ, клеевого соединения в ЗК, усилительных колпачков на торцах зарядов, а также средств инициирования детонации УЗ и возможных передаточных зарядов и зарядов-трансляторов.

4. Учитывая, что наружный диаметр (калибр) УЗ, как правило, на два и более порядка меньше диаметра разрезаемого изделия, можно утверждать, что задача решается для плоской схемы, т.е. кривизну объекта можно не принимать во внимание.

5. Полагаем, что окружающая среда – воздух.

Расчёт $p_{вн}$ осуществляется по эмпирической зависимости:

$$p_{вн} = p_x \cdot \exp[-a(\delta/r_0)^b],$$

где a, b – константы, определяемые экспериментально для каждого материала преграды (оболочки, стенки ЗК).

Для расчёта начальных параметров p_x , u_x радиальной УВ достаточно решить систему двух уравнений:

$$\left. \begin{aligned} u_x &= \sqrt{p_x / \rho_{об} \left[1 - \left(1 + p_x / A^{-\frac{1}{m}} \right) \right]} \\ u_x &= \frac{2nD}{n^2 - 1} \left[1 - \left(p_x / p_n \right)^{\frac{n-1}{2n}} \right] \end{aligned} \right\}$$

где $\rho_{об}$ – начальная плотность материала оболочки; A , m – параметры уравнения ударной сжимаемости материала среды (оболочки), записанного в форме Тэта; n – показатель политропы ВВ; D – скорость детонации ВВ; p_n – детонационное давление (давление Гюгонио).

При переходе ко второй части расчёта априори будем полагать, что УВ в корпусе (стенке) ЗК не очень сильная, что вполне подтверждается практикой. Тогда с точностью до $\pm 2,5\%$ можно считать, что массовая скорость $u_{зк\text{ вн}}$ во фронте УВ на выходе из корпуса ЗК равна приращению массовой скорости за счёт волны разрежения $u_{зк\text{ вн}} = u_{вр}$.

$$\text{Отсюда } u_{зк\text{ вн}} = \frac{u_{гр}}{2} = \frac{u_a}{2} = \frac{u_{\phi 0}}{2},$$

где $u_{гр}$ – скорость границы раздела сред «корпус ЗК – воздух» или скорость свободной поверхности; $u_a = u_{\phi 0}$ – массовая скорость во фронте ВУВ.

Зная значение скорости u_a , легко найти и скорость D_a распространения ВУВ из соотношения (Физика взрыва, 2002)

$$u_a = \frac{2D_a}{k+1} \left(1 - \frac{c_a^2}{D_a^2} \right),$$

где k – показатель изоэнтропы для воздуха (для инженерных расчётов $k \approx 1,2$); c_a – скорость звука в воздухе ($c_a = 340$ м/с).

Начальное избыточное давление $p_{\phi 0}$ во фронте ВУВ рассчитаем по уравнению

$$p_{\phi 0} = p_a - p_o = \rho_a u_a D_a = \frac{2\rho_a D_a^2}{k+1} \left(1 - \frac{c_a^2}{D_a^2} \right), \quad (1)$$

где ρ_a – плотность воздуха (для инженерных расчётов $\rho_a \approx 1,3$ кг/м³).

Дальше будем рассуждать следующим образом. Пусть ВУВ создаётся взрывом протяженного безоболочечного заряда ВВ. Введём обозначения: R_0 – радиус заряда ВВ; ω – масса ВВ на единице длины заряда; ω_3 – эквивалентная масса ВВ на единице длины заряда (по тротилу, гексогену или другому бризантному ВВ); R_1, R_2, \dots, R_n – некоторые фиксированные удаления от оси заряда; $p_{\phi 1}, p_{\phi 2}, \dots, p_{\phi n}$ – избыточные давления во фронте ВУВ на соответствующих удалениях от оси заряда.

По формулам подобия имеем:

$$\frac{p_{\phi 1}}{p_0} = f(\omega_3, R_0, R_1);$$

$$\frac{p_{\phi 2}}{p_0} = f(\omega_3, R_0, R_2);$$

$$\frac{p_{\phi 3}}{p_0} = f(\omega_3, R_0, R_3);$$

$$\frac{p_{\phi n}}{p_0} = f(\omega_3, R_0, R_n).$$

Иными словами, если некоторая точка A_1 (рисунок 2) с абсциссой R_1/R_0 и ординатой $p_{\phi 1}/p_{\phi 0}$ лежит на некоторой кривой, то на этой же кривой должны лежать и точки $A_2(R_2/R_0; p_{\phi 2}/p_{\phi 0})$, $A_3(R_3/R_0; p_{\phi 3}/p_{\phi 0})$ и $A_n(R_n/R_0; p_{\phi n}/p_{\phi 0})$.

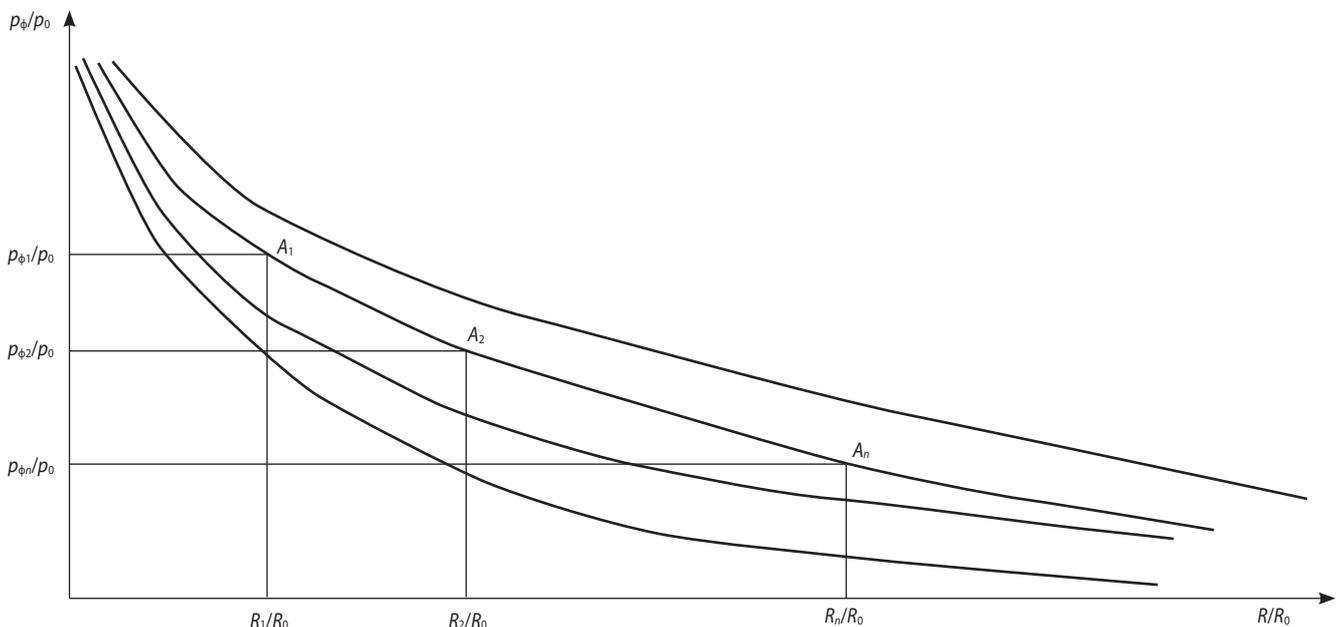


рисунок 2. Схема графоаналитического решения задачи о затухании ВУВ

Рассчитав начальное избыточное давление $p_{\phi 0}$ во фронте ВУВ по зависимости (1), следует заменить эквивалентную расчётную схему (рисунок 1) на некий протяжённый безоболочечный заряд ВВ, при взрыве которого на расстоянии $R^* = r_0 + \delta_1 + \delta_2 + \dots + \delta_n + \delta_{\text{зк}}$ от его продольной оси избыточное давление во фронте ВУВ будет составлять величину, равную $p_{\phi 0}$. Для этого заряда рассчитываем эквивалентную массу ω^* ВВ на единице его длины. С этой целью можно воспользоваться эмпирическими зависимостями, либо зависимостью, полученной Т.М. Саламахиным (*Саламахин Т.М.*, 1958) для длинных цилиндрических зарядов из гексогена:

$$p_{\phi} = \frac{734}{1 + 41,3(R^2/\omega)^{5/7}}, \quad (2)$$

либо заимствованной из (*Физика взрыва*, 2002) для любого типа ВВ:

$$p_{\phi} = 10,2 \cdot \omega_3 / R^2 + 2,0 \cdot \omega_3^{3/8} / R^{3/4}, \quad (3)$$

где ω_3 – масса заряда на единице его длины в пересчёте на тротильный эквивалент;

$$[p_{\phi}] = \text{кг/см}^2; [R] = \text{м}; [\omega] = [\omega_3] = \text{кг/м}.$$

Подставив в правые части уравнений (2) или (3) значения R^* , а левые части заменив на рассчитанные значения $p_{\phi 0}$, несложно найти эквивалентную массу ω , ВВ (гексогена или другого ВВ в пересчёте на тротильный эквивалент).

Теперь, подставив в уравнения (2) или (3) вместо ω и ω_3 значения ω^* , можно рассчитать избыточное давление p_{ϕ} во фронте ВУВ на любом интересующем нас расстоянии R от узла разделения и по таблицам стойкости тех или иных элементов конструкций, оборудования, аппаратуры, узлов и агрегатов к избыточным давлениям оценить характер возможных повреждений, выхода их (или невыхода) из строя.

Следующим этапом обязательно должна быть экспериментальная проверка правильности проведенных оценочных расчётов.

Предлагаемая методика позволяет существенно снизить временные и материальные затраты на отработку систем разделения, использующих в качестве исполнительных устройств УКЗ (УЗ).

список литературы

Бирюков А.С., Деменко О.Г., Михаленков Н.А. Ударное нагружение космического аппарата при срабатывании детонационной системы отделения, изготавливаемой ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»: Механика и процессы управления // *Материалы XXXXIII Всероссийского симпозиума*. Т. 2. М.: РАН, 2013. С.77-86.

Вспомогательные системы ракетно-космической техники / Под ред. И.В. Тишунина. М.: Мир, 1970. 400 с.

Горовцов В.В., Ефанов В.В., Котомин А.А., Душенюк С.А. Совершенствование методик расчёта работоспособности детонационных устройств разделения поршневого типа и их экспериментальной отработки // *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*. 2016. № 2. С. 69-77.

Деменко О.Г., Михаленков Н.А. Особенности ударного нагружения объектов оборудования мало-размерных космических аппаратов // *Актуальные вопросы проектирования автоматических космических аппаратов для фундаментальных и прикладных научных исследований* / Сост. В.В. Ефанов. Химки: ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», 2015. 352 с.

Ефанов В.В., Бирюков А.С., Деменко О.Г. К вопросу снижения динамических нагрузок при срабатывании устройств разделения перспективных орбитальных астрофизических обсерваторий // *Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина*. 2013. № 3. С. 21-26.

Ефанов В.В., Бирюков А.С., Деменко О.Г., Горовцов В.В. Совершенствование систем разделения современных КА по снижению ударных нагрузок // *Полет*. 2014. № 2. С. 30-36.

Ефанов В.В., Кузин Е.Н., Тимофеев В.Н., Челышев В.П. Устройства и системы пироматерики летательных аппаратов на основе линейных кумулятивных зарядов // *Полет*. 2003. № 10. С. 42-49.

Загарских В.И., Кузин Е.Н., Ефанов В.В. Замедлитель детонационных команд баллистического типа миллисекундного диапазона // *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*. 2016. № 2. С. 47-53.

Котомин А.А., Душенюк С.А., Демьяненко Д.Б., Ефанов В.В. и др. Новое поколение систем пироматерики КА – результат успешного сотрудничества // *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*. 2015. № 3. С. 48-54.

Кузин Е.Н., Загарских В.В., Ефанов В.В. Закономерности затухания осесимметричных ударных волн в оболочках детонирующих удлиненных зарядов // *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*. 2015. № 4. С. 23-30.

Кузин Е.Н., Загарских В.И., Волков А.В., Куткина Н.А. Заряд-транслятор в условно неразрушаемой многослойной оболочке // *Патент РФ № 2554166*. Приоритет 28.03.2014. Зарегистрировано в Государственном реестре изобретений РФ 27.05.2015; опубл. 27.06.2015. Бюл. № 18.

Саламахин Т.М. Действие взрыва удлиненных зарядов. М.: ВИА им. В.В. Куйбышева, 1958. 175 с.

Физика взрыва / Под ред. Л.П. Орленко. 3-е изд., перераб. В 2 т. Т. 1. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2002. 832 с.

Kotomin A.A., Dushenok S.A., Demyanenko D.B., Efanov V.V. et al. A New Generation of Spacecraft Pyroautomatic Systems as a Result of a Successful Cooperation // *Solar System Research*. 2016. Vol. 50, № 7. P. 546-551.

Статья поступила в редакцию 24.05.2017 г.

ПРОГРАММНЫЙ КОМПЛЕКС ДЛЯ РАЗРАБОТКИ СИСТЕМ ТЕПЛОЙ ЗАЩИТЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ, СПУСКАЕМЫХ В АТМОСФЕРАХ ПЛАНЕТ



М.М. Голомазов¹,
профессор, доктор физико-
математических наук,
mmg@icad.org.ru;
M.M. Golomazov

В статье представлены математическая модель и вычислительный алгоритм, описан программный комплекс, предназначенные для разработки систем тепловой защиты космических аппаратов, спускаемых в атмосферах планет. Реализация математической модели и программного комплекса проводится на примере разработки тепловой защиты десантного модуля космического комплекса «ЭКЗОМАРС-2020».

Ключевые слова: программный комплекс; десантный модуль; тепловая защита; траектория; теплообмен.

ВВЕДЕНИЕ

Исследование Марса в НПО имени С.А. Лавочкина (НПОЛ) является важным направлением в области разработки автоматических космических комплексов (КК), предназначенных для изучения планет Солнечной системы. Для этой цели в НПОЛ совместно с Европейским космическим агентством (ЕКА) разрабатывается проект «ЭКЗОМАРС-2020», в состав которого, наряду с перелётным модулем разработки ЕКА, входит десантный

¹ Институт автоматизации проектирования РАН, Россия, г. Москва.

Institute of Design Automation of the Russian Academy of Sciences, Russia, Moscow.

SOFTWARE PACKAGE FOR THE DEVELOPMENT OF THERMAL PROTECTION SYSTEMS FOR SPACE VEHICLES DESCENDED IN THE ATMOSPHERES OF THE PLANETS



А.А. Иванков²,
доктор технических наук,
ival@laspace.ru;
A.A. Ivankov

The article presents a mathematical model, a computational algorithm, and describes a software package designed to develop thermal protection systems for spacecraft descended in the atmospheres of the planets. The implementation of the mathematical model and software complex is carried out on the example of the development of thermal protection of the descent module of the «EXOMARS-2020» space complex.

Key words: software package; descent module; thermal protection; trajectory; heat exchange.

модуль (ДМ) разработки НПОЛ, предназначенный для доставки марсохода (ЕКА) на поверхность Марса (Хартов В.В. и др., 2014).

В составе ДМ система тепловой защиты является одной из основных по значимости систем аппарата, определяющей его тепловой режим и работоспособность на этапе аэродинамического торможения в атмосфере Марса и существенным образом влияющей на успешное выполнение задач экспедиции

² АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

ПРОГРАММНЫЙ КОМПЛЕКС ДЛЯ РАЗРАБОТКИ СИСТЕМ ТЕПЛОВОЙ ЗАЩИТЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ, СПУСКАЕМЫХ В АТМОСФЕРАХ ПЛАНЕТ

«ЭКЗОМАРС-2020». Действительно, тепловое воздействие со стороны набегающего с большой скоростью атмосферного потока приводит к значительному нагреву конструкции ДМ, в результате которого при недостаточности тепловой защиты возможно разрушение конструкции и, в конечном итоге, невыполнение цели экспедиции.

1. Описание вычислительного алгоритма

При проведении расчётов для разработки тепловой защиты десантного модуля «ЭКЗОМАРС-2020» используется комплексный подход, который включает два основных этапа. На первом этапе (внешняя задача теплообмена) проводится расчёт обтекания ДМ потоком газа атмосферы с определением газодинамического поля течения и теплообмена – конвективного и лучистого у поверхности аппарата. На втором этапе (внутренняя задача теплообмена) определяется прогрев конструкции и унос массы теплозащитного покрытия – ТЗП (при его реализации) как с внешней

(обтекаемой газом) поверхности, так и с внутренних слоёв покрытия, если разрушение происходит внутри материала. Комплексный характер проводимых расчётов состоит в совместном решении внешней и внутренней задач теплообмена, поскольку их решения взаимно связаны и могут существенно повлиять на конечный результат.

Вычислительный процесс при расчётном определении тепловой защиты на этапе аэродинамического торможения ДМ включает три взаимосвязанных процесса, различных по физическому содержанию:

1. Расчёт траектории движения ДМ в атмосфере Марса с учётом изменения массы и баллистического коэффициента при термическом разрушении ТЗП.
2. Расчёт вдоль траектории газодинамического поля течения возле ДМ с определением конвективного и лучистого теплообмена.
3. Расчёт прогрева конструкции аппарата и материалов тепловой защиты под действием аэродинамических тепловых нагрузок с учётом уноса массы ТЗП и его влияния на траекторию движения.

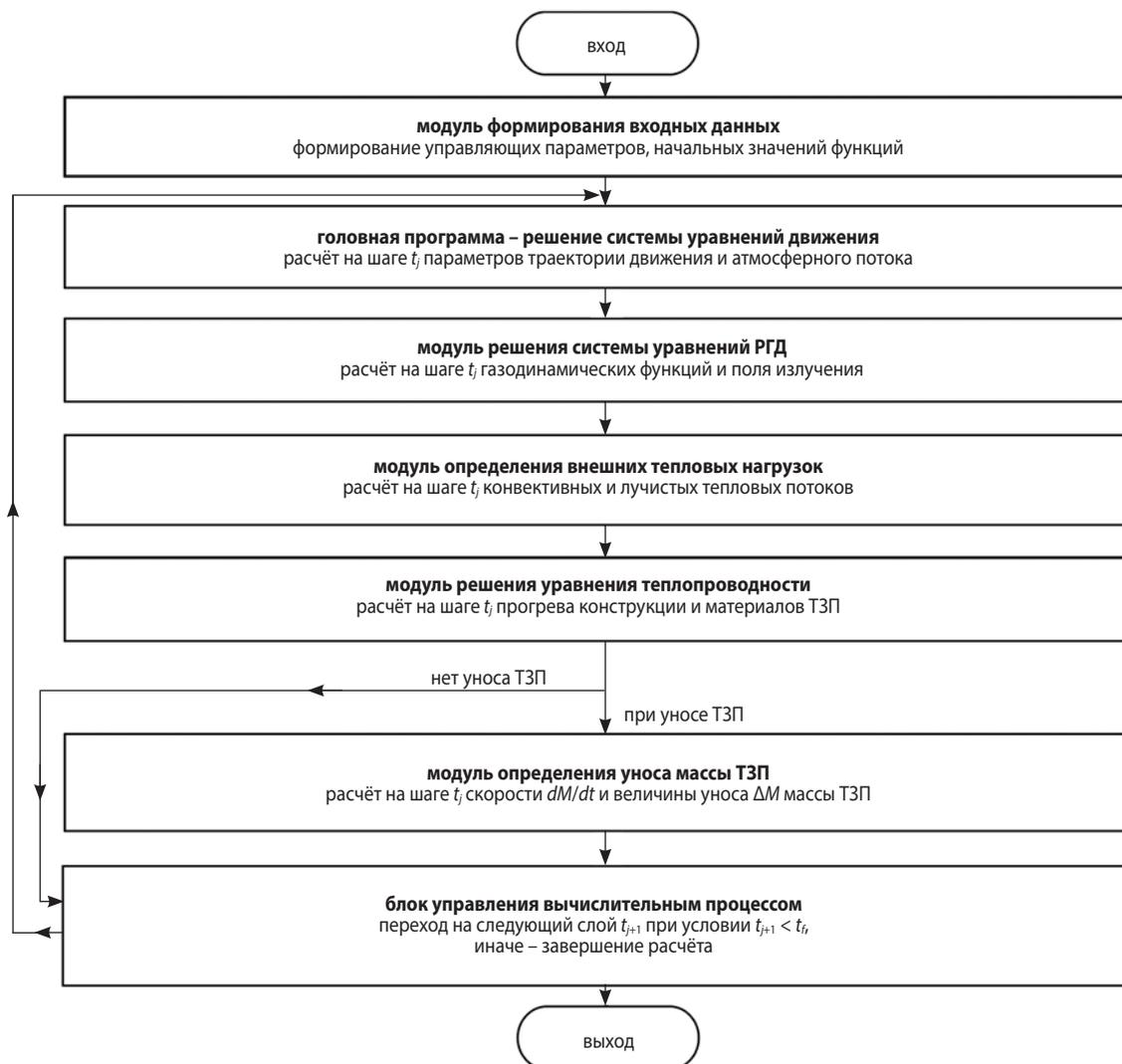


рисунок 1. Макроблок-схема программно-вычислительного комплекса

Представленная комплексная постановка задачи позволяет точнее разрабатывать тепловую защиту, поскольку учитывает влияние сопутствующих высокотемпературных процессов, происходящих в ударном слое у поверхности аппарата и в материалах тепловой защиты, включая унос массы ТЗП и его влияние на траекторию движения аппарата.

Определение тепловой защиты в представленной выше сопряжённой постановке приводит к следующей организации вычислительного процесса.

Макроблок-схема программно-вычислительного комплекса (ПВК), используемого в расчётах, представлена на рисунке 1. При его разработке использовались принципы модульного и объектно-ориентированного программирования в стандарте языка Фортран 95. Все программные единицы, реализующие конкретные вычислительные процессы, такие, как расчёт траектории движения, определение внешних тепловых потоков, расчёт прогрева конструкции и др., оформляются в виде отдельных независимых модулей, каждый со своей системой обозначений, набором модульных и внутренних процедур.

Программный модуль, в котором определяется траектория движения ДМ, оформляется в виде головной программы, которая осуществляет управление ходом всего вычислительного процесса. Доступ к подпрограммам модулей и данным осуществляется подключением соответствующего модуля в рамках use-ассоциирования, ассоциирования через носитель или ассоциированием параметров (Бартеньев О.В., 2005). Такая структура ПВК позволяет использовать модули как самостоятельные программные единицы или как части в составе программного пакета. Автоматизированная процедура обработки результатов расчёта в ПВК осуществляется средствами многооконной графики в стандарте Фортран 95.

2. Постановка задачи

Представим постановку общей задачи, состоящей из ряда отдельных (частных) задач и соответствующих им программных модулей, совместно функционирующих в рамках единого программного комплекса (см. рисунок 1).

2.1. Расчёт траектории движения ДМ

Рассмотрим систему уравнений движения ДМ в поле тяготения планеты, процедура решения которой используется в качестве программного алгоритма, управляющего ходом вычислительного процесса, реализуемого вдоль траектории движения аппарата.

Расчёт траектории ДМ с определением баллистических параметров, используемых для определения поля течения и расчёта тепловых нагрузок, проводится в рамках системы уравнений (Борисов В.М. и др., 2004)

$$\begin{aligned} \frac{dV}{dt} &= -\sigma_x g_0 \frac{\rho V^2}{2} - g \sin \theta, \\ \frac{d\theta}{dt} &= \sigma_x K g_0 \frac{\rho V}{2} + \left(\frac{V}{R} - \frac{g}{V} \right) \cos \theta, \\ \frac{dH}{dt} &= V \sin \theta, \quad \frac{dL}{dt} = V \frac{R_{пл}}{R} \cos \theta, \\ \sigma_x &= \frac{c_x S}{Mg}; \quad K = \frac{c_y}{c_x}; \quad g_0 = \gamma \frac{M_{пл}}{R_{пл}^2}; \quad g = g_0 \frac{R_{пл}^2}{R^2}, \end{aligned} \quad (1)$$

где V – скорость движения центра масс ДМ;

θ – угол наклона вектора скорости аппарата к местному горизонту;

H – высота полёта над поверхностью планеты;

L – дальность полёта, отсчитываемая вдоль обтекающей поверхности планеты;

σ_x – баллистический параметр;

g_0, g – ускорение силы тяжести соответственно на поверхности планеты и на высоте H ;

S_m – площадь миделевого сечения аппарата;

$M=M(t)$ – масса аппарата;

$R_{пл}, R=R_{пл}+H$ – радиус планеты и расстояние от её центра до центра масс аппарата;

$c_x=c_x(t), c_y$ – коэффициенты аэродинамических сил соответственно лобового сопротивления и подъёмной силы; в расчётах полагается $c_y=0$, т.к. исследуется осесимметричный случай;

$K=c_y/c_x$ – аэродинамическое качество;

γ – гравитационная постоянная;

$M_{пл}$ – масса планеты.

Начальными условиями для системы (1) являются начальные значения баллистических функций – высоты полёта H_0 , скорости V_0 , угла θ_0 и дальности L_0 в начальный момент времени $t=0$:

$$H=H_0, V=V_0, \theta=\theta_0, L=L_0=0.$$

Система (1) получена в предположении, что движение аппарата происходит под действием аэродинамических сил и силы тяготения, планета – сфера радиуса $R_{пл}$, её поле тяжести – центральное. Движение аппарата вокруг центра масс не рассматривается.

Баллистический параметр σ_x в системе (1) является переменной величиной по времени $\sigma_x=\sigma_x(t)$, поскольку зависит от входящих в него меняющихся по траектории величин – массы аппарата $M=M(t)$ (при реализации уноса ТЗП) и коэффициента лобового сопротивления $c_x(t)$. При проведении расчётов пренебрегается изменением коэффициента c_x при уносе ТЗП вследствие малого изменения формы и линейных размеров аппарата в таком процессе (менее 0.5%).

2.2. Расчёт уноса массы ТЗП аппарата

Определим величину потери массы ΔM аппарата за счёт уноса материала ТЗП при термическом разрушении поверхности.

Скорость уноса массы dM/dt вдоль траектории движения аппарата находится следующим образом. Из решения уравнения теплопроводности находится распределение значения толщины уноса ТЗП $\Delta\delta$ вдоль образующей поверхности S , т.е. рассчитывается зависимость вида

$$\Delta\delta = \Delta\delta(t, \bar{r}), \bar{r} \in S.$$

Элемент объёма dV унесённого материала с поверхности S за время dt определяется поверхностным интегралом вида

$$dV = \int_S \Delta\delta(t, \bar{r}) dS.$$

Выражения для элемента поверхности dS в сферической системе координат (r, θ, φ) , связанной с аппаратом (рисунок 2а), и толщины уноса ТЗП $\Delta\delta$ в точке поверхности через скорость уноса массы V_d имеют вид

$$dS = r^2 \sin \theta d\theta d\varphi \left(1 + \left(\frac{dr}{rd\theta} \right)^2 \right)^{0.5}, \Delta\delta(\theta) = V_d dt,$$

где $r=r_w(\theta)$ – полярный радиус образующей поверхности.

С учётом этих выражений для элемента объёма dV унесённого материала за интервал времени dt получается выражение в виде определённого интеграла вдоль образующей поверхности

$$dV = \int_S \Delta\delta(\bar{r}) dS = \int_0^{2\pi} d\varphi \int_0^{\theta_b} \Delta\delta(\theta) r_w^2(\theta) \sin \theta \left(1 + \left(\frac{dr_w}{rd\theta} \right)^2 \right)^{0.5} d\theta = 2\pi \int_0^{\theta_b} V_d r_w^2(\theta) \sin \theta \left(1 + \left(\frac{dr_w}{rd\theta} \right)^2 \right)^{0.5} d\theta dt.$$

Элементарный унос массы покрытия с обтекаемой поверхности за промежуток времени dt определяется выражением

$$\Delta M = \rho_m dV = 2\pi \rho_m \int_0^{\theta_b} V_d r_w^2(\theta) \sin \theta \left(1 + \left(\frac{dr_w}{rd\theta} \right)^2 \right)^{0.5} d\theta dt,$$

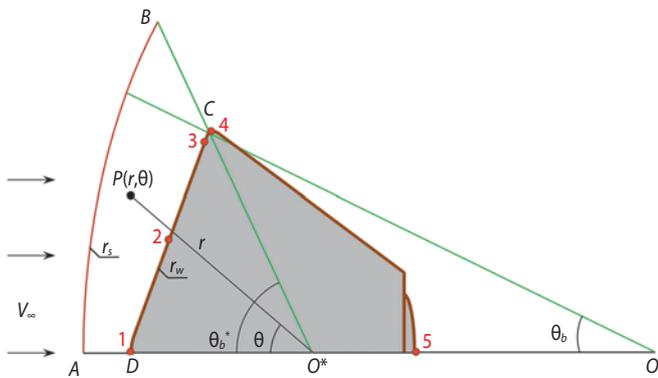
а скорость уноса массы – выражением

$$\frac{dM}{dt} = 2\pi \rho_m \int_0^{\theta_b} V_d r_w^2(\theta) \sin \theta \left(1 + \left(\frac{dr_w}{rd\theta} \right)^2 \right)^{0.5} d\theta. \quad (2)$$

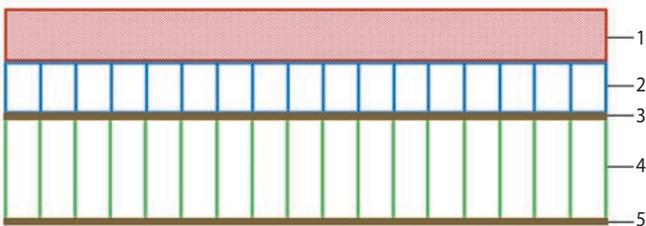
При отсутствии термического разрушения и уноса материала ТЗП с поверхности масса аппарата остаётся неизменной.

Полученный интеграл (2), используемый для нахождения скорости уноса массы теплозащитного покрытия dM/dt , определяется численно посредством квадратурной формулы трапеций (Кудрявцев Л.Д., 1988), для которой погрешность аппроксимации составляет $O(h_v^2)$, $h_v = v_j - v_{j-1}$ – шаг сетки по угловой переменной v вдоль поверхности аппарата. В качестве узловых значений аргумента v на отрезке интегрирования $[0, \theta_b]$ используются координаты v_j расчётных точек поверхности ДМ, расположенных на лучах сетки по угловой переменной v . Эта сетка вводится для решения задачи радиационной газовой динамики (РГД) при определении поля течения возле ДМ. Выбор формулы трапеций среди известных квадратурных формул обусловлен использованием узловых значений искомых подынтегральных функций на участке интегрирования $0 \leq \theta \leq \theta_b$. Именно эти значения функций определяются из решения общей краевой задачи РГД и вычисляются на лучах сетки по v и v в точках обтекаемой поверхности. Ввод промежуточных узлов приводит к увеличению размерности краевой задачи.

Для численного решения системы обыкновенных дифференциальных уравнений движения ДМ (1) используется метод Эйлера с пересчётом с погрешностью аппроксимации $O(\tau^2)$, τ – шаг сетки по времени t . Применять разностную схему с большей точностью было нецелесообразно, поскольку в рамках используемого алгоритма погрешность в определении некоторых параметров, входящих в уравнение теплопроводности, составляет $O(\tau)$.



а



б

а – картина течения возле ДМ;
б – расчётная схема стенки ДМ.

рисунок 2. Области решения внешней и внутренней задач теплообмена; расчётные точки, состав стенки, конфигурация ДМ

Методика расчёта траектории движения ДМ в поле тяжести планеты представлена в работе (Борисов В.М. и др., 2004).

2.3. Расчёт внешних тепловых потоков к обтекаемой поверхности

Расчёт поля течения и теплообмена у поверхности аппарата проводится с использованием уравнений радиационной газовой динамики (Борисов В.М., Иванков А.А., 1992), в которых перенос излучения учитывается в рамках метода сферических гармоник (МСГ).

На рисунке 2а приведены физическая картина течения и область решения задачи $ABCD$. В плоскости, проходящей через ось симметрии течения, изображены образующие поверхностей – ударной волны r_s , поверхности тела r_w , верхнего граничного луча с углом θ_b . Область $ABCD$ в исследуемом осесимметричном случае ограничена ударной волной r_s , осью симметрии, образующей поверхности тела r_w и верхним лучом θ_b .

В области решения задачи течение газа дозвуковое и сверхзвуковое, с большими значениями и градиентами давления и температуры газа.

При учёте свойств газовой среды, соответствующей атмосфере Марса, пренебрегают вязкостью и теплопроводностью газа, предполагая, что газ находится в состоянии локального термодинамического равновесия, что справедливо для исследуемого диапазона высот и интенсивного теплового воздействия атмосферы.

Система уравнений РГД для установившихся пространственных течений газа имеет вид:

$$\nabla \cdot (\rho \vec{V}) = 0, \quad (\vec{V} \cdot \nabla) \vec{V} + (1/\rho) \nabla P = 0, \quad (3)$$

$$\nabla \cdot [\rho \vec{V} (h + V^2/2) + \vec{H}] = 0,$$

$$\vec{H} = \int_0^\infty \vec{H}_v dv, \quad \rho = \rho(P, T), \quad h = h(P, T);$$

$$\nabla \cdot \Pi_v = K_v \vec{H}_v, \quad \Pi_v = -\frac{4\pi}{3} \left(B_v - \frac{1}{4\pi K_v} \nabla \cdot \vec{H}_v \right) E, \quad (4)$$

$$B_v = \frac{2h_* c^2 v^3}{\exp(h_* c v / kT) - 1}, \quad K_v = K_v(P, T).$$

Здесь ∇ – оператор градиента в трёхмерном евклидовом пространстве с радиус-вектором \vec{r} ; \vec{V} – вектор скорости газа; ρ , h , P , T , K_v – соответственно плотность, удельная энтальпия, давление, температура газа и коэффициент поглощения излучения; \vec{H}_v – вектор монохроматического лучистого теплового потока; c – скорость света в вакууме; h_* – постоянная Планка; v – частота излучения; k – постоянная Больцмана; Π_v/c – тензор монохроматического излучения;

E – единичный тензор; ρ , h , K_v – заданные функции своих аргументов – P и T ; индекс «v» относится к параметрам монохроматического излучения.

Представленная система уравнений состоит из двух подсистем: газодинамической (3) и тепловой (4). Газодинамическая подсистема (3) включает законы сохранения массы, импульса и энергии для частицы газа. Тепловая подсистема (4) содержит закон равновесия для излучающе-поглощающей среды и реологическое соотношение, которое даёт выражение для тензора Π_v . В терминах МСГ представленная тепловая подсистема (4) соответствует P_1 -приближению.

Условия на поверхностях разрыва для газодинамических функций традиционны: на ударной волне r_s задаются условия совместности Ренкина – Гюгонио, а на поверхности r_w – условия непротекания для газа.

Для функций поля излучения в P_1 -приближении на поверхностях разрыва непрерывны нормальная компонента вектора \vec{H}_v и компонента тензора Π_v – диагонального в P_1 -приближении.

Краевая задача состоит в определении неизвестных функций – положения ударной волны r_s и значений компоненты тензора Π_{rr} на ударной волне – $\Pi_{rr,s}$. Значения управляющих параметров r_s и $\Pi_{rr,s}$ в узлах сетки по угловой переменной v определяются в процессе счёта обобщённым методом Ньютона по выполнению граничных условий: на ударной волне – для функций поля излучения и на поверхности тела – для газодинамических функций.

Для проведения быстрых оценок лучистых тепловых потоков вместе с системой уравнений (3), (4) используется упрощённая модель, основанная на использовании интегральной полусферической степени черноты плоского ударного слоя (Баула Г.Г. и др., 1984). По этой модели для каждого сечения ударного слоя используется аппроксимация локально-плоским слоем, однородным по распределению температуры T и давления газа P в исследуемом сечении. В качестве постоянных значений T и P выбираются их средние интегральные значения вдоль исследуемого сечения.

При расчёте конвективных тепловых потоков используется приближённая методика, разработанная по результатам расчётных и экспериментальных работ, выполненных в ракетно-космической отрасли. Конвективные тепловые потоки определяются в зависимости от режима течения, реализуемого возле обтекаемой поверхности – по критерию Кнудсена $Kn = l/L$, где l – средняя длина свободного пробега молекул газа; L – характерный линейный размер обтекаемого тела, в качестве которого выбирается диаметр миделевого сечения аппарата D_m .

При свободномолекулярном режиме течения ($Kn > 10$) конвективный тепловой поток к поверхности определяется следующим образом (Коган М.Н., 1967):

$$q = a_e P_\infty \left(\frac{R^* T_\infty}{2\pi\mu} \right)^{0.5} \left[\left(S^2 + \frac{k}{k-1} - \frac{1}{2} \frac{(k+1) T_w}{(k-1) T_\infty} \right) \times \right. \\ \left. \times \chi(S_\varphi) - 0,5 \exp(-S_\varphi^2) \right], 0 \leq \varphi \leq \frac{\pi}{2}, \\ q = 0, \frac{\pi}{2} \leq \varphi \leq \pi,$$

где a_e – коэффициент аккомодации тепловой энергии;

R^* – универсальная газовая постоянная;

μ – молярная масса газа;

φ – угол падения линии тока к поверхности элемента;

k – показатель адиабаты;

$\chi(x) = \exp(-x^2) + \pi^{0.5} x (1 + \operatorname{erf}(x))$;

$\operatorname{erf}(x) = 2\pi^{-0.5} \int_0^x \exp(-t^2) dt$ – функция ошибок;

M – число Маха.

Для переходного режима течения ($0.01 \leq Kn \leq 10$) конвективный тепловой поток q_{0i} (i – идентифицирует форму расчётного элемента) при нулевом угле падения вектора скорости к обтекаемой поверхности определяется по зависимостям чисел Стантона St_i от числа Кнудсена Kn , полученным обобщением большого количества экспериментальных и расчётных данных при обтекании тел различной формы, таких, как сфера, цилиндр, цилиндрический торец

$$q_{0i} = St_i(Kn) \rho_\infty V_\infty (I_0 - I_w),$$

где I_0 и I_w – соответственно энтальпия торможения и энтальпия газа при температуре обтекаемой поверхности.

Для распределения теплового потока по поверхности сферы, например, используется аппроксимация, применимая для ламинарного пограничного слоя

$$q_1(\theta) = q_{01} [0.55 + 0.45 \cos(2\theta)], 0 \leq \theta \leq \pi/2,$$

где θ – полярный угол точки на поверхности сферы, отсчитываемый от оси симметрии течения.

Для сплошного режима течения ($Kn < 0.01$) конвективный тепловой поток для ламинарного и турбулентного пограничных слоёв определяется с помощью соотношений

$$q_L = K_L(\theta) \cdot \rho_\infty^{0.5} R_e^{-0.5} V_\infty^{3.05} (1 - I_w / I_0),$$

$$q_T = K_T(\theta) \cdot \rho_\infty^{0.8} R_e^{-0.2} V_\infty^{3.3} (1 - I_w / I_0),$$

где $K_L = A_L [0.55 + 0.45 \cos(2\theta)]$, $K_T = A_T [3.75 \sin(\theta) - 3.5 \sin^2(\theta)]$.

Здесь коэффициенты A_L и A_T – заданные числовые множители; R_e – характерный (эффективный) линейный размер обтекаемого тела, формируется программно с применением метода эффективной длины (Власов В.И. и др., 2010). При проведении расчётов вдоль образующей обтекаемой поверхности значения тепловых потоков q_L и q_T сравниваются, а в качестве окончательного решения выбирается значение, максимальное из двух величин q_L и q_T . Такой подход даёт верхнюю оценку уровня тепловой нагрузки на аппарат, что обеспечивает запас работоспособности конструкции ДМ при расчётном определении тепловой защиты.

Более подробно методы расчёта поля течения и лучисто-конвективного теплообмена представлены в работе (Голомазов М.М., Иванков А.А., 2015).

2.4. Расчёт прогрева конструкции и уноса массы ТЗП

Расчёт прогрева конструкции и термического разрушения материалов теплозащитного покрытия ДМ проводится в одномерной постановке (Иванков А.А., 2012), поскольку в исследуемом случае температурные градиенты в материале в нормальном к разрушаемой поверхности направлении существенно больше, чем в касательном. Используется нестационарное уравнение теплопроводности, дополненное учётом процессов внутреннего термического разложения материалов и фильтрации газа

$$C\rho \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x} \left[\lambda(x) \frac{\partial T}{\partial x} \right] - C_g G_g \frac{\partial T}{\partial x} - Q_d, \quad (5)$$

$$0 < x < \delta, 0 < t < t_f,$$

где $T = T(x, t)$ – температура материала стенки; $C(x)$, $\rho(x)$ и $\lambda(x)$ – соответственно теплоёмкость единицы массы, плотность и коэффициент теплопроводности материала (с учётом газообразных продуктов разложения); $C_g = C_g(P, T)$ – теплоёмкость единицы массы газообразных продуктов; $G_g = G_g(P, T)$ – массовый расход газообразных продуктов; P – давление газа; x – координата, отсчитываемая в направлении, нормальном к обтекаемой поверхности, $x=0$ соответствует стороне, обтекаемой газом; δ – начальное значение толщины стенки ДМ; t и t_f – соответственно текущее и конечное время прогрева материала и в целом – всего вычислительного процесса.

В исследуемом случае теплофизические характеристики материала – коэффициенты уравнения (5) $C(x)$, $\rho(x)$ и $\lambda(x)$ имеют сильный разрыв на стыке материалов с различными теплофизическими свойствами. В точке разрыва коэффициентов выполняются естественные условия сопряжения – непрерывности температуры $T(x, t)$ и теплового потока ($\lambda \partial T / \partial x$).

В качестве начального условия задаётся распределение температуры поперёк стенки в начальный момент времени $t=0$

$$T(0, x) = T_b(x), 0 \leq x \leq \delta, t=0. \quad (6)$$

Унос материала с поверхности описывают граничные условия 1-го рода. Принято допущение, по которому унос материала ТЗП с поверхности начинается при достижении температуры разрушения материала T_d

$$T(t, x) = T_{d0}, x = x_{d,0}(t); 0 \leq x_{d,0} \leq \delta, 0 < t \leq t_f, \quad (7)$$

где $x_{d,0}(t)$ – положение разрушаемой поверхности, определяемое в процессе решения уравнения (5). Скорость разрушения обтекаемой газом поверхности находится из соотношения

$$V_{d,0} = \frac{q_0 - \varepsilon_0 \sigma T^4}{\rho_0 I_{ef,0}}, \quad (8)$$

где q_0 – суммарный тепловой поток к поверхности; ε_0 – степень черноты; σ – постоянная Стефана – Больцмана; $I_{ef,0}$ – эффективная энтальпия разрушения материала; индекс «0» относится к внешней поверхности ТЗП. В формуле (8) пренебрегается тепловым потоком, идущим на нагрев стенки, что приводит к незначительному завышению уноса материала.

Если температура поверхности ТЗП не достигает температуры разрушения T_d , то вместо (7) задаётся условие

$$-\lambda \frac{\partial T}{\partial x} = q_0 - \varepsilon_0 \sigma T^4, x = x_{d,0}, 0 < t \leq t_f. \quad (9)$$

На поверхности стенки, обращённой внутрь аппарата, температура $T(t, x)$ всегда меньше температуры разрушения материала. На этой границе условие записывается в виде

$$\lambda \frac{\partial T}{\partial x} = q_1 - \varepsilon_1 \sigma T^4, x = \delta, 0 < t \leq t_f, \quad (10)$$

где индекс «1» относится к внутренней границе $x=\delta$.

В случае процессов разрушения материалов, происходящих внутри стенки, на границе, разделяющей соседние материалы, ставится условие 1-го рода с температурой разрушения материала с меньшим значением T_{dk} , поскольку этот материал разрушается первым. В этом случае скорость уноса определяется по формуле (Иванков А.А., 2005)

$$V_{d,k} = \frac{[q]_k}{\rho_k I_{ef,k}}, \quad (11)$$

где $[q]_k$ – означает скачок теплового потока, расходуемого на разрушение материала k -го слоя с плотностью ρ_k при температуре разрушения T_{dk} с энтальпией $I_{ef,k}$. В этой точке по-прежнему реализуется условие непрерывности температуры.

Решение уравнения (5) определяется при заданных начальных условиях (6) и следующих граничных условиях:

- на внешней поверхности ДМ задаётся условие (7) с учётом соотношения (8) или условие (9);
- на внутренней поверхности ДМ задаётся условие (10).

В случае, если разрушение материалов происходит внутри стенки, то вместе с граничным условием 1-го рода используется соотношение (11).

3. Результаты расчётов

В работах (Финченко В.С. и др., 2014; Голомазов М.М., Иванков А.А., 2015) представлены предварительные результаты расчётов аэротермодинамического воздействия атмосферы Марса на десантный модуль КК «ЭКЗОМАРС-2018». В работе (Финченко В.С. и др., 2014) исследовались теплозащитные материалы трёх типов, условно обозначенные символами А, В и С, причём основные результаты приведены для ТЗП из материала типа А. В настоящей работе этот теплозащитный материал выбран в качестве примера реализации разработанных методик и программного комплекса при расчётном определении тепловой защиты ДМ.

Результаты представлены для выбранной для КК «ЭКЗОМАРС-2020» точки посадки на поверхность Марса – «Oxia Planum» с координатами 18.2° северной широты и 335.5° восточной долготы.

Анализ состояния атмосферы Марса показал, что для экспедиции «ЭКЗОМАРС-2020» не реализуется пылевой сценарий атмосферы с повышенным содержанием пыли, как это имело место для экспедиции «ЭКЗОМАРС-2018». Вследствие этого в проводимых расчётах была исключена дополнительная эрозийная нагрузка на тепловую защиту ДМ, связанная с уносом ТЗП за счёт воздействия на поверхность аппарата пылевых частиц атмосферы Марса (Голомазов М.М., Иванков А.А., 2016). В этой связи рассматривались две модели атмосферы Марса – «холодная» и «тёплая» (Millour E. et al., 2014), в качестве основной при проведении расчётов была выбрана более критичная по тепловому воздействию на аппарат «тёплая» модель атмосферы Марса.

Исследовался следующий диапазон начальных значений баллистических параметров: скорость входа $V_0=5582$ м/с, углы входа в интервале $\theta_0=-12.6...13.1^\circ$ при одинаковой начальной высоте $H_0=120$ км. Масса ДМ полагалась равной 2000 кг. Угол атаки при движении по траектории не превышал 10° . В расчётах использовались аэродинамические характеристики ДМ по результатам работы (Голомазов М.М., Финченко В.С., 2013). Траектории рассчитывались до момента ввода 1-го каскада парашютной системы при значениях чисел Маха $\sim 1.8-2.1$.

Описание конструкции ДМ подробно представлено в работе (Хартов В.В. и др., 2014). Особенности конфигурации аппарата приведены на рисунке 2а. Лобовая поверхность ДМ представляет собой затупленный по сфере конус с углом полураствора $\alpha_{к1}=70^\circ$ и радиусом сферического затупления $R_1=950$ мм. Лобовая поверхность посредством торовой кромки радиуса $R_2=95$ мм гладко сопрягается с конической поверхностью донной части с углом полураствора $\alpha_{к2}=37^\circ$. Диаметр миделевого сечения аппарата составляет $D_m=3.8$ м. На рисунке 2б представлен состав материалов стенки корпуса ДМ по слоям и расчётная схема стенки, на которой слой 1 – теплозащитное покрытие; 2 – сотовая конструкция; слои 3 и 5 являются обшивками сотовой конструкции 4, слои 3...5 составляют несущую конструкцию ДМ. Подробное описание конструкции стенки ДМ и состав материалов по слоям в (Финченко В.С. и др., 2014).

При проведении расчётов в качестве основной выбрана траектория с минимальным значением (по абсолютной величине) угла входа $\theta_{01}=-12.6^\circ$, для которой достигалась максимальная тепловая нагрузка. В последующем изложении эта траектория будет называться «пологой», и для неё (если не оговорено обратное) будут демонстрироваться основные результаты. Траектория с углом входа $\theta_{02}=-13.1^\circ$ – с меньшей тепловой нагрузкой – будет называться «крутой» и использоваться в дальнейшем для сравнения с результатами для пологой траектории.

На рисунке 3 представлены баллистические параметры исследуемой траектории: высоты H , скорости V и скоростного напора $q^*=\rho V^2/2$.

На рисунке 4 приведены значения параметров торможения газового потока: удельной энтальпии H_0 , давления P_0 и температуры T_0 . Эти параметры характеризуют состояние газового потока за ударной волной и позволяют оценить уровни температуры и давления газа в высокотемпературном ударном слое у поверхности аппарата. Как следует из графиков, в ударном слое реализуются максимальные значения температуры $T_{0m}\sim 3800$ К – в промежутке времени $t=50\dots 70$ с и давления газа $P_{0m}\sim 17$ кПа – в промежутке $t=90\dots 110$ с. Максимальное значение энтальпии торможения достигается на начальном участке траектории и составляет $H_{0m}\sim 16$ МДж/кг.

На рисунке 5 представлено распределение суммарного теплового потока $q(t)$ к лобовой поверхности ДМ вдоль исследуемой траектории при нулевом угле атаки для пяти характерных точек поверхности (см. рисунок 2а). В окрестности критической точки аппарата (точка 1) за счёт перехода кинетической энергии газа в тепловую при полном торможении газового потока тепловое воздействие атмосферы было максимальным.

На рисунках 6 и 7 для максимального по траектории угла атаки $\alpha=10^\circ$ приведены рассчитанные

значения суммарных тепловых потоков $q(L)$ соответственно для подветренной и наветренной сторон лобовой поверхности аппарата (расстояние L отсчитывается от критической точки поверхности ДМ). Распределения тепловых потоков $q(L)$ представлены для пяти характерных моментов времени $t_j=30, 60, 86, 90, 120$ с, $j=1\dots 5$ вдоль траектории, включая распределение в момент достижения максимума теплового потока при $t=86$ с.

В распределениях $q(L)$ отмечается почти монотонное убывание теплового потока от критической точки к кромке, в которой за счёт увеличения скорости газа при её обтекании происходит увеличение тепловой нагрузки. Отметим также локальное увеличение тепловых потоков в определённые моменты времени в окрестности сопряжения носового сферического затупления и конической поверхности ДМ, которое обусловлено интенсификацией теплообмена при турбулентном режиме обтекания в этой области. Это происходит на подветренной стороне поверхности (см. рисунок 6) при изменении режима течения в моменты времени $t>86$ с в пограничном слое от ламинарного – в окрестности критической точки при $0\leq L\leq 0.33$ м – к турбулентному при $L>0.33$ м. На наветренной стороне поверхности режим течения газа был ламинарным. Из рисунков 6 и 7 следует, что уровень тепловых потоков на подветренной стороне ДМ выше, чем на наветренной. Эту особенность тепловой нагрузки на аппарат при движении под углами атаки необходимо учитывать при разработке тепловой защиты.

Для оценки уноса массы по траектории будем использовать расчётный случай движения аппарата без угла атаки, что соответствует симметричному (относительно критической точки) распределению тепловых потоков по поверхности (см. рисунок 8) и в среднем – суммарной тепловой нагрузке на аппарат.

Разработка тепловой защиты десантного модуля КК «ЭКЗОМАРС» с применением программного комплекса проводится по следующей схеме. Сначала в ходе предварительных расчётов определяется распределение линейного уноса ТЗП $\Delta\delta_{тзп}(L)$ по обводу поверхности аппарата. В этих расчётах значение толщины ТЗП задаётся с некоторым запасом, превышающим полный унос покрытия. По результатам расчётов осуществляется оценка начальных значений толщины теплозащитного покрытия.

На следующем этапе уточняются предварительные результаты таким образом, чтобы выбранные значения $\delta_{тзп}$ обеспечивали заданный температурный режим конструкции аппарата, т.е. чтобы выполнялось условие не превышения температурой конструкции – допустимых значений T_d ($T<T_d$). Следует отметить, что в этих расчётах определяется распределение минимально необходимых значений толщины покрытия $\delta_{тзп,min}$, обеспечивающих тепловой режим конструкции при минимальных весовых затратах.

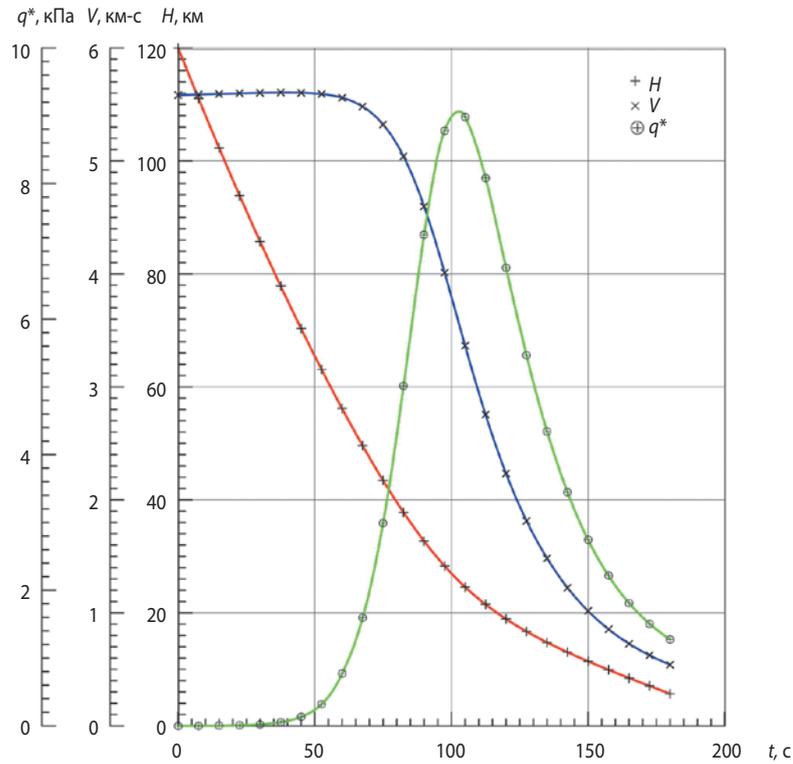


рисунок 3. Параметры траектории входа ДМ в атмосферу Марса

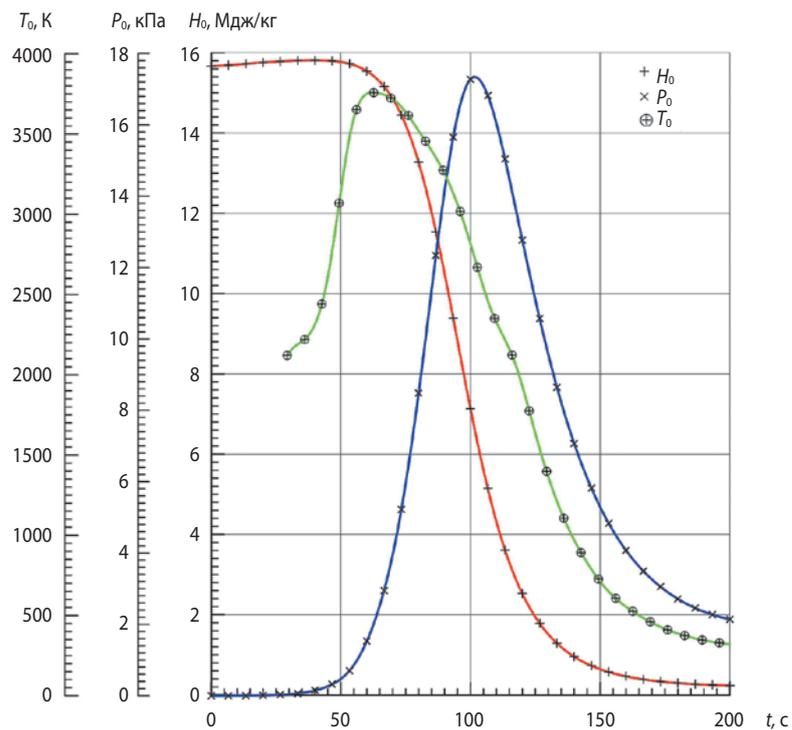


рисунок 4. Параметры торможения газового потока

На практике при определении значения $\delta_{\text{тзп}}$ необходимо учитывать следующее. Окончательное значение этого параметра формируется таким образом, чтобы исключить влияние погрешностей производственного процесса и технологии нанесения ТЗП на защищаемую поверхность. Принимается, что локальная погрешность в значении $\delta_{\text{тзп}}$ при нанесении ТЗП на поверхность не должна превышать некоторой величины $\Delta\delta$. Необходимо также учиты-

вать погрешности в задании исходных данных и погрешности вычислений при расчётном определении $\delta_{\text{тзп}}$.

Таким образом, окончательная величина $\delta_{\text{тзп}}$ формируется с определённым запасом по отношению к рассчитанному минимальному значению $\delta_{\text{тзп, min}}$, т.е. должна составлять не менее $k \cdot \delta_{\text{тзп, min}}$, где масштабный множитель k (коэффициент запаса) находится в пределах $k=1.1 \dots 1.15$.

ПРОГРАММНЫЙ КОМПЛЕКС ДЛЯ РАЗРАБОТКИ СИСТЕМ ТЕПЛОЙ ЗАЩИТЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ, СПУСКАЕМЫХ В АТМОСФЕРАХ ПЛАНЕТ

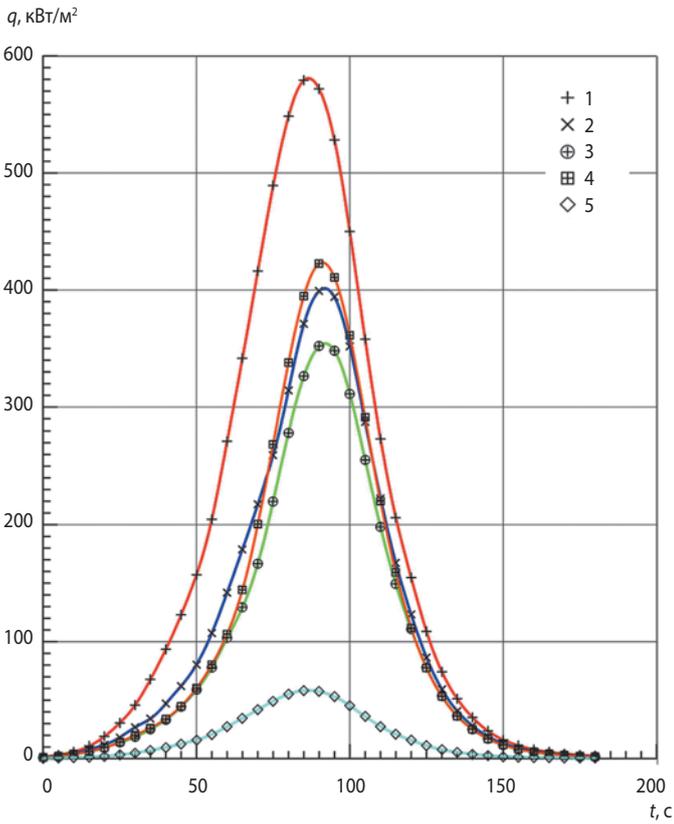


рисунок 5. Распределение тепловых потоков вдоль траектории в точках поверхности 1...5

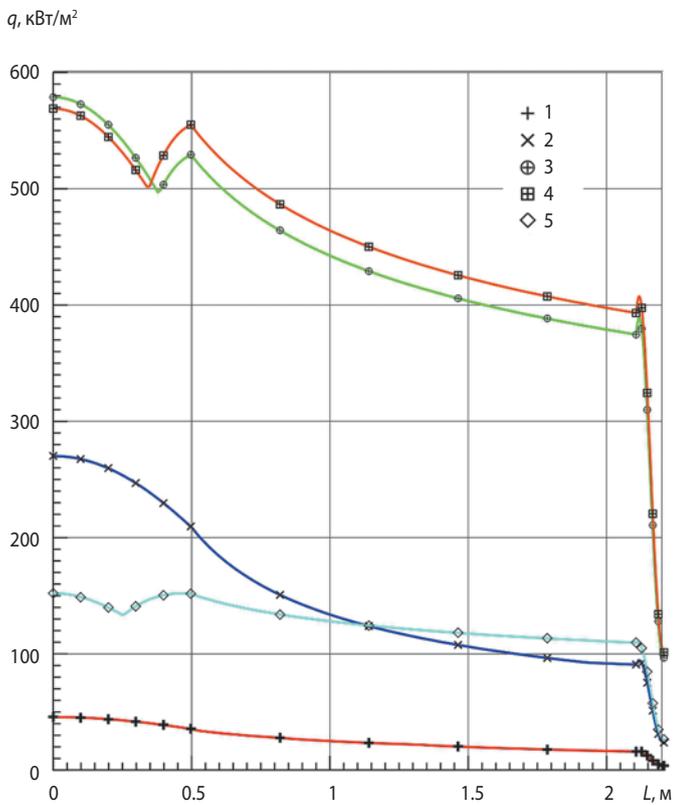


рисунок 6. Подветренная сторона – распределение тепловых потоков вдоль лобовой поверхности

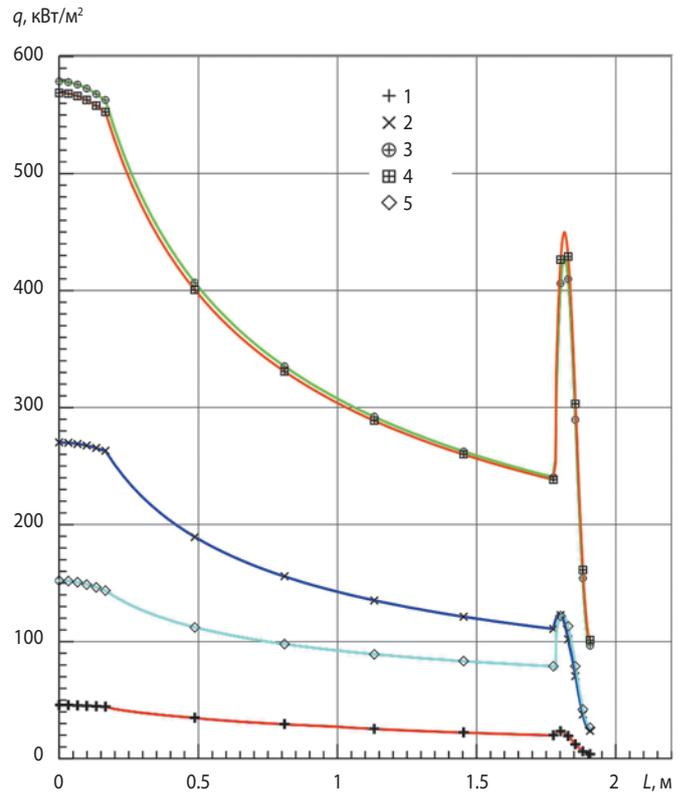


рисунок 7. Наветренная сторона – распределение тепловых потоков вдоль лобовой поверхности

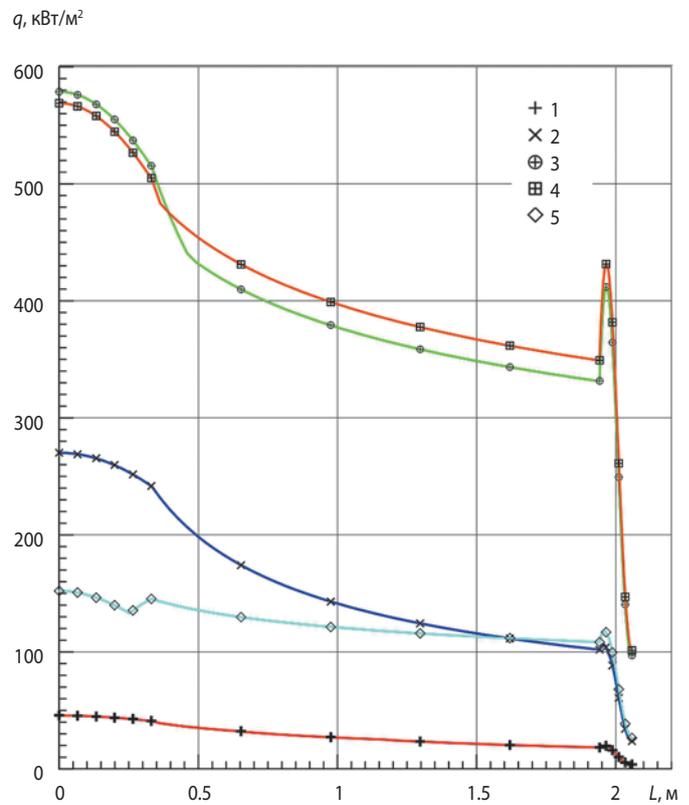


рисунок 8. Движение без угла атаки – распределение тепловых потоков вдоль лобовой поверхности

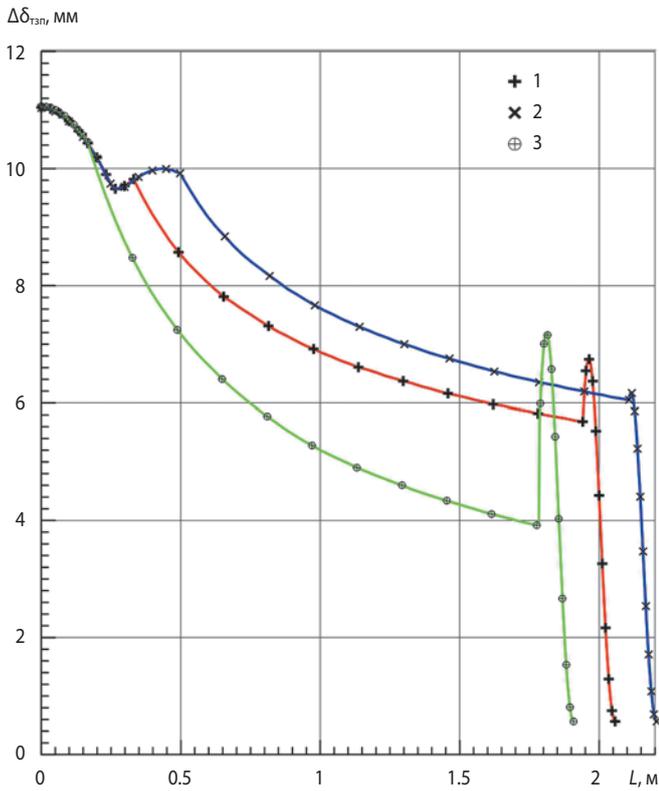


рисунок 9. Распределение линейного уноса ТЗП $\Delta\delta_{тзп}(L)$ вдоль лобовой поверхности ДМ

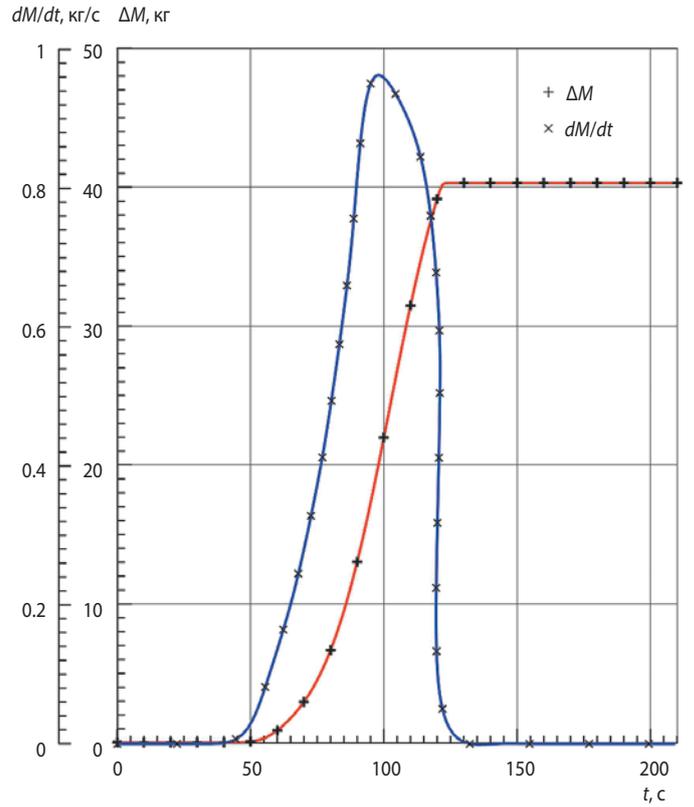


рисунок 11. Распределение потери массы ΔM и скорости потери массы dM/dt вдоль пологой траектории

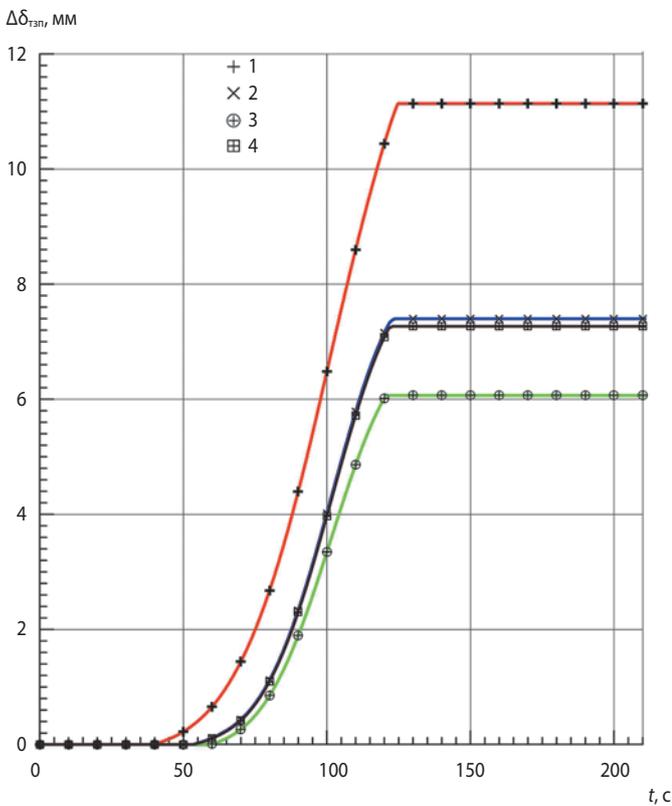


рисунок 10. Зависимость линейного уноса ТЗП вдоль траектории движения ДМ

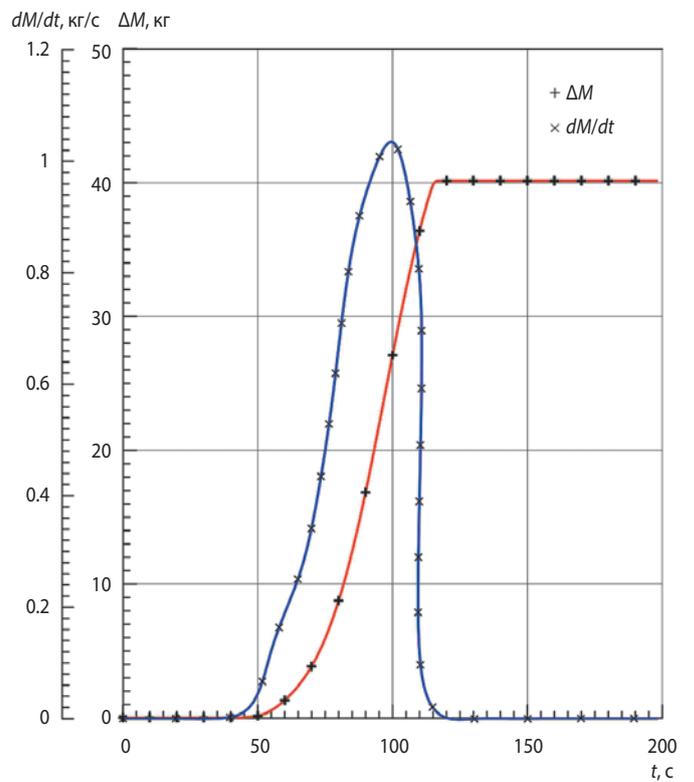


рисунок 12. Распределение потери массы ΔM и скорости потери массы dM/dt вдоль крутой траектории

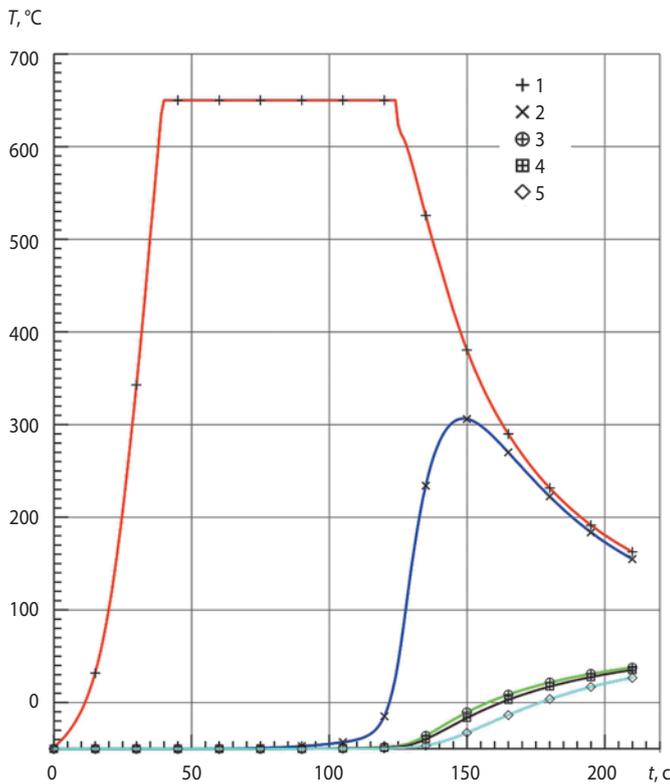


рисунок 13. Распределение температуры $T_i(t)$ в заданных точках $i=1\dots 5$ по сечению стенки ДМ вдоль траектории

С учётом представленных допущений и предположений значение толщины $\delta_{\text{тзп}}$ определяется из условия

$$\delta_{\text{тзп}} \geq k \cdot \delta_{\text{тзп, мин}} + \Delta\delta. \quad (12)$$

В последующем изложении (если не оговорено обратное) в качестве величины $\delta_{\text{тзп}}$ будем использовать именно значение параметра $\delta_{\text{тзп, мин}}$ без учёта погрешностей производства и коэффициента запаса, принимая во внимание, что окончательное значение толщины ТЗП формируется на основе выбранного значения $\delta_{\text{тзп, мин}}$ с использованием формулы (12).

На рисунке 9 демонстрируются распределения линейного уноса ТЗП $\Delta\delta_{\text{тзп}}(L)$ вдоль лобовой поверхности ДМ. Результаты приводятся для расчётных случаев как без учёта угла атаки ($\alpha=0^\circ$) – кривая красного цвета, так и с его учётом ($\alpha=10^\circ$) – кривые синего цвета для подветренной стороны и зелёного – для наветренной стороны. Из графиков следует, что максимальный унос ТЗП достигается в критической точке аппарата, а минимальный – в окрестности участка поверхности перед торовой кромкой – зоны сопряжения лобовой и задней поверхности ДМ. Результаты на рисунке 9 позволяют оценить начальные значения толщины ТЗП вдоль поверхности ДМ для их уточнения в последующих расчётах, а также при формировании окончательного значения $\delta_{\text{тзп}}$ с использованием формулы (12).

На рисунке 10 для представления динамики процесса линейного уноса $\Delta\delta_{\text{тзп}}(t)$ ТЗП приведён график

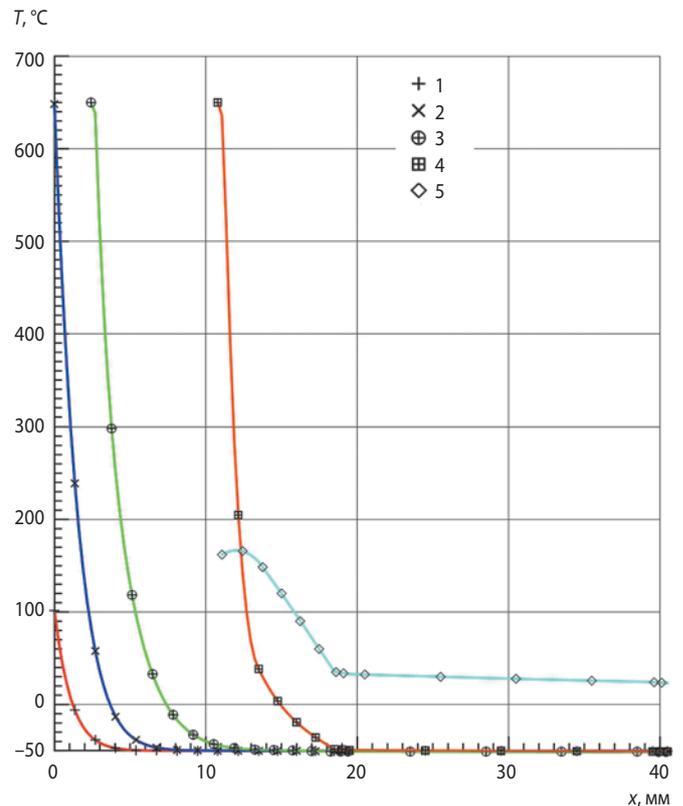


рисунок 14. Распределение температуры $T_j(x)$ по толщине стенки ДМ в заданные моменты времени t_j , $j=1\dots 5$

зависимости этого параметра вдоль траектории движения ДМ без угла атаки. Результаты приведены для точек 1...4 лобовой поверхности аппарата (см. рисунок 2а), в которых происходил унос ТЗП. Максимальное значение уноса $\Delta\delta_{\text{тзп}}$ после его завершения достигается в критической точке 1 и составляет примерно 11.1 мм. По обводу поверхности с уменьшением тепловой нагрузки унос ТЗП также уменьшается, меняясь в пределах $\sim 11\dots 6$ мм.

На рисунках 11 и 12 для иллюстрации процессов динамики уменьшения массы аппарата при термическом разрушении ТЗП за счёт аэродинамического нагрева приведены распределения потери массы ΔM (кривые красного цвета) и скорости потери массы dM/dt (кривые синего цвета) соответственно вдоль двух исследуемых траекторий ДМ – пологой и крутой.

На рисунках 13 и 14 для иллюстрации процесса выбора значения толщины ТЗП по обводу поверхности представлены распределения температуры по толщине конструкции стенки в критической точке лобовой поверхности аппарата.

На рисунке 13 показано распределение температуры $T_i(t)$, $i=1\dots 5$ по времени в заданных точках по сечению стенки ДМ в соответствии с системой обозначений: кривая 1 соответствует внешней поверхности ТЗП; кривые 2...5 – стыкам слоёв 1...5 материалов стенки (см. рисунок 2б).

На рисунке 14 приведено распределение температуры $T_j(x)$, $j=1\dots 5$ по толщине стенки в заданные моменты времени $t_j=20, 39.4$ (начало уноса ТЗП), $80, 124.7$ (завершение уноса ТЗП), 210 с.

Из графиков следует, что температура несущей конструкции ДМ (кривые 3 и 5 на рисунке 13) не превышает значения допустимой температуры T_d , величина которой в исследуемом случае равна $T_d=130^\circ\text{C}$, т.е. выполняется условие $T < T_d$. Таким образом, выбранное расчётное значение толщины ТЗП, которое в окрестности критической точки аппарата составляет 13.5 мм, обеспечивает заданный тепловой режим конструкции. Рассчитанное значение представляет собой минимальное значение толщины покрытия $\delta_{\text{тзп, min}}$. При окончательном формировании величины $\delta_{\text{тзп}}$ с использованием формулы (12) следует учитывать коэффициент запаса и особенности технологии нанесения ТЗП на поверхность ДМ.

заключение

Представлено описание математической модели, методов расчёта и программного комплекса, используемых для расчётного определения тепловой защиты космических аппаратов, спускаемых в атмосферах планет. Особенностью комплекса является возможность в рамках единого алгоритма проводить большой объём вычислительных работ, связанных с выбором проектных параметров теплозащитных систем за приемлемое при проектировании космической техники время на ЭВМ. Это актуально при разработке тепловой защиты спускаемых аппаратов, когда приходится иметь дело с большим количеством входных данных и расчётных параметров. Возможности программного комплекса представлены на примере разработки тепловой защиты десантного модуля КК «ЭКЗОМАРС-2020». Программный комплекс можно использовать при расчёте тепловых нагрузок и тепловой защиты для других аппаратов, спускаемых в атмосферах планет.

список литературы

- Бартедьев О.В.* Современный Фортран. М.: Диалог - МИФИ, 2005. 388 с.
- Баула Г.Г., Маркелова Т.В., Николаев В.М., Пластинин Ю.А. и др.* Методические указания. Модель излучения высокотемпературных газовых объёмов для расчёта теплообмена летательных аппаратов // РД 50-25645.114-84. М.: Изд-во стандартов, 1984. 60 с.
- Борисов В.М., Голомазов М.М., Иванков А.А., Финченко В.С.* Расчет лучистого теплообмена в задачах обтекания тел с учетом потери массы теплозащитного покрытия // Известия РАН. Механика жидкости и газа. 2004. № 4. С. 143-151.

Борисов В.М., Иванков А.А. Расчет переноса лучистой энергии при гиперзвуковом обтекании затупленных тел с использованием P_1 - и P_2 -приближений метода сферических гармоник // Журнал вычислит. математики и мат. физики. 1992. Т. 32, № 6. С. 952-966.

Власов В.И., Горшков А.Б., Залогин Г.Н., Землянский Б.А. и др. Руководство для конструкторов. Конвективный теплообмен изделий РКТ / Под ред. Б.А. Землянского. Королев: ЦНИИмаш, 2010. 397 с.

Голомазов М.М., Иванков А.А. Расчетно-теоретическое исследование воздействия атмосферы Марса на десантный модуль проекта «ЭКЗОМАРС-2018» при аэродинамическом торможении // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 2. С. 26-35.

Голомазов М.М., Иванков А.А. Численное исследование влияния частиц атмосферы Марса на конструкцию теплозащиты десантного модуля «ЭКЗОМАРС-2» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 2. С. 11-21.

Голомазов М.М., Финченко В.С. Аэродинамическое проектирование спускаемого аппарата в атмосфере Марса по проекту «ЭКЗОМАРС» // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 4. С. 40-46.

Иванков А.А. Численное исследование влияния фильтрации газообразных продуктов термического разложения на теплозащиту спускаемых аппаратов // Тепловые процессы в технике. 2012. Т. 4, № 8. С. 368-375.

Иванков А.А. О численном решении задачи прогресса многослойной теплозащиты спускаемого аппарата с учетом уноса массы внешних и внутренних слоев покрытия // Журнал вычислит. математики и мат. физики. 2005. Т. 45, № 7. С. 1279-1288.

Коган М.Н. Динамика разреженного газа. М.: Наука, 1967. 440 с.

Кудрявцев Л.Д. Курс математического анализа. В 3-х т. М.: Высшая школа, 1988. Т. 1, 712 с. Т. 2, 576 с.; 1989. Т.3, 352 с.

Финченко В.С., Иванков А.А., Шматов С.И., Мордвинкин А.С. Предварительные результаты расчетных и экспериментальных исследований основных параметров аэротермодинамики десантного модуля проекта «ЭКЗОМАРС» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 2. С. 65-75.

Хартон В.В., Мартынов М.Б., Лукьянчиков А.В., Алексаикин С.Н. Проектная концепция десантного модуля «ЭКЗОМАРС-2018, создаваемого НПО им. С.А. Лавочкина // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 2. С. 5-12.

Millour E., Forget F., Lewis S.R. Mars Climate Database v.5.1. User Manual. (ESTEC Contract 11369/95/NL/JG «Mars Climate Database and Physical Models»). [Электронный ресурс]. Систем. требования: Adobe Acrobat Reader. URL: <http://www-mars.lmd.jussieu.fr> (дата обращения: 15.05.2017).

Статья поступила в редакцию 16.05.2017 г.

ИССЛЕДОВАНИЕ МИКРОСТРУКТУРЫ И СВОЙСТВ ХРОМОНИКЕЛЕВОЙ СТАЛИ 316L, ПОЛУЧЕННОЙ МЕТОДОМ СЕЛЕКТИВНОГО ЛАЗЕРНОГО СПЛАВЛЕНИЯ

STUDIES OF MICROSTRUCTURE AND PROPERTIES OF THE 316L CHROME-NICKEL STEEL, OBTAINED BY SELECTIVE LASER MELTING METHOD

А.И. Ананьев¹,
кандидат технических наук,
anai@laspace.ru;
A.I. Ananiev

М.В. Шибалов¹,
кандидат технических наук,
anai@laspace.ru;
M.V. Shibalov

А.А. Курков¹,
кандидат технических наук,
kaa@laspace.ru;
A.A. Kurkov

Ю.П. Борщев¹,
byp@laspace.ru;
Y.P. Borshev

С.Э. Куркин¹,
kse@laspace.ru;
S.E. Kurkin

А.С. Севастьянов¹,
sas@laspace.ru;
A.S. Sevastianov

Рассмотрено влияние селективного лазерного сплавления порошка на микроструктуру и свойства стали 316L. Экспериментально установлено, что после нагрева и рекристаллизации топографическая и кристаллографическая текстура зерна сохраняется. Такая микроструктура сообщает сплаву уникальные механические свойства ($\sigma_6=65$ кг/мм², $\delta=57\%$), недостижимые при использовании традиционных способов производства. Показано, что текстуру зерна можно контролировать, изменяя ориентацию оси образца относительно стола принтера при 3D-построении.

The impact of the powder selective laser melting on the 316L steel microstructure and properties is considered. It is experimentally determined that after heating and recrystallization the topographical and crystallographic texture of the grain is retained. Such the microstructure imparts the unique mechanical properties to the alloy ($\sigma=65$ kg/mm², $\delta=57\%$), unachievable when traditional manufacturing methods are used. It is shown that the grain texture can be controlled by changing the sample axis orientation relatively to the printer desk while 3D-constructing.

Ключевые слова: эпитаксия; текстура; сопутствующая термообработка; анизотропия; механические свойства.

Key words: epitaxy; texture; relevant thermal treatment; anisotropy; mechanical properties.

Послойное наращивание трёхмерного объекта методом селективного лазерного сплавления (Selective Laser Melting – SLM) обуславливает образование специфической слоистой микроструктуры материала, которая сообщает материалу уникальные свойства, отличные от полученных другими способами производства. Металлографическое исследование позволяет выявить особенности формирования микроструктуры и её изменение под влиянием тех или иных металлургических и технологических факторов. Химический состав, фазовое состояние и структура определяют физико-механические свойства металлических сплавов. Исследование закономерностей формирования структуры сплава позволяет предвидеть и планировать свойства получаемого материала. Метод SLM позволяет получать компактные сложнопрофильные детали и представляет интерес для производства летательных аппаратов.

В статье рассмотрены особенности структурных превращений аустенита в нержавеющей хромоникелевой стали AISI 316L, полученной путем лазерного синтеза, и взаимосвязь микроструктуры с механическими свойствами сплава. В исследовании использовали волоконнооптический иттербиевый YLR лазер мощностью 400 Вт, фокус лазера 100^{±20} мкм, скорость сканирования 15 м/с, толщина слоя 30 мкм.

Химический состав стали AISI 316L: Fe – основа; С – до 0,03%; Cr 15–17%; Ni 14–16%; Mo 2,5–3%; Si – до 0,6%. Общее представление о фазовом состоянии хромоникелевой стали 316L видно из диаграммы фазового равновесия сплавов тройной системы Fe – Cr – Ni. На рисунке 1 показаны изотермические сечения железного угла системы Fe – Cr – Ni при температурах 1100°C и 650°C (Гуляев А.П., 1986; Лившиц Б.Г., 1990), химический состав стали 316L помечен кружком.

¹ АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

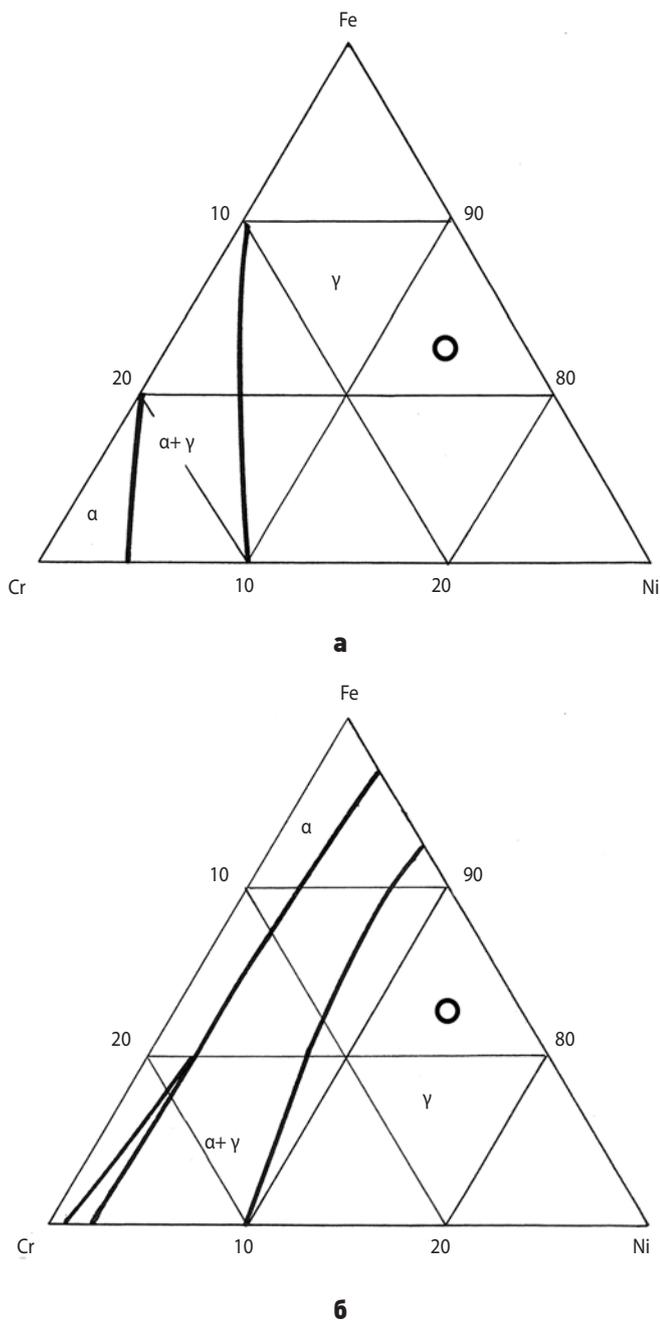


рисунок 1. Фазовый состав нержавеющей хромоникелевой стали 316L при температурах 1100°C (а) и 650°C (б)

Как видно, точка, соответствующая химическому составу стали 316L находится в аустенитной области. Аналогичная сталь (X18H14M3) при нормальных условиях обладает стабильным аустенитом, ни охлаждение, ни деформация при низких температурах не вызывают образование α -фазы (Гуляев А.П., 1986).

Физико-механические свойства сплавов зависят от способа производства. Например, прочность литой стали 316L – 485 МПа, проката – 570 МПа; в случае SLM прочность стали возрастает до 660 МПа, а относительное удлинение достигает 67% (Грязнов М.Ю., Шотин С.В., Чувиндеев В.Н., 2012). Повышение механических свойств объясняется особенностями микроструктуры, получаемой в процессе

SLM. Высокая плотность теплового потока при SLM ведёт к перегреву расплавленного металла вплоть до температуры кипения и взрыва мелких фракций порошка. При этом происходит капельный унос металла в возгон. Скорости охлаждения расплавленного металла достигают 10^6 °C/с. Происходит рост дисперсных столбчатых кристаллитов, как правило, без осей второго порядка (Гуляев А.П., 1986). Металлические гранулы в инфильтрате можно видеть под микроскопом (Ананьев А.И., Борщев Ю.П., Квардаков М.Ю., Куркин С.Э. и др., 2016). Следует отметить, что после воздействия лазерного луча металлические гранулы, унесённые в инфильтрат, приобретают магнитные свойства. Аналогичное явление ранее наблюдали авторы (Котомин А.А., Васильев А.В., Харченко В.В., Ефанов В.В. и др., 2015) после взрывного нагружения трубки из нержавеющей стали марки 12Х18Н10Т. Взрывной характер сопровождается распространением волн, воздействующих на структуру металла. В результате могут образоваться метастабильные структуры с новыми свойствами, например, структура с решёткой объёмноцентрированного куба, обладающая ферромагнетизмом (рисунок 2).

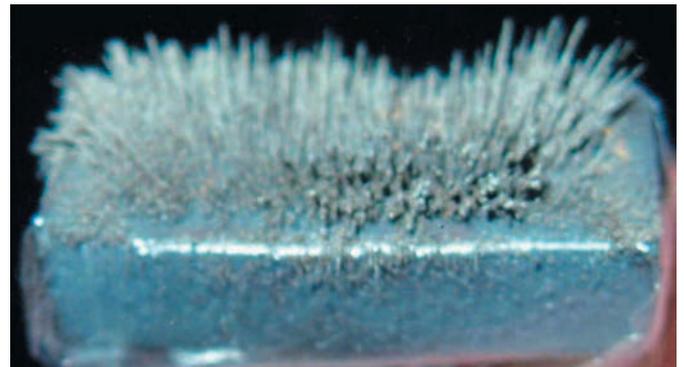
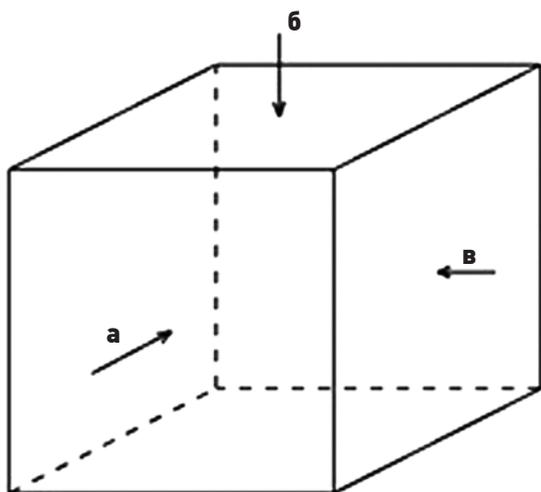


рисунок 2. Частицы инфильтрата стали 316L на поверхности магнита

В процессе SLM имеет место эпитаксия, т.е. кристаллографическое соответствие решёток растущего кристаллита с металлом предыдущего частично оплавленного слоя. Формируются зёрна, вытянутые в направлении теплоотвода. Свойства такой текстурированной структуры неравномерны в разных направлениях, т.е. металл, полученный методом SLM, анизотропен. Имеются и другие структурные особенности, обусловленные кинематикой принтера: шагом вертикальной подачи стола, шагом смещения луча, шириной и длиной трэка, скоростью перемещения лазерного пятна и др., которые влияют на микроструктуру сплава (Гибсон Я., Розен Д., Стакер Б., 2016). В свою очередь, микроструктура влияет на механические свойства сплава. Поэтому металлографический анализ на разных стадиях производства является неотъемлемым инструментом корректировки технологического процесса SLM.



а – фронтальное направление; **б** – вид сверху; **в** – вид сбоку.

рисунок 3. Микроструктура стали 316L в трёх взаимно перпендикулярных плоскостях

Для металлографического анализа изготавливали штабики из стали 316L размером 35×35×10 мм. Исследование проводили на лазерном 3D-микроскопе KEYENCE VK-X150/160 (Япония). Микроструктура шлифов, приготовленных в трёх взаимно перпендикулярных плоскостях, показана на рисунке 3.

На микрошлифах можно видеть длину и ширину трёков лазерного луча, толщину наплавленных слоёв металла. Эти параметры определяются зернистостью порошка и режимом SLM. Также видно, что толщина слоёв неравномерна. Это объясняется неоднородностью гранулометрического состава порошка. Для расплавления более мелких частиц требуется меньшее количество теплоты. Избыточное количество энергии в тепловом пятне расходуется на проплавление предыдущего слоя, в результате чего толщина предыдущего слоя имеет утонение, что можно наблюдать под микроскопом. Вследствие преимущественного роста кристаллитов в вертикальном направлении формируется не только топографическая, но и кристаллографическая текстура, которая способствует повышению механических свойств.

Границы между слоями и между трёками в пределах одного слоя различают как два типа межзёрненных границ в SLM-материалах. Более тонкие границы между слоями образуются в результате кристаллизации расплавленного металла на частично оплавленных зёрнах предыдущего слоя. Методом локального спектрального анализа не выявлено изменения химического состава на границе между слоями (*Shifeng Wen, Shuai Li, Oingsong Wei, Chunze Yan et al., 2014*). Границы между трёками в пределах одного слоя более грубые и разнообразно ориентированные относительно направления послойного роста. В местах пересечения границ образуется острый угол, и здесь происходит зарождение трещины при растяжении материала.

Сталь 316L имеет в своём химическом составе 3% Mo, который участвует в образовании карбидных включений при старении из закалённого состояния и упрочнении сплава за счёт дисперсионного твердения. Этот процесс сопровождается повышением прочности и уменьшением пластичности. Измерение микротвердости сплава проводили на твёрдоме-

ре ПМТ-3. Нагрузка на индентор составляла 200 гр. Установлено, что микротвердость в объёме образца распределена неравномерно. В нижней и средней части она составляет 255–280 H_v , тогда как в верхней части 213–225 H_v , что можно объяснить влиянием термообработки, сопутствующей SLM. Процесс изготовления детали методом SLM продолжается несколько часов. За это время полуфабрикат значительно нагревается, о чём можно судить по золотистому цвету побежалости на поверхности стали. Для хромоникелевых сталей золотистый цвет соответствует нагреву на воздухе до температуры 400°C. Фактическая температура полуфабриката при SLM выше, т.к. процесс ведется в защитной атмосфере аргона, примесь кислорода составляет не более 0,15%. Во время пребывания сплава в указанных температурно-временных условиях происходит распад пересыщенного твёрдого раствора и дисперсионное твердение. Очевидно, что продолжительность пребывания металла в области температур старения различна для верхнего слоя и основной массы. Схематично это представлено на рисунке 4, где показаны кривые охлаждения полуфабриката при работающем – 1 и выключенном лазере – 2. Выделенный участок на оси ординат соответствует температуре старения сплава.

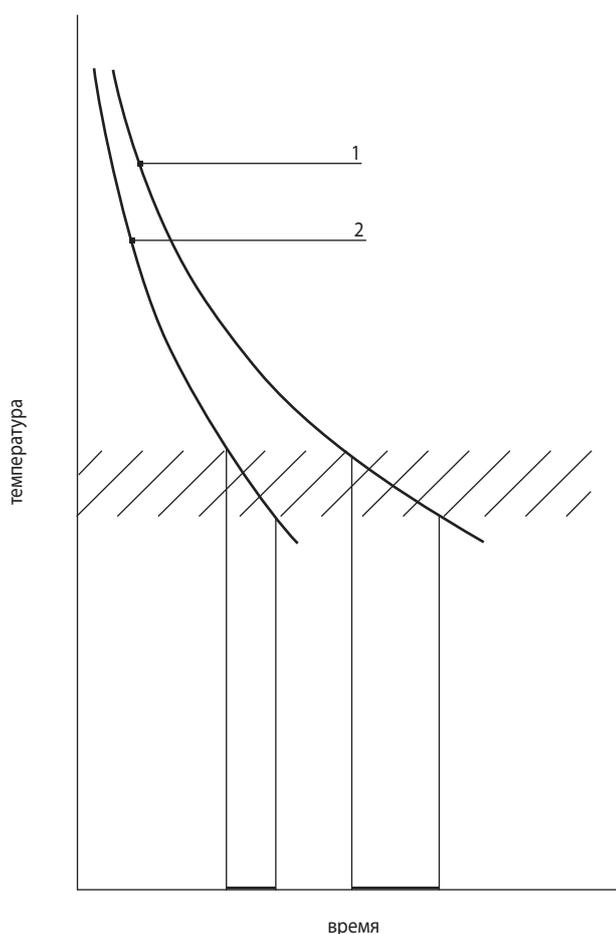


рисунок 4. Схема охлаждения сплава до и после выключения лазера

Как видно, во втором случае (при выключенном лазере) продолжительность пребывания верхнего слоя образца в области температур старения меньше, чем в первом случае (соответствующие участки выделены на оси абсцисс). По-видимому, после выключения лазера время пребывания сплава в области температур старения недостаточно для дисперсионного твердения верхнего слоя образца. Тв лазерность закаленного аустенита (верхний слой) ниже, чем после дисперсионного твердения (нижний слой). Вероятно, с помощью дополнительного отпуска готовой детали можно завершить старение верхнего слоя. Для подтверждения этой точки зрения была произведена дополнительная термическая обработка образца по режиму: 450°C, выдержка 1 час. После обработки микротвердость верхнего слоя образца повысилась с 213–225 H_v до 258–273 H_v , т.е. сравнялась с твёрдостью основной массы образца. Распределение прочности металла в объёме образца стало более равномерным. Это целесообразно иметь в виду при SLM-процессах с термообрабатываемыми сплавами, т.к. неравномерная деформационная способность металла ведёт к снижению прочности.

Оценку влияния анизотропии на механические свойства сплава производили на стандартных цилиндрических образцах, изготовленных методом SLM. Часть образцов выращивалась в горизонтальном положении на столе-платформе 3D-принтера, а другая часть – в вертикальном положении. Как было отмечено, в процессе SLM формируется текстурированная структура, ориентированная вертикально относительно стола принтера. Текстура может быть направлена вдоль или поперек оси образца, в зависимости от положения образца на столе при построении, т.е. её можно контролировать. Для рекристаллизации зёрен часть образцов из каждой серии подвергали нагреву от температуры 1050°C (температура закалки российского аналога стали 316L) в течение 1 часа. В результате термообработки произошло растворение границ между слоями и рост зерна. На рисунке 5 представлена структура стали после рекристаллизации.

Как видно из рисунка 5, рекристаллизованные зёрна не являются равноосными и сохраняют прежнее преимущественно вертикальное направление. Это – уникальная особенность микроструктуры сплава, свойственная технологии SLM, она объясняется кристаллографическим соответствием решёток смежных слоёв, при этом механические характеристики сплава существенно улучшаются.

Образцы каждой серии подвергли механическому испытанию на растяжение. Испытание производили на разрывной машине Р5. Скорость нагружения составляла 5 мм/мин. Результаты механических испытаний представлены в таблице.

ИССЛЕДОВАНИЕ МИКРОСТРУКТУРЫ И СВОЙСТВ ХРОМОНИКЕЛЕВОЙ СТАЛИ 316L, ПОЛУЧЕННОЙ МЕТОДОМ СЕЛЕКТИВНОГО ЛАЗЕРНОГО СПЛАВЛЕНИЯ

таблица – Влияние направления роста кристаллитов относительно внешней нагрузки и нагрева образцов до температуры 1050°C на механические свойства стали 316L

состояние материала	горизонтальные образцы		вертикальные образцы	
	прочность, кг/мм ²	относительное удлинение, %	прочность, кг/мм ²	относительное удлинение, %
после изготовления	65	32	40	40
после термообработки	60	32	58	57



рисунок 5. Микроструктура стали 316L после нагрева под закалку. X100

Как следует из таблицы, механические свойства образцов изменяются в зависимости от ориентации образцов (горизонтальных и вертикальных) и от термической обработки. Помимо текстуры, ориентированной определенным образом, это можно объяснить различными скоростями построения образцов и, соответственно, различными температурно-временными условиями роста кристаллитов. Продолжительность построения вертикальных образцов в 3–4 раза больше, чем горизонтальных. Соответственно, скорость охлаждения вертикального образца выше, чем у горизонтального, так как количество теплоты, необходимое для плавления образца, в обоих случаях одно и то же. После закалки от температуры 1050°C прочность образцов обеих партий сравнялась. В то же время величина относительного удлинения вертикальных образцов значительно возросла.

Таким образом, экспериментально установлено, что после SLM твёрдость и свойства поверхностного слоя и основной массы сплава различны, что связано с различием температурно-временных режимов поверхностного слоя и массы образца.

Неравномерность физико-механических свойств по высоте образца при использовании метода SLM

устраняется путём стабилизирующего отжига и рекристаллизации металла. При этом границы между слоями растворяются и исчезают, но преимущественная вертикальная текстура зёрен сохраняется.

За счёт возможности контролировать топографическую и кристаллографическую текстуру сплава метод SLM позволяет получить величину относительного удлинения сплава 57%, что более, чем в полтора раза превышает стандартное значение для стали 03X17H14Б3. Полученные результаты согласуются с данными металлографического анализа.

список литературы

Ананьев А.И., Борцев Ю.П., Квардаков М.Ю., Куркин С.Э. и др. Формирование сложнопрофильных деталей космических аппаратов методом селективного лазерного сплавления // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 1. С. 87-92.

Гибсон Я., Розен Д., Стакер Б. Технология аддитивного производства. М.: Техносфера, 2016. 646 с.

Грязнов М.Ю., Шотин С.В., Чувиндеев В.Н. Эффект микроструктурного упрочнения стали 316L при послойном лазерном сплавлении // Вестник Нижегородского университета им. Н.И. Лобачевского. 2012. № 5 (1). С. 43-50.

Гуляев А.П. Металловедение. М.: Металлургия, 1986. 542 с.

Котомин А.А., Васильев А.В., Харченко В.В., Ефанов В.В. и др. Аналитическое и экспериментальное исследование прочности и надежности неразрушаемых трансляторов детонации систем разделения КА // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 2. С.34-44.

Лившиц Б.Г. Металлография. М.: Металлургия, 1990. 334 с.

Shifeng Wen, Shuai Li, Oingsong Wei, Chunze Yan et al. Effect of molten pool boundaries on the mechanical properties of selective laser melting parts // Journal of Materials Processing Technology. 2014. 214. P. 2660-2667.

Статья поступила в редакцию 09.01.2017 г.

ПРОЕКЦИЯ ДИАГРАММЫ НАПРАВЛЕННОСТИ ФАЗИРОВАННОЙ АНТЕННОЙ РЕШЁТКИ НА ЗЕМНУЮ ПОВЕРХНОСТЬ



А.С. Петров¹,
профессор,
доктор технических наук,
as-petr@yandex.ru;
A.S. Petrov

Получены соотношения для определения в глобальной гринвичской системе координат (ГГСК) векторной диаграммы направленности (ДН) сканирующей фазированной антенной решётки (ФАР), установленной на платформе космического аппарата, а также точек пересечения лучей ФАР с земной поверхностью, имеющей плоскую, сферическую и эллипсоидную форму. Разработан алгоритм построения контура засветки земной поверхности по заданному уровню ДН. Описан способ построения проекции ДН ФАР на земную поверхность. Приведены примеры моделирования зон засветки с графической иллюстрацией полученных результатов.

Ключевые слова:
дистанционное зондирование Земли;
фазированная антенная решётка;
проекция ДН ФАР на земную поверхность.

ВВЕДЕНИЕ

При проектировании аппаратуры космических радиолиний связи, навигации и дистанционного зондирования Земли возникают задачи определения видимой зоны её поверхности, нахождения требуемых углов поворота апертуры антенны относительно платформы, на которой она установлена, углов скани-

PROJECTION OF PHASED ANTENNA ARRAY GAIN PATTERN ON THE EARTH'S SURFACE



А.А. Прилуцкий¹,
профессор,
доктор физико-математических наук,
niidar2011@yandex.ru;
A.A. Prilutskiy

The relations determined in global Greenwich reference frame for vector gain pattern of the scanning phased antenna array (PA) accommodated on the spacecraft platform as well as PA beams cross points with the Earth's surface having plane, spherical and elliptical surfaces, are derived. The algorithm of the Earth's surface lightened outline by antenna beam definition is proposed and the method of array gain pattern projection building on the Earth's surface was described. Examples with results of lightened zones modeling and graphic illustrations are presented.

Key words:
Earth's remote sensing;
phased antenna array (PA); phased antenna array gain pattern projection on the Earth's surface.

рования диаграммы направленности при использовании фазированных антенных решёток, а также расчёта энергетического потенциала системы. Причём эти задачи приходится решать с учётом движения космического аппарата (КА) по своей орбите и вращения Земли вокруг оси. Многие вопросы динамики косми-

¹ АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

ческих тел, определения зон видимости, покрытия и обслуживания освещены в монографиях и статьях (Антонович К.М., 2005; Евграфов А.Е., Поль В.Г., 2015; Евграфов А.Е., Поль В.Г., 2016; Абалкин В.К. и др., 1975; Бартенев В.А., Болотов Г.В., Быков В.Л. и др., 1997; Parkinson В.В., Spilker J.J., 1996).

При использовании на борту космического аппарата ФАР возникают особенности анализа характеристик системы. В работе (Von Aulock W.H., 1960) получены, а в базовых учебниках и монографиях по антенной технике (Марков Г.Т., Сазонов Д.М., 1975; Mailloux R.J., 1994; Hansen R.C., 2001) приведены выражения для засветки поверхности сферы, окружающей апертуру ФАР. В самолётных и спутниковых линиях связи, а также в радиолокаторах с синтезированной апертурой она направлена и проецируется не на сферу, окружающую апертуру, а на заданную точку поверхности земного эллипсоида (рисунок 1). Впрочем, в самолётных системах эту поверхность обычно приближенно полагают плоской. В общем же случае она может иметь произвольную форму, как, например, у астероида.

Цель статьи – описать методику расчёта векторной ДН сканирующей ФАР в точках, в которых её лучи пересекаются с телом, имеющим форму эллипсоида, при учёте поворота апертуры относительно платформы, сканирования лучей, вращения Земли вокруг своей оси и КА на заданной орбите.

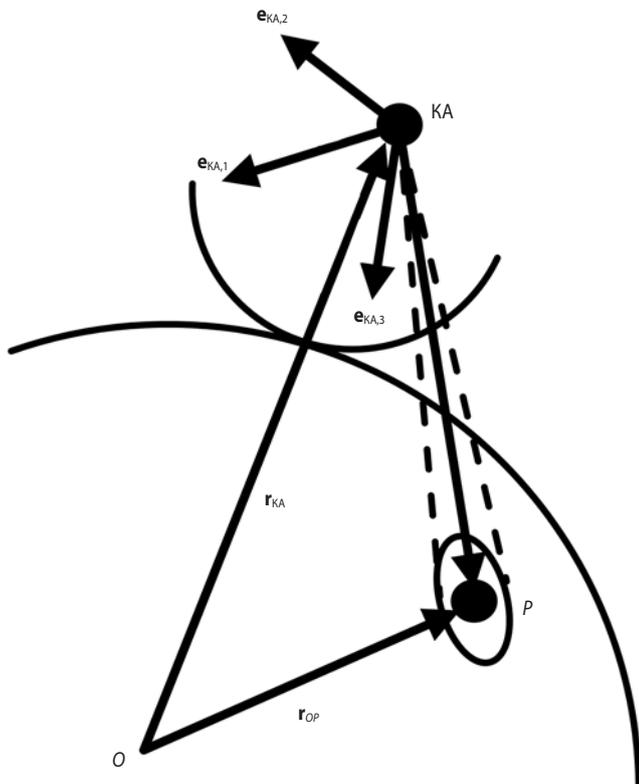


рисунок 1. Засветка поверхности Земли ДН ФАР

1. Угловой поворот апертуры

Положение КА $r_{КА}$, а также связанные с ним орты локальной системы координат $[e_{КА}] = [e_{КА,1}, e_{КА,2}, e_{КА,3}]$ обычно определяются навигационной системой и передаются потребителю уже в проекциях на оси ГГСК, т.е. прямоугольной декартовой системы координат (ПДСК), связанной с вращающейся Землёй. Поэтому будем полагать, что орты $[e_{КА}]$ известны. Однако апертуру антенны, установленной на КА, как правило, приходится дополнительно поворачивать на определённые углы, что приводит к повороту ортов $[e_a] = [e_{a,1}, e_{a,2}, e_{a,3}]^T$, в которых задаётся её ДН, относительно орбитальных ортов КА. Задавая эти углы, определяем орты апертуры, используя тензор поворота на углы Эйлера α, β и γ (Бронштейн И.Н., Семендяев К.А., 1967; Корн Г., Корн Т., 1978):

$$E_{a,i} = T_E(\alpha, \beta, \gamma) e_{КА,i} \quad (1)$$

где

$$T_E(\alpha, \beta, \gamma) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\alpha & -\sin\alpha \\ 0 & \sin\alpha & \cos\alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\beta & 0 & \sin\beta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\beta & \sin\alpha & \cos\beta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\gamma & -\sin\gamma & 0 \\ \sin\gamma & \cos\gamma & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

В результате выполнения операции (1) орты апертуры e_a окажутся заданными в проекциях на оси ГГСК. Используя эти проекции, формируем по аналогии с тем, как это указано в справочнике (Бронштейн И.Н., Семендяев К.А., 1967), тензор поворота, который непосредственно связывает координаты точек, заданные в этих двух системах координат:

$$T_a = \begin{bmatrix} (e_{a,1})_x & (e_{a,1})_y & (e_{a,1})_z \\ (e_{a,2})_x & (e_{a,2})_y & (e_{a,2})_z \\ (e_{a,3})_x & (e_{a,3})_y & (e_{a,3})_z \end{bmatrix}$$

Пусть радиус-вектором r задана точка наблюдения в глобальной ПДСК. Тогда её положение в локальной ПДСК определится радиус-вектором

$$r' = T_a r. \quad (2)$$

Обратный переход позволяет по координатам точки, заданным в локальной ПДСК, получить её координаты в глобальной:

$$r = T_a^{-1} r' = T_a^T r'$$

Для расчёта ДН вначале задаются угловые координаты точки наблюдения (θ, φ) в глобальной сферической системе координат (ССК). Затем при помощи соотношения

$$r(x, y, z) = r(\sin\theta\cos\varphi, \sin\theta\sin\varphi, \cos\theta) \quad (3)$$

следует перейти к координатам в глобальной ПДСК (значение радиуса r в данном случае несущественно, т.к. поле рассматривается в дальней зоне излучения антенны, и для определённости можно положить $r=1$). Обратный переход от координат в ПДСК к координатам в ССК выполняется следующим образом:

$$\mathbf{r}(r, \varphi, \theta) = (r, \arccos(z/r), \arg(\zeta)), \quad (4)$$

где $r = \|\mathbf{r}\| = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}$, $\zeta = x + jy$.

Используя последовательно операции (3), затем (2), а после этого (4), находим угловую ориентацию (θ', φ') заданной точки наблюдения в локальной ССК. Затем определяем ДН антенны, которая обычно задаётся в проекциях на орты $\mathbf{e}_{\theta'}$ и $\mathbf{e}_{\varphi'}$ локальной ССК

$$\mathbf{F}(\theta', \varphi') = F_{\theta'} \mathbf{e}_{\theta'} + F_{\varphi'} \mathbf{e}_{\varphi'},$$

где

$$\mathbf{e}_{\theta'} = (\cos\theta' \cos\varphi', \cos\theta' \sin\varphi', -\sin\theta')^T; \quad (5)$$

$$\mathbf{e}_{\varphi'} = (-\sin\varphi', \cos\varphi', 0)^T. \quad (6)$$

В дальнейшем также потребуется радиальный орт в ССК

$$\mathbf{e}_r = (\sin\theta' \cos\varphi', \sin\theta' \sin\varphi', \cos\theta')^T. \quad (7)$$

Полагаем, что для векторной ДН $\mathbf{F}(\theta', \varphi')$ имеются расчётные соотношения либо она измерена экспериментально. В формулах (5) и (6) компоненты векторов $\mathbf{e}_{\theta'}$ и $\mathbf{e}_{\varphi'}$ и будут заданы в проекциях на оси локальной ПДСК апертуры антенны $[\mathbf{e}_a]$. При переходе к глобальной системе координат получаем следующее выражение для векторной ДН:

$$\mathbf{F}(\theta, \varphi) = F_{\theta'}(\theta', \varphi') \sum_{i=1}^3 \mathbf{e}'_{\theta_i} [\mathbf{e}_a]_i + F_{\varphi'}(\theta', \varphi') \sum_{i=1}^3 \mathbf{e}'_{\varphi_i} [\mathbf{e}_a]_i. \quad (8)$$

Штрихи в левой части формулы (8) устраниаются, поскольку угловые координаты в локальной ССК (θ', φ') , выражаются через угловые координаты точки наблюдения в глобальной ССК (θ, φ) путём, повторяем, выполнения операций (3), (2) и (4). Расчёт по соотношению (8) завершает процедуру определения в глобальной ПДСК векторной ДН антенны, расположенной на платформе КА при наличии углового поворота её апертуры. Если в решаемой задаче оказывается достаточным учёт только амплитудной составляющей ДН, то ситуация упрощается. Следует лишь перейти от углов (θ, φ) к углам (θ', φ') и рассчитать модуль $F(\theta', \varphi')$, приписав полученные значения ДН точке с угловыми координатами (θ, φ) в глобальной ССК.

2. Пересечение лучей ДН ФАР с земной поверхностью

Теперь обратимся к решению задачи о засветке лучами антенны земной поверхности. Пусть снова заданы орты глобальной и локальной систем координат, рисунок 2. Положение антенны определяется в глобальной ПДСК радиус-вектором \mathbf{r}_a , а направление луча ДН-углами (θ_p, φ_p) в локальной системе координат. Стоят две следующие задачи. Во-первых, необходимо определить точку P пересечения этого луча с криволинейной поверхностью, описываемой

в глобальной ССК уравнением $R(\theta, \varphi)$. Для эллипсоида вращения, соответствующего земной поверхности, эта функция имеет вид (Корн Г., Корн Т., 1978)

$$R(\theta, \varphi) = |\mathbf{r}_{\text{эл}}| = |(a \sin\theta \cos\varphi, b \sin\theta \sin\varphi, c \cos\theta)^T|, \quad (9)$$

где в данном случае $a=b$ и c – полуоси эллипсоида по осям x , y и z соответственно. А во-вторых, следует найти в этих точках векторную комплексную ДН антенны в проекциях на оси глобальной ПДСК.

Единичный радиус-вектор, определяющий направление луча, который задан углами локальной ССК, равен

$$\mathbf{e}'_{pa} = \mathbf{e}_r(\theta', \varphi'), \quad (10)$$

где $\mathbf{e}_r(\theta', \varphi')$ находится при помощи (7). В глобальной ПДСК \mathbf{e}_{pa} определяется с использованием введенного выше тензора поворота

$$\mathbf{e}_{pa} = \mathbf{T}_a^{-1} \mathbf{e}'_{pa} = \mathbf{T}_a^T \mathbf{e}'_{pa} = \mathbf{T}_a^{-1} \mathbf{e}_r(\theta', \varphi'). \quad (11)$$

Положение точки пересечения найдем, решив уравнение

$$\|\mathbf{r}_{\text{ор}}\| = \|\mathbf{r}_a + L \mathbf{e}_{pa}\| = R(\theta_p, \varphi_p) \quad (12)$$

относительно скалярной величины L , имеющей смысл длины вектора \mathbf{r}_{pa} ,

где (θ_p, φ_p) – угловые координаты вектора \mathbf{r}_{pa} в глобальной ССК. Точке пересечения луча с заданной поверхностью в глобальной ПДСК соответствует радиус-вектор $\mathbf{r}_{\text{ор}} = \mathbf{r}_a + L \mathbf{e}_{pa}$.

Значение векторной ДН в этой точке определится, как и ранее, выражением (8). Модуль вектора \mathbf{r}_{pa} даёт наклонную дальность от КА до точки P . Если в ней известен вектор нормали к поверхности \mathbf{n}_p , то найдём касательную

$$\boldsymbol{\tau} = (\mathbf{e}_{pa} \times \mathbf{n}_p) / \|\mathbf{e}_{pa} \times \mathbf{n}_p\|.$$

Для сферы $\mathbf{n}_p = \mathbf{e}_r(\theta, \varphi)$, а для эллипсоида, поскольку точки на его поверхности в ПДСК удовлетворяют уравнению

$$F(x, y, z) = (x/a)^2 + (y/b)^2 + (z/d)^2 - 1 = 0,$$

нормаль, в заданной точке с координатами (x, y, z) определяется соотношением

$$\mathbf{N} = (\partial F / \partial x) \mathbf{e}_x + (\partial F / \partial y) \mathbf{e}_y + (\partial F / \partial z) \mathbf{e}_z = (2x/a^2, 2y/b^2, 2z/d^2)^T.$$

Единичный вектор нормали к эллипсоиду $\mathbf{n}_p = \mathbf{N} / \|\mathbf{N}\|$.

Угол места КА над линией горизонта

$$\beta = \arccos(\boldsymbol{\tau} \mathbf{e}_{pa}).$$

При проектировании системы обычно накладываются такие ограничения на диапазон углов поворота апертуры и сканирования ДН антенны, при которых лучи, попадают на земную поверхность. Полезно сделать оценку этих углов. Плоскость, в которой лежат векторы \mathbf{r}_a и \mathbf{r}_{pa} , пересекая эллипсоид, образует эллипс. Точки на нём определяются следующим образом. Эллипсоид в параметрическом виде задаётся уравнением (9). Нормаль к плоскости, в которой ле-

ПРОЕКЦИЯ ДИАГРАММЫ НАПРАВЛЕННОСТИ ФАЗИРОВАННОЙ АНТЕННОЙ РЕШЁТКИ НА ЗЕМНУЮ ПОВЕРХНОСТЬ

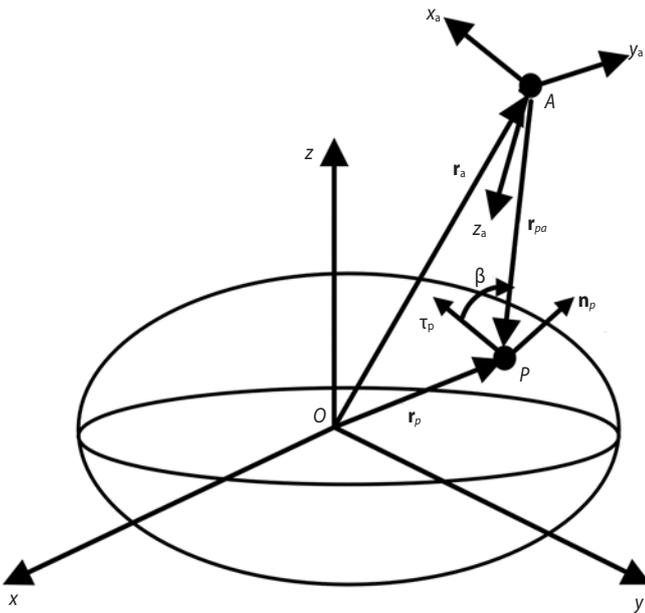


рисунок 2. Определение точки пересечения луча ДН антенны с криволинейной поверхностью

жат векторы \mathbf{r}_a и \mathbf{e}_{pa} , определяется при помощи векторного произведения

$$\mathbf{N} = \mathbf{e}_{pa} \times \mathbf{r}_a.$$

Плоскость, проходящая через точку, определяемую радиус-вектором \mathbf{r}_a и ортогональную к вектору \mathbf{N} , задаётся уравнением

$$(\mathbf{r} - \mathbf{r}_a) \mathbf{N} = 0.$$

Подставляя в него вместо вектора \mathbf{r} вектор $\mathbf{r}_{эл}$ из (9), получаем уравнение, решая которое при любом заданном значении φ , в интервале от 0 до 2π находим угол θ . Точки на контуре эллипса определяются путём подстановки найденных значений (θ, φ) в (11), поскольку они будут лежать на поверхности эллипсоида. Теперь, продвигаясь по эллипсу, рассчитываем $\mathbf{r}_{pa} = \mathbf{r}_{эл} - \mathbf{r}_a$ и угол между векторами \mathbf{r}_{pa} и \mathbf{r}_a :

$$\theta_A = |\arccos(\mathbf{r}_{pa} \mathbf{r}_a / \|\mathbf{r}_{pa}\| \|\mathbf{r}_a\|)|.$$

При продвижении по эллипсу этот угол будет дважды достигать максимальное значение в точках P_1 и P_2 (рисунок 3).

Очевидно, они определяют положения касательных к эллипсу и максимально допустимые углы θ_{A1} и θ_{A2} отклонения луча от вектора \mathbf{r}_a . Впрочем, форма земной поверхности мало отличается от сферической. Поэтому максимальное значение угла θ можно оценить с хорошей точностью, воспользовавшись простым, справедливым для сферы, соотношением

$$\theta_{A\max} = \arcsin[R_3 / (R_3 + h_{KA})],$$

где R_3 – радиус земной сферы; h_{KA} – высота полёта КА над её поверхностью.

Если используется модель плоской Земли, то при заданных значениях углов (θ', φ') и известной высо-

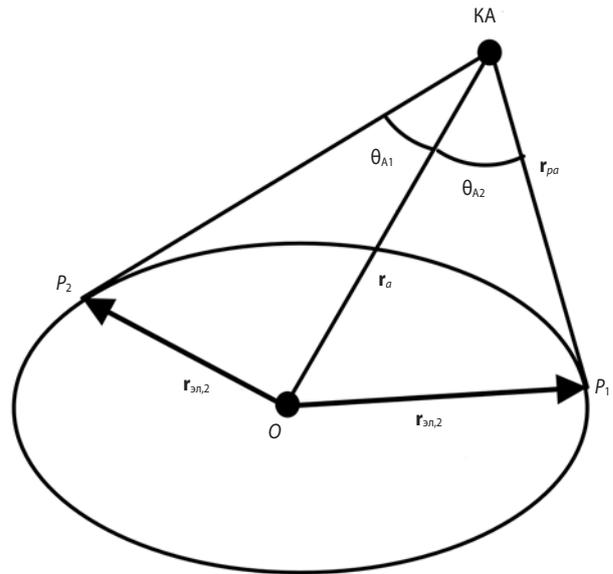


рисунок 3. Эллипс, образованный пересечением эллипсоида с плоскостью, в которой лежат векторы \mathbf{r}_a и \mathbf{e}_{pa}

те полёта КА h_{KA} , сразу находим координаты точек пересечения лучей с поверхностью:

$$x = h_{KA} \operatorname{tg} \theta' \cos \varphi', \quad y = h_{KA} \operatorname{tg} \theta' \sin \varphi'.$$

Заметные упрощения можно также сделать и в модели сферической Земли (рисунок 4).

При заданных высоте полёта h_{KA} и угле θ_A , решая треугольник OAD, находим текущие значения наклонной дальности D , угла места КА β над линией горизонта и угла θ_E , под которым дуга CD наблюдается из центра Земли:

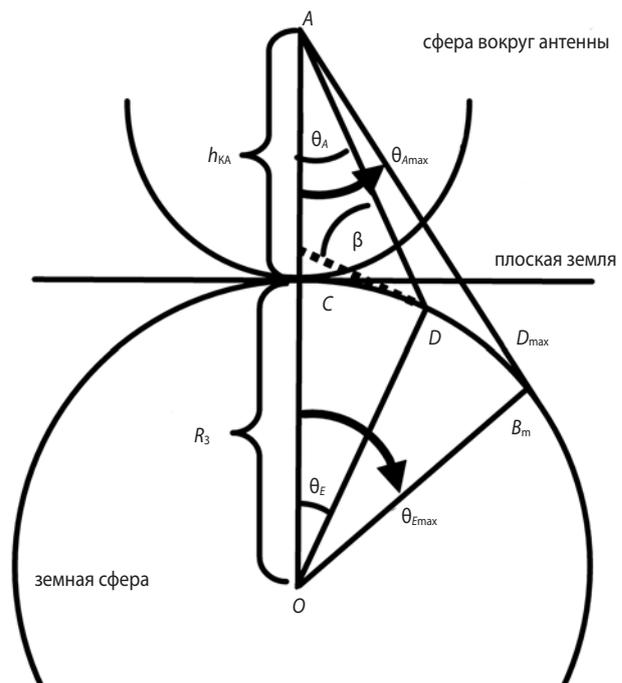


рисунок 4. Геометрические построения при засветке лучами антенны сферической поверхности

$$\begin{aligned}\beta &= \arccos[R_3^{-1}(R_3 + h_{КА})\sin\theta_A], \\ \theta_A &= \arcsin[R_3^{-1}(R_3 + h_{КА})], \\ \theta_E &= 90^\circ - (\theta_A + \beta),\end{aligned}\quad (13)$$

$$D = \begin{cases} h_{КА}, & \theta_A = 0 \\ R_3 \frac{\cos(\theta_A + \beta)}{\sin\theta_A}, & 0 < \theta_A \leq \arcsin[R_3^{-1}(R_3 + h_{КА})] \end{cases}$$

Итак, угол θ_E выражается через θ_A при помощи формулы (13). Из графических построений, приведённых на рисунке 4, видно, что при повороте отрезка AD вокруг оси OA на угол φ_A отрезок OD повернётся вокруг неё на такой же угол, и поэтому $\varphi_E = \varphi_A$. Поэтому в данном случае для нахождения угловых координат точки пересечения лучей с земной поверхностью не потребуется решение уравнения (12). При продвижении КА по своей орбите приходится следом за ним, используя тензор поворота, лишь пересчитывать координаты этой точки в новое положение.

3. Контур засветки земной поверхности по заданному уровню ДН

Перейдём к расчёту положения контура засветки криволинейной поверхности диаграммой направленности сканирующей ФАР по заданному уровню относительно её значения в максимуме. Нормированную ДН ФАР с прямоугольной апертурой, имеющей размеры L_x и L_y по осям x и y соответственно, в области её главного лепестка можно с хорошим приближением описать следующим соотношением в плоскости направляющих косинусов (Марков Г.Т., Сазонов Д.М., 1975):

$$F(u, v) = \text{sinc}[\pi(L_x/\lambda)u] \text{sinc}[\pi(L_y/\lambda)v],$$

где $\text{sinc}(x) = \sin(x)/x$; $u = \sin\theta \cos\varphi$; $v = \sin\theta \sin\varphi$; λ – длина волны в вакууме.

Обратный переход от переменных (u, v) к угловым координатам (θ, φ) выполняется следующим образом. Вводим комплексную переменную $z = u + jv$.

В верхней полусфере (относительно нормали к апертуре)

$$\sin\theta = |z| = \sqrt{u^2 + v^2}, \text{ а поэтому}$$

$$\theta = \arcsin(|z|).$$

Затем определяем φ

$$\varphi = \begin{cases} 0, & |z| = 0 \\ \arg(z), & \arg(z) \geq 0 \\ 2\pi + \arg(z), & \arg(z) < 0 \end{cases}$$

Искомая кривая удовлетворяет уравнению

$$F(u, v) = 10^{-L_{дБ}/20}.$$

Можно показать, что при $L_{дБ} < 10$ она хорошо аппроксимируется эллипсом с полуосями $u_{\text{макс}}$ и $v_{\text{макс}}$, которые определяются путём решения уравнений

$$\text{sinc}[\pi(L_x/\lambda_0)u_{\text{макс}}] = 10^{-L_{дБ}/20},$$

$$\text{sinc}[\pi(L_y/\lambda_0)v_{\text{макс}}] = 10^{-L_{дБ}/20}.$$

При $L_{дБ} = 3.01$ дБ имеем $u_{\text{макс}} = \sin(0.443\lambda/L_x)$ и $v_{\text{макс}} = \sin(0.443\lambda/L_y)$. Эллипс задаём в параметрической форме

$$u(t) = u_{\text{макс}} \cos(t), \quad v(t) = v_{\text{макс}} \sin(t),$$

где t изменяется в интервале от 0 до 2π . При сканировании ДН, когда её максимум направлен в точку (u_0, v_0) , происходит линейный сдвиг координат эллипса $(u, v) \rightarrow (u + u_0, v + v_0)$. Определив контур эллипса в (u, v) плоскости, переходим к его угловым координатам в локальной ССК (θ', φ') . Дальнейшее решение задачи проводится путём выполнения операций, определяемых выражениями (9)–(12). Завершается процедура, как и прежде, нахождением вектора $\mathbf{r}_{\text{ор}}$.

Введём локальную систему координат, связанную с подспутниковой точкой. Зная $\mathbf{r}_{КА}$, а значит, его угловые координаты $(\theta_{КА}, \varphi_{КА})$ и, следовательно $R(\theta_{КА}, \varphi_{КА})$, определяем координату подспутниковой точки

$$\mathbf{r}_{КА,3} = (\mathbf{r}_{КА} / \|\mathbf{r}_{КА}\|) R(\theta_{КА}, \varphi_{КА}).$$

Будем отсчитывать положения точек контура засветки относительно подспутниковой точки $\Delta \mathbf{r}_3 = \mathbf{r}_{\text{ор}} - \mathbf{r}_{КА,3}$, $\Delta \mathbf{r}_3 = \mathbf{r}_{\text{ор}} - \mathbf{r}_{КА,3}$.

Вектор $\Delta \mathbf{r}_3$ будем проецировать на орты $\mathbf{e}_{КА}$, связанные с КА. Если КА движется по круговой орбите, характеризующейся углом наклона её плоскости к плоскости экватора i и углом восхождения Ω , то в неподвижной ПДСК его положение можно определить следующим образом:

$$\mathbf{r}_{КА} = (\mathbf{R}_3 + h_{КА}) \mathbf{T}_3(E_3) \mathbf{T}_{\text{орб}}(\Omega, i) (\cos E_{КА} \sin E_{КА} \ 0)^T,$$

где

$$\mathbf{T}_{\text{орб}}(\Omega, i) = \begin{pmatrix} \cos\Omega & -\sin\Omega & 0 \\ \sin\Omega & \cos\Omega & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos i & 0 & \sin i \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin i & 0 & \cos i \end{pmatrix},$$

$$\mathbf{T}_3 = \begin{pmatrix} \cos E_3 & \sin E_3 & 0 \\ -\sin E_3 & \cos E_3 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix},$$

$E_3 = (2\pi/T_3)t$, $T_3 = 24$ ч – период вращения Земли вокруг своей оси; t – текущее время; $E_{КА} = (2\pi/T_{КА})t$ – эволюция КА; $T_{КА}$ – период обращения КА вокруг центра Земли. А орты $\mathbf{e}_{КА}$ в этой модели можно рассчитывать следующим образом:

$$\mathbf{e}_{КА} = \mathbf{T}_3(E_3) \mathbf{T}_{\text{орб}}(\Omega, i) \begin{bmatrix} (-\sin E_{КА} \ \cos E_{КА} \ 0)^T \\ (0 \ 0 \ 1)^T \\ (\cos E_{КА} \ \sin E_{КА} \ 0)^T \end{bmatrix}.$$

Определим всю доступную для наблюдения с борта КА область поверхности Земли. Пусть максимальное значение угла θ_E (рисунок 4) равно $\theta_{\text{макс}}$, причём $\theta_{\text{макс}} \leq \arccos[R_3^{-1}(R_3 + h_{КА})]$.

ПРОЕКЦИЯ ДИАГРАММЫ НАПРАВЛЕННОСТИ ФАЗИРОВАННОЙ АНТЕННОЙ РЕШЁТКИ НА ЗЕМНУЮ ПОВЕРХНОСТЬ

Тогда зону видимости с КА поверхности Земли при произвольном угловом положении КА можно определить в параметрической форме радиус-вектором

$$\mathbf{r}_{\text{зас}}(\theta_{\text{макс}}, t) = \sum_i^3 [\mathbf{r}_{\text{зас},0}(\theta_{\text{макс}}, t)]_i [\mathbf{e}_{\text{КА}}]_i,$$

где $\mathbf{r}_{\text{зас}}(\theta_{\text{макс}}, t) = R_E(\sin\theta_{\text{макс}} \cos t \sin\theta_{\text{макс}} \sin t \cos\theta_{\text{макс}})^T$; t – параметр, изменяющийся в интервале от 0 до 2π .

В локальной системе координат расстояния между точками приходится измерять не на плоскости, а на земном эллипсоиде по геодезическим линиям. В частности, если заданы две точки на сфере своими радиус-векторами \mathbf{r}_1 и \mathbf{r}_2 , то соединяющая их геодезическая линия определяется при помощи простого соотношения

$$\mathbf{r}_{\text{геод}} = R_3 \mathbf{r}_l(t) / \|\mathbf{r}_l(t)\|,$$

в котором $\mathbf{r}_l(t) = \mathbf{r}_1 + (\mathbf{r}_2 - \mathbf{r}_1)t$, а параметр t изменяется в интервале от 0 до 1. Расстояние между этими точками

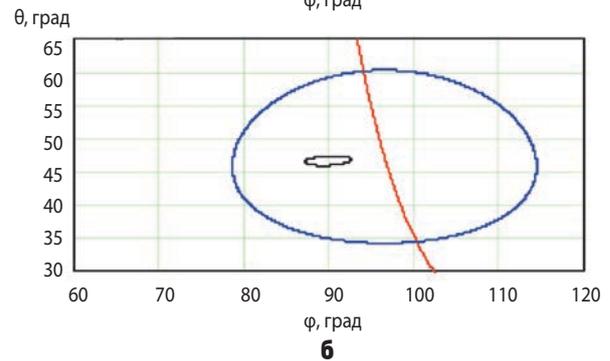
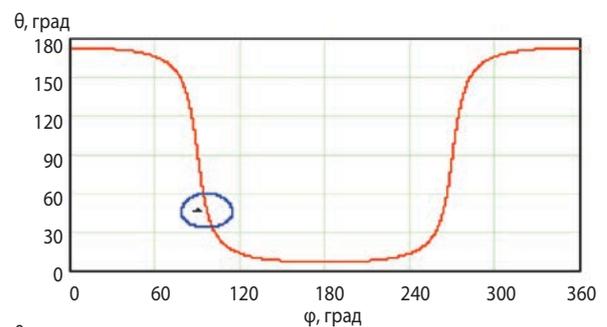
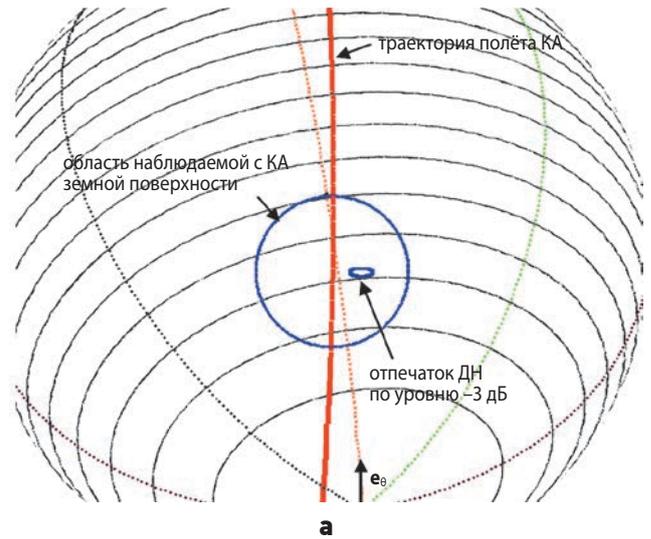
$$l_{\text{геод}} = R_3 \arccos[(\mathbf{r}_1 \mathbf{r}_2) / \|\mathbf{r}_1 \mathbf{r}_2\|].$$

При нахождении геодезической линии на эллипсоиде для каждого значения параметра t сначала следует снова рассчитать $\mathbf{r}_l(t)$ и при помощи (4) найти соответствующие этому вектору углы θ и φ в ССК. Затем, воспользовавшись формулой (9), определяем точку на эллипсоиде $\mathbf{r}_{\text{эл}}(t)$, которая и будет находиться на геодезической линии. Расстояние по геодезической линии на эллипсоиде между точками, определяемыми на нем радиус-векторами \mathbf{r}_1 и \mathbf{r}_2 , определим, выполняя интегрирование

$$l_{\text{геод}} = \int_0^1 \dot{r}_{\text{эл}}(t) dt,$$

которое можно провести при помощи численных методов.

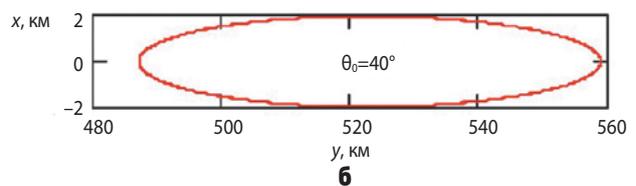
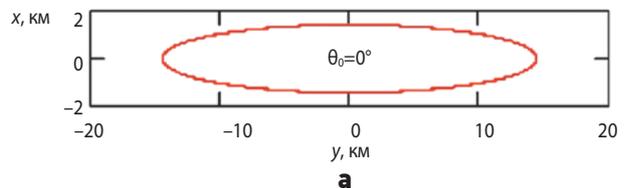
Результаты расчёта орбиты, зоны видимости с КА земной поверхности и контура засветки ДН ФАР по уровню -3.01 дБ представлены на рисунке 5 в глобальной системе координат. Высота полёта КА над земной поверхностью 600 км, наклонение орбиты КА $i=97^\circ$, $\theta_0=10^\circ$, $\varphi_0=90^\circ$, и относительно орта $\mathbf{e}_{\text{КА},1}$ апертура антенны повернута на угол $\theta_n=30^\circ$. Для большей масштабной наглядности изображения проекций ДН на земной поверхности в этом примере специально выбрано малое отношение размеров апертуры к длине волны $L_x/\lambda=4.6$ и $L_y/\lambda=2.3$. На рисунке 6 изображён контур засветки земной поверхности в локальной ПДСК, связанной с подспутниковой точкой, при тех же параметрах орбиты КА, которые были указаны выше, двух значениях угла сканирования ДН $\theta_0=0^\circ$ и 40° , но $\theta_n=0^\circ$, $L_x/\lambda=185$, $L_y/\lambda=46$. Рассмотренный пример характерен для работы ФАР в аппаратуре радиолокаторов с синтезированной апертурой (РСА), функционирующей в режиме бокового обзора местности.



а – трёхмерная проекция;

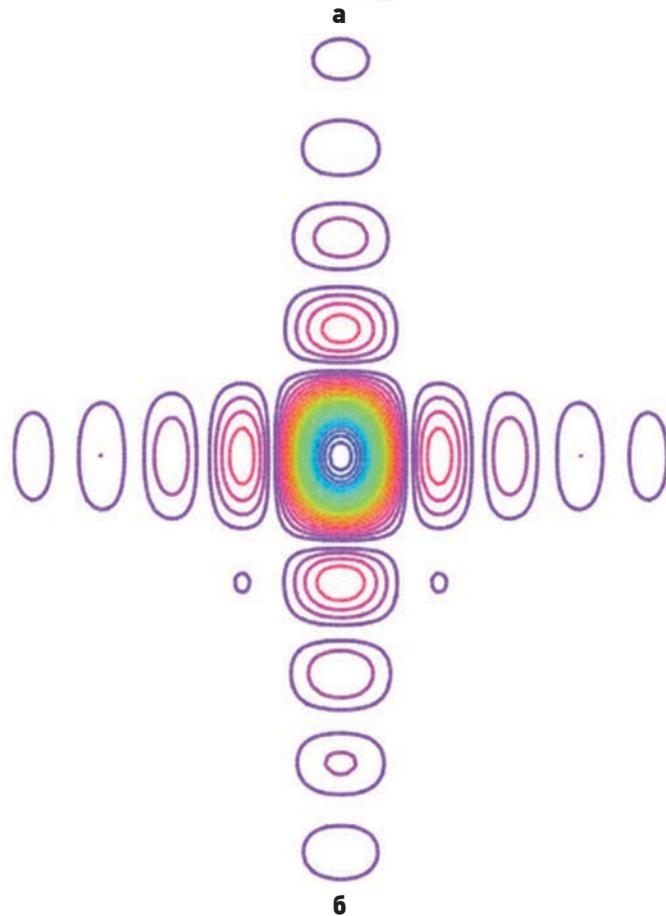
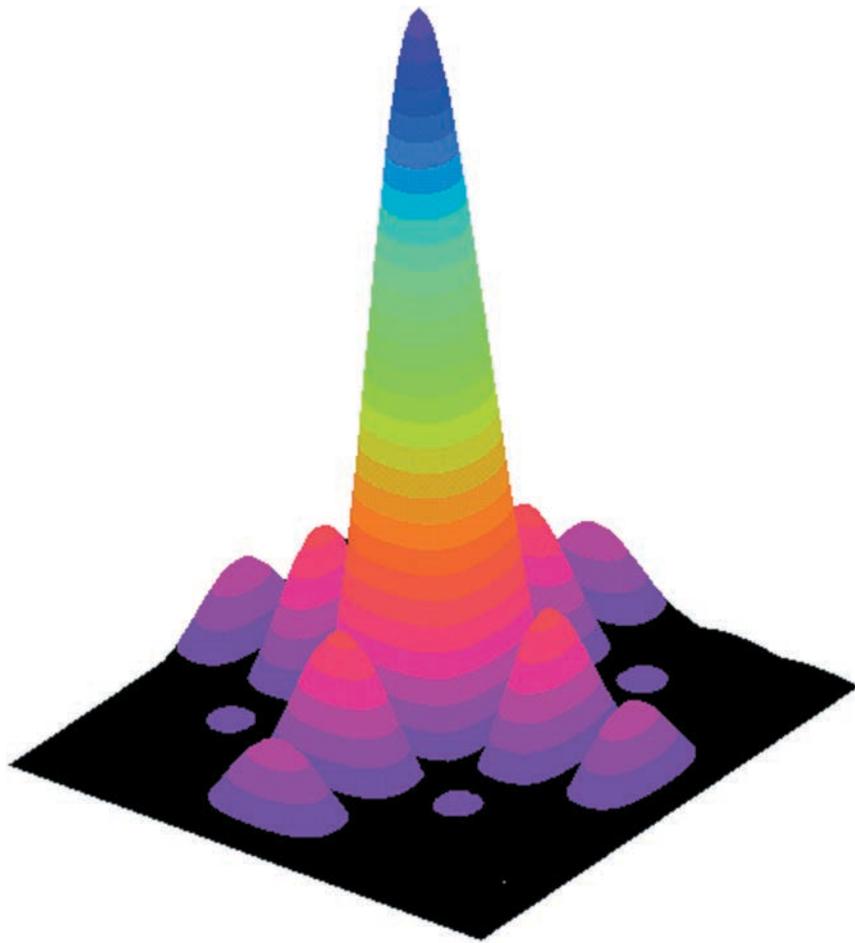
б – проекция на плоскости (θ, φ) в двух масштабах.

рисунк 5. Графическое изображение орбиты и зоны наблюдаемой с КА поверхности Земли и контура засветки её поверхности ДН АФАР по уровню -3.01 дБ



а – угол сканирования ДН $\theta_0=0^\circ$; **б** – $\theta_0=40^\circ$.

рисунк 6. Контур засветки земной поверхности в локальной ПДСК, связанной с подспутниковой точкой



а – трёхмерная проекция; **б** – контуры равного уровня сигнала.

рисунок 7. Проекция ДН ФАР на земную поверхность с учётом пространственных потерь

4. Проекция ДН ФАР на земную поверхность

При распространении сигнала от антенны до земной поверхности происходит его ослабление, которое связано с пространственными потерями $L_{\text{п}}=(4\pi D/\lambda)^2$, а также затуханием в атмосфере. Последнее зависит не только от наклонной дальности D , но и от угла скольжения волны β (рисунок 4). Поэтому для определения плотности потока мощности сигнала, приходящего к земной поверхности, оказывается недостаточным знать контур её засветки ДН антенны по заданному уровню $L_{\text{дб}}$. Необходимо спроецировать непосредственно ДН антенны на земную поверхность в угловой области её нескольких первых (двух-трёх) лепестков, ближайших к главному, и учесть в каждой точке пересечения пространственные и атмосферные потери.

ДН ФАР на земную поверхность проецируется следующим образом. Вначале рассчитывается $F(\theta_0, \varphi_0, \theta', \varphi')$ в системе координат, связанной с её апертурой, в которой заданы орты $[\mathbf{e}_a]$. Затем для каждой угловой ориентации луча рассчитывается точка его пересечения с земной поверхностью, наклонная дальность и угол скольжения луча с использованием соотношений, приведённых в разделе 2. При полёте КА в системе координат, связанной с вращающейся Землей, орты $[\mathbf{e}_a]$ будут испытывать повороты, но диаграмма антенны, в них определенная, останется неизменной, если в процессе движения не происходит изменение углов (θ_0, φ_0) и поворота апертуры. Таким образом, при движении КА не надо заново рассчитывать значение ДН, а следует лишь определять новое положение соответствующей точки на земной поверхности. В результате однажды рассчитанный модуль ДН будет по ней лишь скользить. При необходимости учёта векторного характера поля следует использовать формулу (8), что, естественно, по сравнению со скалярным вариантом задачи увеличит трудоёмкость вычислительной процедуры. Результаты расчёта проекции ДН ФАР на земную поверхность с учётом пространственных потерь представлены на рисунке 7 в трёхмерном изображении и в виде контуров равного уровня сигнала. Видим, что при меньшем расстоянии от подспутниковой точки (а это нижняя часть рисунка 7б) на втором боковом лепестке ДН наблюдается на один замкнутый контур равного уровня больше, чем на аналогичном верхнем лепестке. Это свидетельствует об увеличенном уровне плотности потока мощности, падающего на земную поверхность в данном направлении. Впрочем, расчёт даёт для него точные числовые значения, которые можно выдать на печать.

заключение

Полученные соотношения и разработанные процедуры оказываются востребованными при управлении угловой ориентацией апертуры ФАР космического базирования и при сканировании её ДН с целью мо-

нитинга объектов, которые расположены на земной поверхности. Их применение необходимо для проведения детального анализа энергетического потенциала радиотехнических систем спутниковой связи, навигации и дистанционного зондирования поверхности объектов из космоса, а также при обработке сигналов РСА. Возможность учёта в приведенных соотношениях векторного характера поля позволяет также решать задачи, в которых требуется поляризационная обработка сигналов. Материалы, изложенные в статье, предназначены для применения в компьютерных симуляторах радиотехнических систем космического назначения.

В заключение отметим особенность рассмотренной задачи, которая состоит в том, что для получения практически полезного результата к её решению приходится привлекать материалы по баллистике, геодезии и картографии, векторному анализу и антеннам, необходимо также применять методы вычислительной математики, современные компьютеры и средства машинной графики.

список литературы

- Абалкин В.К., Аксенов Е.П., Гребеников Е.А., Демин В.Г. и др.* Справочное руководство по небесной механике и астродинамике. М.: Наука, 1976. 864 с.
- Антонович К.М.* Использование спутниковых радионавигационных систем в геодезии. Т. 1. М.: ФГУП «Картгеоцентр», 2005. 334 с.
- Бартенев В.А., Болотов Г.В., Быков В.Л. и др.* Спутниковая связь и вещание: справочник / Под ред. Л.Я. Кантора. М.: Радио и связь, 1997. 526 с.
- Бронштейн И.Н., Семендяев К.А.* Справочник по математике. М.: Наука, 1967. С. 218.
- Евграфов А.Е., Поль В.Г.* Геометрия космического радиолокационного зондирования Земли по технологии синтезированной апертуры и координатная привязка полученных изображений // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 2. С. 19-25.
- Евграфов А.Е., Поль В.Г.* К вопросу о формировании околосферических околосферических низковысотных орбит космического аппарата // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 4. С. 67-74.
- Корн Г., Корн Т.* Справочник по математике для научных работников и инженеров. М.: Наука, 1978. 831 с.
- Марков Г.Т., Сазонов Д.М.* Антенны: учебник для радиотехнических специальностей вузов. М.: Энергия, 1975. 528 с.
- Hansen R.C.* Phased array antennas. John Wiley&Sons, 2001. 486 p.
- Mailloux R.J.* Phased array antenna handbook. Artech House, 1994. 536 p.
- Parkinson B.W., Spilker J.J.* Global Positioning System: Theory and Applications // AIAA.V. 1. 1996. 781 p.
- Von Aulock W.H.* Properties of Phased Arrays // Proc. IRE. Oct. 1960. Vol. 48. P. 1715-1727.

Статья поступила в редакцию 04.04.2017 г.

**ЖИДКОСТНЫЕ НАЗЕМНЫЕ
СРЕДСТВА ОБЕСПЕЧЕНИЯ
ТЕМПЕРАТУРНОГО РЕЖИМА
С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ
ТЕРМОСТАТОВ ДЛЯ ИСПЫТАНИЙ
АВТОМАТИЧЕСКИХ КОСМИЧЕСКИХ
АППАРАТОВ, ОТРАБОТКИ ИХ
МОДУЛЕЙ И МАКЕТОВ
В НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА**



Н.Н. Иванов¹,
кандидат физико-
математических наук,
ivanov_n_n@laspace.ru;
N.N. Ivanov

Настоящая статья посвящена созданию наземных средств обеспечения температурного режима (НСОТР), работающих с термостатом на жидкостном охладителе. Представлено описание системного решения базовой НСОТР, пригодной на предприятиях отрасли для экспериментальных исследований ответственных агрегатов, блоков, модулей различной конфигурации, космического аппарата в целом.

Ключевые слова: базовый аппарат типа КА «N»; жидкостная НСОТР; термостат; охладитель; разветвлённый гидроконтур.

введение

Целью экспериментальной отработки изделия, в том числе автоматических космических аппаратов (КА), является проверка их работоспособности в условиях максимально приближенных к условиям штатной эксплуатации. Среди видов отработки изделия можно назвать механические, тепловые, электрические, климатические, химические, биоло-

¹ АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

**THERMAL CONTROL
SYSTEM LIQUID GROUND
FACILITIES USING
THERMOSTATS FOR
TESTING OF THE UNMANNED
SPACECRAFT, VERIFICATION
OF THEIR MODULES
AND MOCKUPS
BY LAVOCHKIN ASSOCIATION**



А.Ф. Шабарчин¹,
кандидат технических наук,
shaf@laspace.ru;
A.F. Shabarchin

This article is devoted to development of Thermal Control System ground facilities (further referred as ground TCS), operating with liquid cooler thermostats. The baseline design of ground TCS applicable in the space industry for experimental verification of the executive units, modules of various configurations, assembled SC is described.

Key words: baseline spacecraft of «N» type; liquid ground TCS; thermostat; cooler; subdivided hydraulics.

гические, магнитные, электромагнитные, радиационные, полигонные, эксплуатационные и др. В НПО имени С.А. Лавочкина электрические испытания блоков, модулей, тепловых эквивалентов бортовой аппаратуры, КА в целом, отработка создаваемых либо доработка НСОТР, штатных СОТР и т.д. планируются и проводятся на экспериментальной базе

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

ЖИДКОСТНЫЕ НАЗЕМНЫЕ СРЕДСТВА ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕМПЕРАТУРНОГО РЕЖИМА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ТЕРМОСТАТОВ ДЛЯ ИСПЫТАНИЙ АВТОМАТИЧЕСКИХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ, ОТРАБОТКИ ИХ МОДУЛЕЙ И МАКЕТОВ В НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА

предприятия. Качественное и грамотное проведение экспериментальной отработки КА в наземных условиях, в том числе межаппаратурная тепловая стыковка, определение осевых моментов инерции и положения центра масс – все это основа надёжной, успешной и долговременной работы КА в космосе. В НПО имени С.А. Лавочкина проектируют и разрабатывают уникальные космические аппараты, один из них – КА «N», аналогов этому автоматическому аппарату на предприятии нет. Аппарат типа КА «N» используется в работе как базовый.

1. Постановка задачи

Представлены данные по избыточным тепловым потокам от бортовой аппаратуры на базовом КА, геометрические размеры тепловых сотопанелей (ТСП) и число аммиачных аксиальных тепловых труб (ТТ), поперечно смонтированных в этих ТСП. Предполагается, что в космосе на КА такие избыточные тепловые потоки будут генерировать работающие блоки служебной, научной и иной аппаратуры, смонтированные на ТСП. Нагрев электронных элементов – трудоёмкая проблема для всех работающих электронных систем. Рабочим температурным диапазоном для посадочных мест электронных блоков на КА принято считать интервал $T_p = -20...+40^\circ\text{C}$. Для оптических приборов по данным специалистов ИКИ РАН (Мошкин Б.Е. и др., 2012) допустимый интервал равен $T_p = -(20...30)...+(20...30)^\circ\text{C}$.

Для испытаний КА типа «N» на контрольно-испытательной станции (КИС) предприятия требуется разработать жидкостную оборотную НСОТР, которая должна осуществлять теплоотвод избыточных тепловых мощностей с ТСП и поддерживать требуемый тепловой режим этих ТСП и бортовой аппаратуры. В качестве коллекторов-радиаторов для НСОТР предложено использовать ТТ с гладким внутренним цилиндрическим профилем $d_v = 13,5$ мм. Весьма полезно в таких испытаниях использовать сборно-разборные теплосопряжённые панели. По окончании исследований и проведения всестороннего анализа, используя теорию испытаний, были выбраны две НСОТР.

Первая – это ранее предложенная воздушная редуционно-эжекторная НСОТР (Москатынцев И.В. и др., 2016; Иванов Н.Н. и др., 2016). При помощи редуционно-эжекторной НСОТР, изменяя давление, регулируя температуру и скорость воздушного охладителя, можно провести все требуемые эксперименты для платформы прецизионных приборов (платформа ПП) базового изделия типа «N», а также использовать эту НСОТР при отработке новых космических аппаратов.

Вторая НСОТР – это жидкостная наземная СОТР с использованием программируемых термостатов. Структурно такая система представляет собой экспериментально-измерительный гидравлический комплекс, включающий ТСП с аппаратурой или тепловыми эквивалентами, термостат(ы), коллекторы, разветвленный гидроконтур, средства измерения.

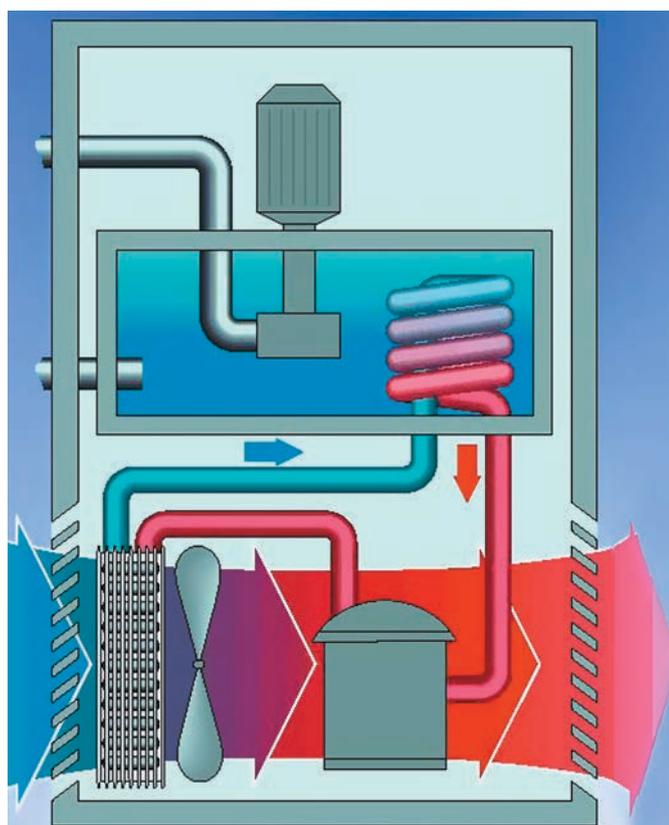
2. Жидкостная НСОТР. Выбор термостата и охладителя для НСОТР

Для базового аппарата типа «N» требуется разработать жидкостную наземную СОТР, которая содержит некое устройство и совместимый с этим устройством жидкостной охладитель. Данный охладитель при испытаниях должен штатно циркулировать в магистралях НСОТР в помещении, а также в вакуумной камере. Проведённый технический анализ показал, что данную задачу можно решить, используя жидкостные термостаты (Бэк Р. и др., 2012), охлаждающие коллекторы и разветвленные гидромагистрали. В таблице 1 представлен перечень ТСП с бортовой аппаратурой, габариты ТСП и число тепловых труб в ТСП.

Термостат – это прибор для поддержания постоянной температуры с высокой точностью в какой-либо системе или контуре. В России используются термостаты и отечественных, и зарубежных (Julabo, Lauda, Huber и пр.) компаний. Для жидкостной НСОТР в данной работе можно использовать термостат Integral T10000 (в НСОТР для базового изделия требуется два термостата). Технические данные термостата Integral T10000 приведены в таблице 2, а общий вид и принципиальная схема – на рисунках 1а и 1б.

таблица 1– Перечень ТСП с бортовой аппаратурой

название ТСП	тепловой поток, $Q_{\text{тсп}}$, Вт	тип НСОТР	габариты ТСП, Г×В×Ш, мм	количество ТТ, N_i
ТСП 1	600	жидкостная	17×2000×2374	16
ТСП 2	400	–	17×2000×1932	9
ТСП 3	200	–	17×2000×1960	12
ТСП 4	9600 – период пиковой нагрузки	–	17×2000×6000	41
ТСП 5	102	–	17×2000×1932	13
ТСП 6	104	–	17×2000×2374	14
ТСП 7	208	–	17×2000×1960	12
ТСП 8	50	воздушная	–	–



а



б

а – схема термостата;
б – общий вид термостата. Размеры 1050×770×1120 мм;
питание 400(380) В, 50 Гц.

рисунок 1. Схема и общий вид термостата Integral T10000

Термостат Integral T10000 разработан для охлаждения и нагрева термостатирующей жидкости – охладителя Kryol 51. Изменение некоторых теплофизических характеристик охладителя Kryol 51 в зависимости от температуры представлено на рисунке 2. На этом рисунке показано изменение теплофизических характеристик для плотности ρ_{OX} , теплоёмкости $C_{\text{P OX}}$, кинематической вязкости ν_{OX} и $\Delta V\%$ – относительного объёма. Химическое название охладителя Kryol 51 – полидиметилфенилсилоксан. Отметим, что данная жидкость несовместима с силиконом – прокладки, манжеты, трубопроводы из силикона набухают и теряют эластичность (Wagner W., 2000).

таблица 2 – Технические данные термостата Integral T10000

технические данные	значение параметра
диапазон рабочих температур	-30...120°C
диапазон температуры окружающей среды	5...40°C
стабильность температуры	±0,3°C
мощность нагревания	9,0 кВт
мощность охлаждения при штатных температурах охладителя:	
20°C	10,0 кВт
10°C	9,0 кВт
0°C	7,3 кВт
-10°C	5,1 кВт
-20°C	3,0 кВт
-30°C	1,2 кВт
напорный гидронасос:	
максимальное давление насоса (напор)	6,0 бар (1 бар=1,0197 кг/см ²)
максимальный поток	60 л/мин (1 л/с)
охладитель Kryol 51 (ПМФС) (при T=20°C=293 К) для сравнения (при T=20°C):	$C_{\text{P OX}}=1,65$ кДж/кг·К
силиконовое масло	$C_{\text{P}}=1,8$ кДж/кг·К
вода	$C_{\text{P}}=4,183$ кДж/кг·К
этанол	$C_{\text{P}}=2,485$ кДж/кг·К
воздух	$C_{\text{P}}=1,006$ кДж/кг·К
диаметры выходного и входного штуцеров термостата	$d_y=20$ мм
вес термостата	235 кг
цена термостата	42500 евро (с НДС, май 2016 г.)

В термостате Integral T10000 используется регулируемый насос, его напорная характеристика $H=f(Q)$ является ниспадающей и линейной; давление охладителя между магистралями нагнетания и возврата можно регулировать с помощью байпаса. Отметим, что в НСОТР для ветвящихся гидромагистралей и охладителя типа Kryol следует применять трубопроводы из алюминия либо из его сплавов.

ЖИДКОСТНЫЕ НАЗЕМНЫЕ СРЕДСТВА ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕМПЕРАТУРНОГО РЕЖИМА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ТЕРМОСТАТОВ ДЛЯ ИСПЫТАНИЙ АВТОМАТИЧЕСКИХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ, ОТРАБОТКИ ИХ МОДУЛЕЙ И МАКЕТОВ В НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА

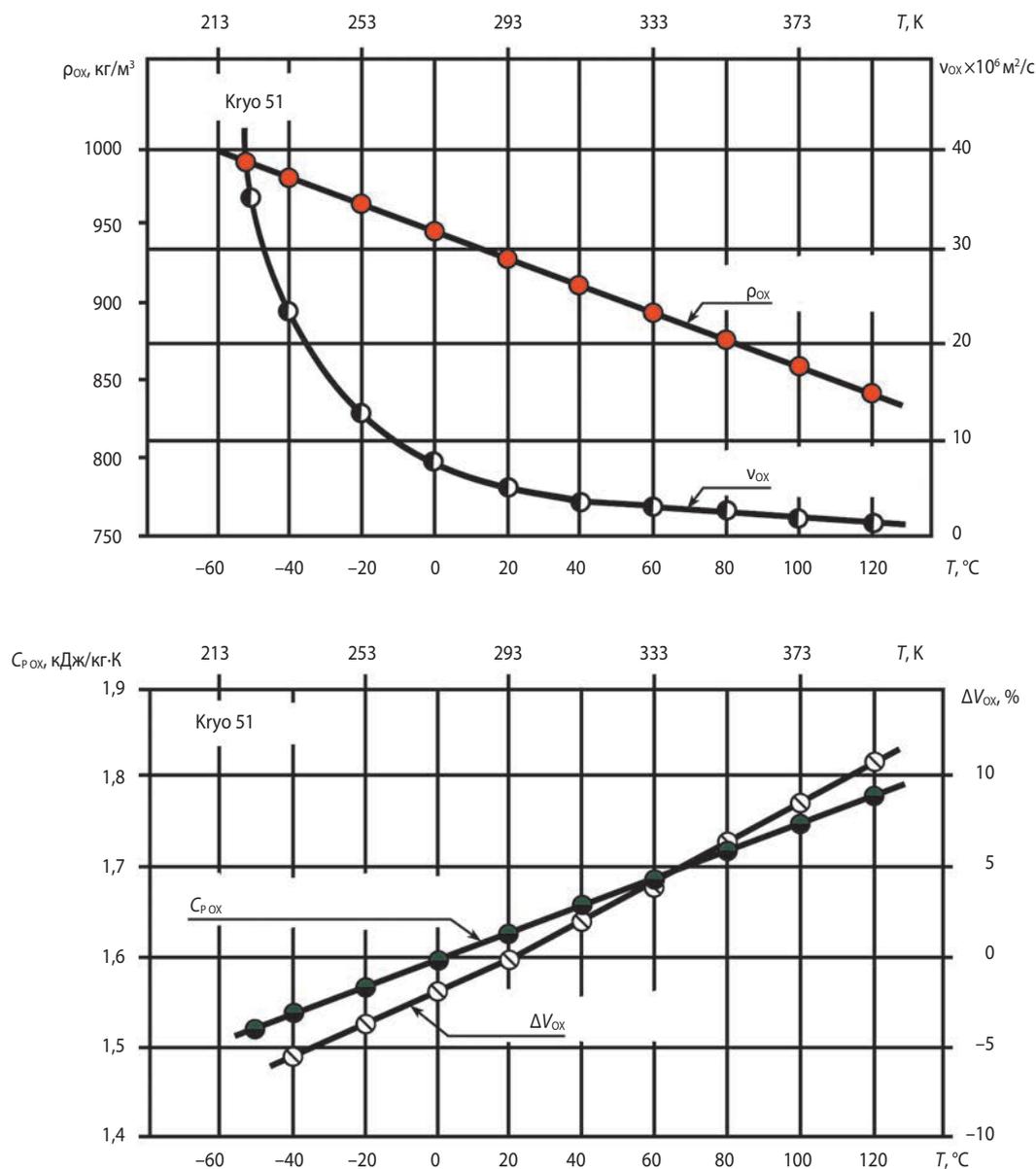


рисунок 2. Изменение теплофизических характеристик плотности ρ_{ox} , кинематической вязкости ν_{ox} , удельной теплоёмкости $C_{p,ox}$ и относительного объёма ΔV_{ox} охладителя Кryo 51 в зависимости от температуры. Данные по теплопроводности λ_{ox} в проспектах фирмы отсутствуют

3. Отечественный охладитель – кремний-органическая жидкость ПМС-1,5р

Одним из отечественных охладителей, успешно используемых в ракетно-космической отрасли является кремний-органическая жидкость ПМС-1,5р. Жидкость ПМС-1,5р использовалась на орбитальной станции «Мир», в НПО имени С.А. Лавочкина, в настоящее время используется в ОАО «ОРКК «Энергия», ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша» (применяется в течение 12 лет в термостате фирмы «Julabo», заменяя охладитель типа Thermal). Для жидкости ПМС-1,5р разработаны ТУ 6-02-820-79.

При разработке наземной СОТР и проведении расчётов по сравнению охладителей ПМС-1,5р

и Кryo 51 необходимо знать, как изменяются в зависимости от температуры теплофизические свойства жидкости ПМС-1,5р. В работе (Морковин А.В. и др., 2015) приведена сводка экспериментальных данных по теплофизическим свойствам жидкостного охладителя ПМС-1,5р в зависимости от температуры. На рисунке 3 представлены обработанные данные и характер изменения теплофизических характеристик охладителя ПМС-1,5р в интервале температур $T_{ox} = -80 \dots +100^\circ\text{C}$ для теплоёмкости $C_{p,ox}$, плотности ρ_{ox} , теплопроводности λ_{ox} и динамической вязкости η_{ox} . Из представленных экспериментальных зависимостей видно, что температурные зависимости теплоёмкости $C_{p,ox}$, плотности ρ_{ox} , и теплопроводности λ_{ox} являются линейными. При этом теплоёмкость $C_{p,ox}$

с увеличением температуры возрастает, тогда как плотность ρ_0 и теплопроводность λ_{ox} с ростом температуры уменьшаются. Температурная зависимость вязкости η_{ox} в рассматриваемом интервале температур нелинейная, причём в интервале отрицательных температур $T_{ox} = -80 \dots 0^\circ\text{C}$ изменение вязкости охладителя ПМС-1,5р является существенным и близким к экспоненциальной зависимости. Данные на рисунках 2 и 3, позволяют сравнить величины теплофизических параметров охладителей ПМС-1,5р и Кгуо 51.

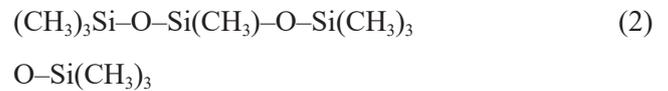
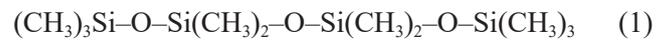
Из сравнения этих данных видно, что соответствующие теплофизические параметры охладителей не сильно отличаются друг от друга, а значения такого значимого параметра, как теплоёмкость $C_{p, ox}$, практически совпадают.

В таблице 3 приведены характеристики жидкости ПМС-1,5р, необходимые при эксплуатации этой жидкости, экспериментальных исследований и расчётов.

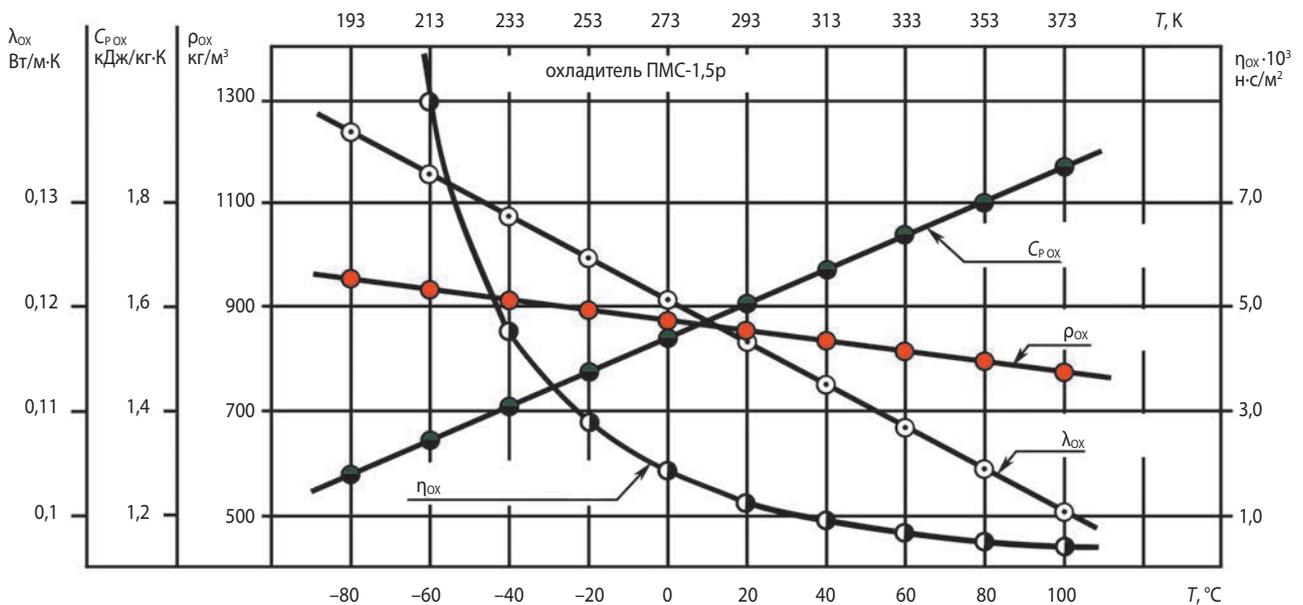
таблица 3 – Теплофизические параметры жидкости ПМС-1,5р

характеристика жидкости ПМС-1,5р	величина и её размерность	примечание
молекулярная масса	320...440 а.е.м.	
поверхностное натяжение	$\sigma \approx 18,6$ мН/м	вода $\sigma \approx 72,8$ мН/м при $T=20^\circ\text{C}$
давление пара при $+125^\circ\text{C}$	18,6 мм.рт.ст.	
температура застывания	не выше -110°C	
температурные пределы воспламенения	нижний $+32^\circ\text{C}$ верхний $+144^\circ\text{C}$	
температура самовоспламенения	$+340^\circ\text{C}$	

Отметим, что жидкости типа ПМС принадлежат к веществам, совокупность свойств которых обеспечивает их работоспособность в широком температурном интервале. Жидкость ПМС-1,5р нерастворима в воде, бесцветная и прозрачная. Для всех жидкостей типа ПМС характерны, помимо широких температурных интервалов и пребывания в жидком состоянии, слабая зависимость теплофизических свойств от температуры, повышенная термостойкость, высокие диэлектрические свойства и химическая инертность. Особые свойства этой смеси: жидкость взрывобезопасна, пожароопасна и умеренно опасна (3 класс опасности). Жидкость ПМС-1,5р представляет собой смесь изодекаметилтетрасилоксана (1) и декаметилтетрасилоксана (2):



Семейство жидкостей типа ПМС – это отечественная разработка московского института ГИЦ РФ «ГНИИХТЭОС». На данное семейство жидкостей разработан ГОСТ 13032-77. В гидравлическом контуре НСОТР с охладителем ПМС-1,5р для ветвящихся магистралей также следует использовать трубопроводы из алюминия или его сплавов, а уплотнения для арматуры – из надёжной отожжённой меди. Заметим, что в термостатах в качестве теплоносителей/охладителей могут использоваться вода, этанол, тосол, гликоль, этиленгликоль, силиконовое масло.



рисунк 3. Изменение теплофизических характеристик охладителя – кремний-органической жидкости ПМС-1,5р в зависимости от температуры

4. Конструкция узлов теплового сопряжения коллекторов и ТСП для жидкостной НСОТР

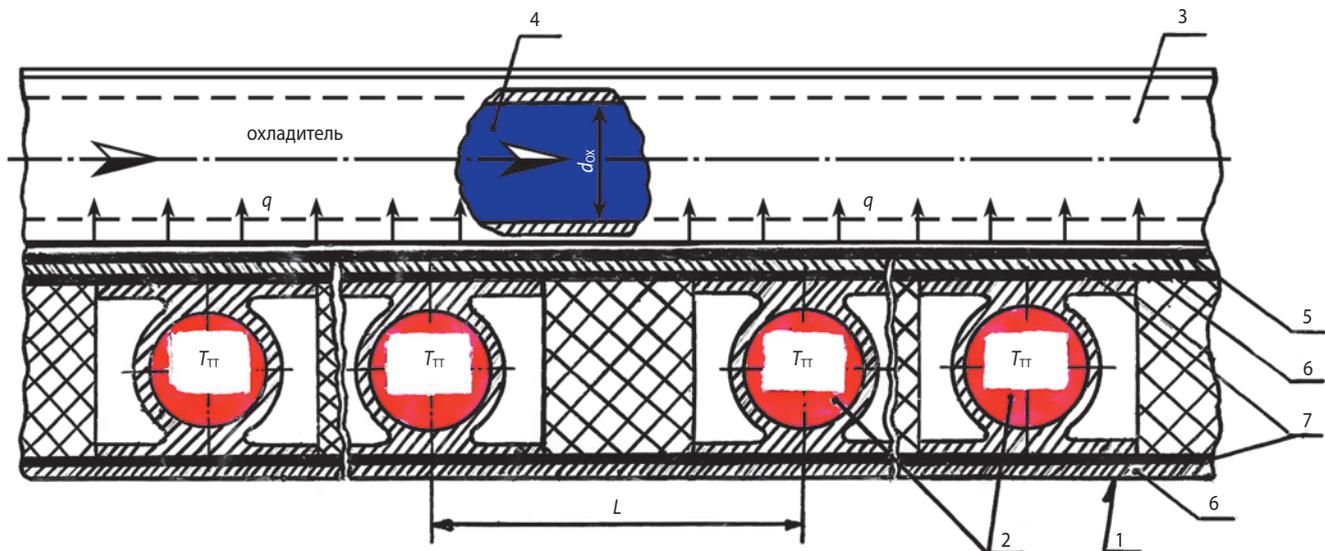
В качестве коллекторов НСОТР, как выше сказано, предложено использовать ТТ с гладким внутренним каналом диаметром $d_v=13,5$ мм и двумя полками шириной по 30 мм. Для ТСП 4, используются два коллектора, для остальных ТСП – по одному. Коллекторы крепятся вблизи верхнего ребра лицевой боковой грани ТСП. Тепловой поток из зоны охлаждения единичной ТТ к коллектору передаётся через контактную поверхность $S_{\text{ТТ}}=0,0009$ м². Все узлы теплового сопряжения ТСП с коллекторами выполнены по схеме, показанной на рисунке 4. Модельный фрагмент такого узла представлен на рисунке 5. Данные по толщинам элементов узла теплового сопряжения ТСП и НСОТР, маркам материалов, термическим сопротивлениям и коэффициентам теплопроводности сведены в таблицу 4.

Небольшое отступление. В космосе тепловые пасты из-за негативного воздействия на собственную внешнюю атмосферу КА не используются. В качестве тепловых прокладок между аппаратурой и ТСП на КА в настоящее время применяют гибкую графитовую фольгу Графлекс марки ГФ-Д (ТУ 5728-001-50187417-99). Согласно ТУ теплопроводность λ вдоль и поперёк фольги равна соответственно 130 и 200 Вт/м×К, по толщине листа – 3–5 Вт/м×К. Отметим, что в технической литературе (*Графитовые листы...*, 2015) появились сообщения, что японская компания Panasonic Industrial выставила на рынок пиролитические графитовые листы, толщина которых $\delta=17-100$ мкм, а теплопроводность соответственно $\lambda=1750-750$ Вт/м×К. Данный материал легкий $\rho=0,85-2,1$ г/см³, хоро-

шо гнётся и режется, выдерживает температуру до $T=400^\circ\text{C}=673$ К. PGS-листы могут применяться для передачи или рассеивания теплоты, для уменьшения термосопротивления (как интерфейс между источником нагрева и радиатором). Для КА такой материал представляет интерес. На рисунке 6 показан образец отечественного профиля (справа), который при скруглении внутренних углов и размещении полок как продолжение одной из больших боковых граней профиля обеспечивает увеличенный теплоотвод от ТСП и расход охладителя.

5. Расчёт коэффициента теплоотдачи $\alpha_{\text{ОХ}}$

Для расчёта используются данные по теплофизике жидкостного охладителя ПМС-1,5р в интервале температур $T_{\text{ОХ}}=-80\dots+100^\circ\text{C}$. Расход охладителя должен проходить через коллектор диаметром $d_v=13,5$ мм. Используя эти данные, рассчитываем $\alpha_{\text{ОХ}}$ – коэффициент теплопередачи от нагретого жидкостного охладителя к внутренней стенке коллектора в зависимости от расхода и температуры охладителя, т.е. определяет зависимость $\alpha_{\text{ОХ}}=f(G_{\text{ОХ}}, T_{\text{ОХ}})$. Величины $\alpha_{\text{ОХ}}$ определяем по формулам, приведённым в работе (*Алемасов В.Е. и др.*, 1980). Формула для расчёта $\alpha_{\text{ОХ}}=f(G_{\text{ОХ}}, T_{\text{ОХ}})$ охладителя ПМС-1,5р представлена ниже по тексту (3), а рассчитанные значения коэффициента $\alpha_{\text{ОХ}}$ в зависимости от массового расхода охладителя $G_{\text{ОХ}} \in 0,1\dots 0,5$ кг/с и температуры $T_{\text{ОХ}} \in -80\dots +120^\circ\text{C}=193\dots 393$ К приведены на рисунке 7. Если говорить строго, то по длине коллектора коэффициент теплопередачи $\alpha_{\text{ОХ}}$ является величиной переменной, однако в данной работе его можно принять как величину постоянную и равную его среднему значению.



1 – ТСП; 2 – тепловые трубы; 3 – коллектор жидкостной НСОТР; 4 – жидкостной охладитель; 5 – теплопроводная паста; 6 – облицовка ТСП; 7 – клеевая пленка.

рисунк 4. Конструкция узла теплового сопряжения жидкостного коллектора НСОТР с ТСП



рисунок 5. Модельный фрагмент узла теплового сопряжения коллектора жидкостной НСОТР с ТТ

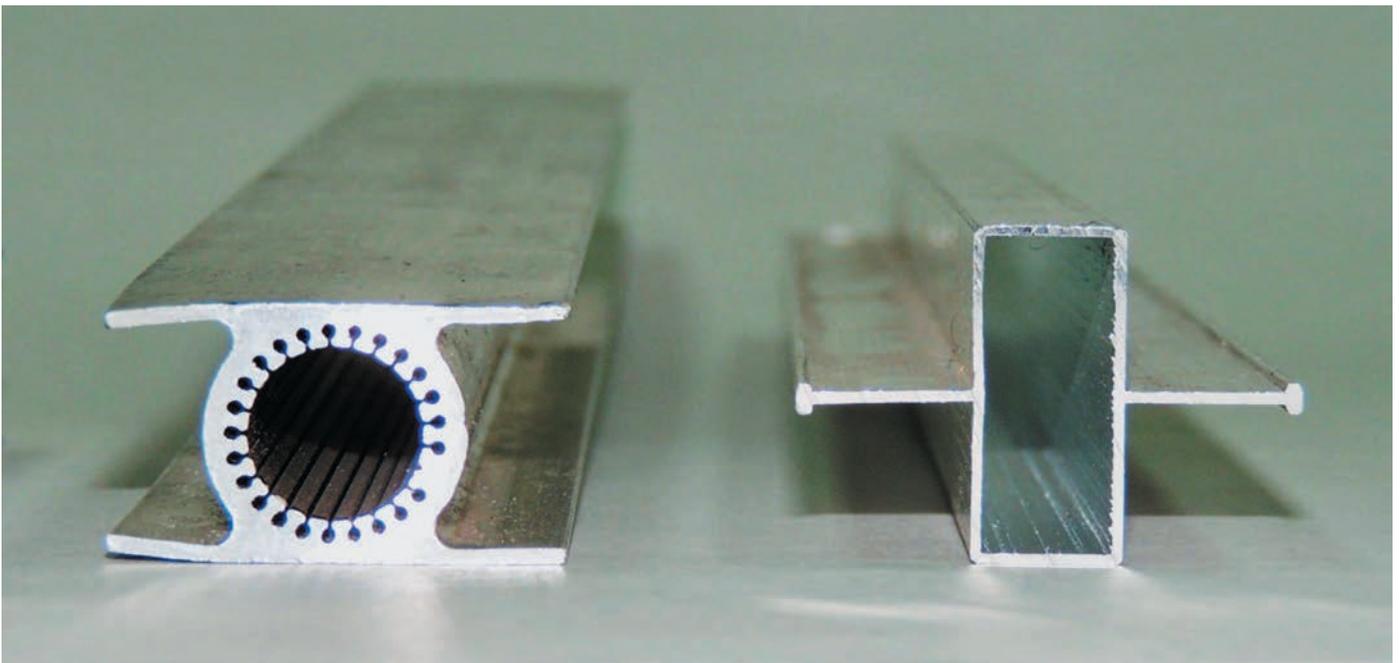


рисунок 6. Образец одного из возможных профилей (справа), который после доработки увеличивает теплоотвод от ТСП и расход охладителя по сравнению с директивно предложенным профилем ТТ

таблица 4 – Элементы узла теплового сопряжения коллектора и ТСП

элементы узла теплового сопряжения	марки материалов узла сопряжения	толщина δ , мм	коэффициент теплопроводности λ , Вт/м·К	термическое сопротивление $R=\delta/\lambda$, м ² К/Вт
корпус аммиачной тепловой трубы	АД-31	1,8	188	$9,6 \cdot 10^{-6}$
клеевая плёнка на полках ТТ	КТ-51	0,1 (ТУ 1-596-468-2010)	0,2	$5 \cdot 10^{-4}$
облицовка (обшивка) ТСП	В95	0,5	155	$3,2 \cdot 10^{-6}$
теплопроводная паста	КПТ-8	0,1	0,7–0,8 (при 293 К)	$1,25 \cdot 10^{-4}$
корпус коллектора	АД-31	1,8	188	$9,6 \cdot 10^{-6}$
сотовые наполнители из алюминиевой фольги ТСП	алюминиевая фольга «5052-30П» или «5050-23» ТУ 1-596-465-2009	0,03 или 0,023	188	$9,6 \cdot 10^{-6}$

ЖИДКОСТНЫЕ НАЗЕМНЫЕ СРЕДСТВА ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕМПЕРАТУРНОГО РЕЖИМА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ТЕРМОСТАТОВ ДЛЯ ИСПЫТАНИЙ АВТОМАТИЧЕСКИХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ, ОБРАБОТКИ ИХ МОДУЛЕЙ И МАКЕТОВ В НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА

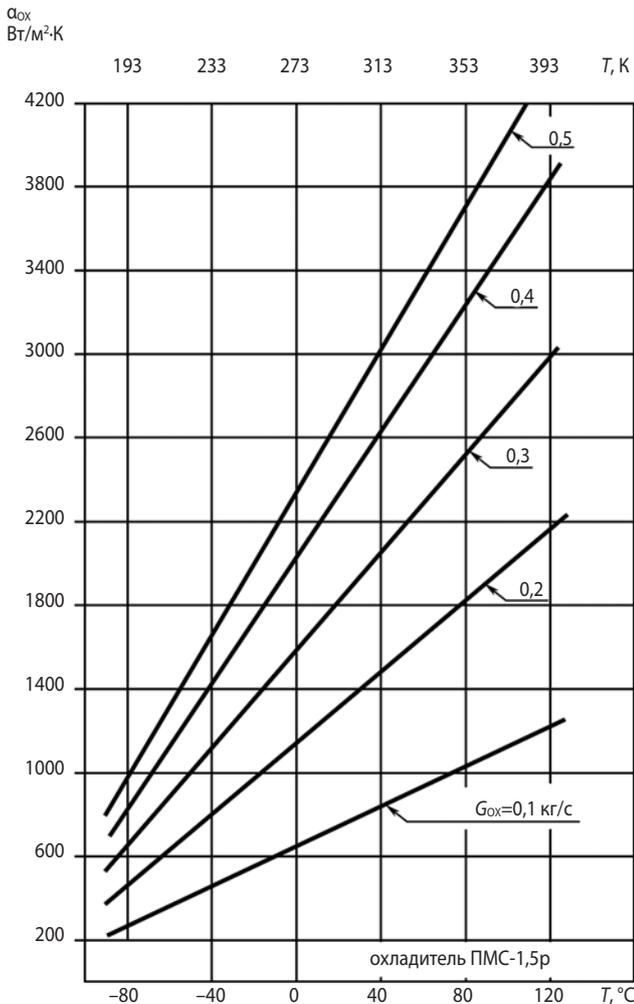


рисунок 7. Изменение коэффициента теплопередачи для жидкостного охладителя ПМС-1,5р в зависимости от температуры и расхода охладителя

6. Инженерная методика расчёта температуры облицовки ТСП, сопряженной с жидкостным коллектором НСОТР

Испытания различных элементов КА, как сказано выше, планируются, проводятся или будут проводиться на экспериментальной базе предприятия. В НСОТР-экспериментах используются ТСП, внутри которых равномерно или неравномерно смонтированы поперечные ТТ с высокой теплопроводностью. Работа всех ТТ основана на замкнутом испарительно-конденсационном цикле. С помощью ТТ теплота отводится от тепловых эквивалентов бортовой аппаратуры, перераспределяется на облицовки ТСП и передаётся в процессе теплообмена жидкостному охладителю коллектора либо на радиатор-излучатель. До проведения испытаний следует проводить расчёты, позволяющие удешевить эксперимент (Гафаров А.А. и др., 2015; Голомазов М.М. и др., 2016). Следует отметить, что на начальных этапах разработки КА корректный расчёт температурных полей в ТСП

представляет сложную нестационарную задачу (Лихущин В.Я., 1998; Авдеевский В.С. и др., 1992). Сложность в том, что на начальных этапах разработки КА компоновка ТСП с бортовой аппаратурой может значительно меняться, а поэтому изменяются начальные и граничные условия в расчётах. По этой причине можно воспользоваться инженерной методикой расчёта температуры облицовки ТСП, сопряжённой с коллекторами жидкостной НСОТР и термостатом. В разработанной инженерной методике используется уравнение теплового баланса и сделаны следующие предположения:

- режим работы ТСП – коллектор НСОТР является стационарным, т.е. $dQ_{ТСП}/dt=0$;
- тепловые трубы каждой ТСП сведены в единый тепловой элемент и друг с другом контактируют своими полками;
- суммарная тепловая мощность $Q_{ТСП}$, подводимая через теплопроводную пасту и стенки коллектора и полностью воспринимается охладителем, т.е. $Q_{ТСП}=Q_{ОХ}$. Данные предположения позволяют рассчитать температуры облицовок ТСП с запасом, т.е. получить «оценки сверху». Уравнение теплового баланса для ТСП при стационарном режиме можно представить как

$$Q_{ТСП}=Q_{КОЛ+ПАСТА}+Q_{ОХ}+Q_{ИЗЛ. КОЛ}$$

где $Q_{ТСП}$ – суммарное тепловыделение от ТТ на ТСП, Вт;

$Q_{КОЛ+ПАСТА}$ – суммарная тепловая мощность, воспринимаемая корпусом коллектора жидкостной НСОТР и теплопроводной пастой, Вт;

$Q_{ОХ}$ – тепловая мощность, воспринимаемая от стенок коллектора жидкостным охладителем, текущим в коллекторе, Вт;

$Q_{ИЗЛ. КОЛ}$ – тепловая мощность, излучаемая коллектором в окружающую среду, Вт;

Полагаем, что тепловым потоком излучения, ввиду его малости, можно пренебречь, т.е. $Q_{ИЗЛ. КОЛ}=0$; пренебрегаем также потерями теплоты и в теплопроводной пасте.

С учётом принятых допущений последовательность вычислений следующая. Используя допущение $Q_{ТСП}=\sum q_{ТТ} \times S_{ТТ}=Q_{ОХ}=\text{const}$, определяем скалярную величину – температуру охладителя $T_{ОХ. ВЫХ}$ на выходе из коллектора

$$T_{ОХ. ВЫХ}=T_{ОХ. ВХ}+Q_{ОХ}/(G_{ОХ} \times C_{P ОХ}),$$

где $G_{ОХ}$ – массовый расход охладителя в коллекторе НСОТР, кг/с, определяется методом последовательных приближений;

$C_{P ОХ}$ – теплоёмкость охладителя, Дж/(кг×К);

$T_{ОХ. ВЫХ}$ – температура охладителя на выходе из коллектора, К;

$T_{ОХ. ВХ}$ – температура охладителя на входе в коллектор, К.

Температура охладителя на входе в коллектор известна из таблицы данных для термостата, в исследуемых случаях

$$T_{OX, ВХ} = T_{OX, ВЫХ, ТЕРМО} = 10 - 20^\circ\text{C} = (283 - 293) \text{ K}.$$

Средняя температура жидкостного охладителя в коллекторе

$$(T_{OX, КОЛ})_{СР} = (T_{OX, ВЫХ} + T_{OX, ВХ}) / 2.$$

И ещё одно отступление. Если сопряжение ТСП и коллектора является сложным, например криволинейным, то нагрев охладителя в коллекторе следует рассчитывать по ходу его движения в коллекторе. Такой расчёт позволяет определить суммарный подогрев охладителя и локальные значения температуры охладителя на различных участках коллектора. В этом случае для каждого участка коллектора необходимо использовать уравнение теплового баланса (теплоотводом в окружающую среду через наружные стенки коллектора можно пренебречь)

$$\Delta T_{X_i} = Q_i / (G_{OX_i} \times \int_{T_i}^{T_{i+1}} C_{P_{OX_i}} dT),$$

где Q_i – количество теплоты, которое воспринимает охладитель на i -м участке коллектора от тепловой трубы;

G_{OX_i} – массовый расход охладителя на i -м участке;

$C_{P_{OX_i}}$ – теплоёмкость охладителя на i -м участке.

Далее определяются локальная температура охладителя на i -м участке

$$T_{X_i} = T_{X_{i-1}} + \Delta T_{X_i}$$

и конечная температура охладителя на выходе из коллектора

$$T_{X_{ВЫХ}} = T_{X_{ВХ}} + \sum_{i=1}^n \Delta T_{X_i}.$$

Коэффициент теплопередачи охладителя α_{OX} , определяем по формуле

$$\alpha_{OX} = 0,023(\rho_{OX} \times w_{OX})^{0,8} / d_{Г,OX}^{0,2} \times k_{OX} = 0,023(G_{OX} / F_{КОЛ})^{0,8} / d_{Г,OX}^{0,2} \times k_{OX}, \text{ Вт}/(\text{м}^2 \times \text{К}), \quad (3)$$

где $k_{OX} = \lambda_{OX}^{0,6} \times C_{P_{OX}}^{0,4} / \eta_{OX}^{0,4}$ – комплекс теплофизических свойств охладителя;

ρ_{OX} , $C_{P_{OX}}$, η_{OX} , λ_{OX} – соответственно плотность, теплоёмкость при постоянном давлении, динамическая вязкость и теплопроводность охладителя при заданной температуре;

w_{OX} – скорость охладителя в коллекторе;

$d_{Г,OX}$ – гидравлический диаметр коллектора, $d_{Г,OX} = d_y = 0,0135 \text{ м}$;

G_{OX} – расход охладителя через коллектор при штатной температуре на выходе из термостата; в расчетах можно использовать температуры $T_{OX,ТС} = (10 \text{ и } 20)^\circ\text{C}$;

$F_{КОЛ}$ – площадь сечения канала коллектора.

Далее по закону И. Ньютона, используя α_{OX} , определяем температуру внутренней стенки канала коллектора, полагая, как и ранее,

$$Q_{ТСП} = Q_{OX} = \text{const}, T_{СТ,КОЛ} = Q_{ТСП} / (\alpha_{OX} \times F_{\Sigma,OX}) + T_{СР,OX},$$

где $F_{\Sigma,OX} = N_I \times h_{ТТ}$ – длина участка коллектора, на котором тепловой поток подводится к охладителю;

N_I – число тепловых труб, вмонтированных в ТСП;

$h_{ТТ}$ – ширина полки тепловой трубы.

Теперь, используя данные таблицы 4 и полученные результаты, определяем температуру облицовки ТСП. Передача теплоты от нагретой облицовки ТСП к жидкостному охладителю осуществляется через стенку коллектора и теплопроводную пасту путём теплопроводности.

Для температуры облицовки ТСП можно записать

$$T_{ТСП} = T_{СТ,КОЛ} + Q_{ТСП} / F_{\Sigma,OX} \times (\delta_{СТ,КОЛ} / \lambda_{СТ,КОЛ} + \delta_{ПАСТА} / \lambda_{ПАСТА}), \text{ К},$$

где $(\delta_{СТ,КОЛ} / \lambda_{СТ,КОЛ} + \delta_{ПАСТА} / \lambda_{ПАСТА})$ – суммарное термическое сопротивление стенки коллектора и теплопроводной пасты при теплопередаче от нагретой стенки ТСП к жидкостному охладителю.

После этого следует выполнить некоторые гидравлические расчёты. Представляют интерес расчёты потерь давления на трение в коллекторе. Для каждого коллектора известны средняя температура жидкого охладителя $T_{OX,СР}$, его плотность ρ_{OX} , расход $G_{OX} = \text{const}$, диаметр d_y и длина L . При этих данных средняя скорость охладителя в канале коллектора равна

$$w_{OX} = G_{OX} / (\rho_{OX} \times S_y).$$

Рассчитываем число Re и по нему определяем режим течения в канале коллектора:

$$Re_{OX} = (d_y \times w_{OX} \times \rho_{OX}) / \eta_{OX} = (d_y \times w_{OX}) / \nu_{OX} = (G_{OX} \times d_y) / (\eta_{OX} \times S_y),$$

где η_{OX} – динамическая вязкость охладителя, $\text{кг}/(\text{м} \times \text{с})$; $\nu_{OX} / \rho_{OX} = \nu_{OX}$ – кинематическая вязкость охладителя, $\text{м}^2/\text{с}$.

Как правило, режим течения охладителя в канале коллектора является турбулентным. По числу Re_{OX} определяем коэффициент трения охладителя о стенку канала

$$\xi = 0,32 / Re_{OX}^{0,25}$$

и далее – потери давления на трение в канале коллектора

$$P_{ТР} = \xi \times L / d_y \times (\rho_{OX} \times w_{OX}^2 / 2).$$

В гидравлическом контуре НСОТР необходимо учитывать также гидрпотери на внезапное сужение-расширение, повороты течения и т.д. Распределение требуемых расходов жидкостного охладителя по коллекторам из напорной магистрали НСОТР следует проводить при помощи дроссельных шайб аналогично настройке ЖРД, как делается, например, в ОАО НПО

ЖИДКОСТНЫЕ НАЗЕМНЫЕ СРЕДСТВА ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕМПЕРАТУРНОГО РЕЖИМА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ТЕРМОСТАТОВ ДЛЯ ИСПЫТАНИЙ АВТОМАТИЧЕСКИХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ, ОТРАБОТКИ ИХ МОДУЛЕЙ И МАКЕТОВ В НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА

«Энергомаш имени академика В.П. Глушко» (Ад-
жян А.П., Кошелев И.М., Левочкин П.С., 2013).

Выражение для расчёта весового расхода охладителя через дроссельную шайбу имеет вид

$$G_{\text{ох}} = \mu \times F_{\text{ш}} / (1 - \mu^2 \times m^2)^{0.5} \times [2g \times \gamma \times (p_1 - p_2)]^{0.5}, \text{ н/с};$$

где $G_M = G_{\text{ох}}/g$ – массовый расход, кг/с; $Q = G_M/\rho$ – объёмный расход, м³/с;

где p_1 – давление охладителя перед дроссельной шайбой, н/м²;

p_2 – давление охладителя после дроссельной шайбой, н/м²;

$F_{\text{ш}}$ – проходное сечение дроссельной шайбы, м²;
 G – ускорение свободного падения, м/с²;
 γ – вес единицы объёма охладителя, н/м³;
 ρ – плотность охладителя, кг/м³;
 $\mu = f/F_{\text{ш}}$ – коэффициент сжатия струи охладителя за дроссельной шайбой;

f – сечение струи охладителя на выходе из дроссельной шайбы, м², определяется по справочнику (Идельчик И.Е., 2012) либо в эксперименте;

$m = F_{\text{ш}}/F_1 < 1$, здесь F_1 , м² – сечение входного трубопровода, подсоединенного к дроссельной шайбе.

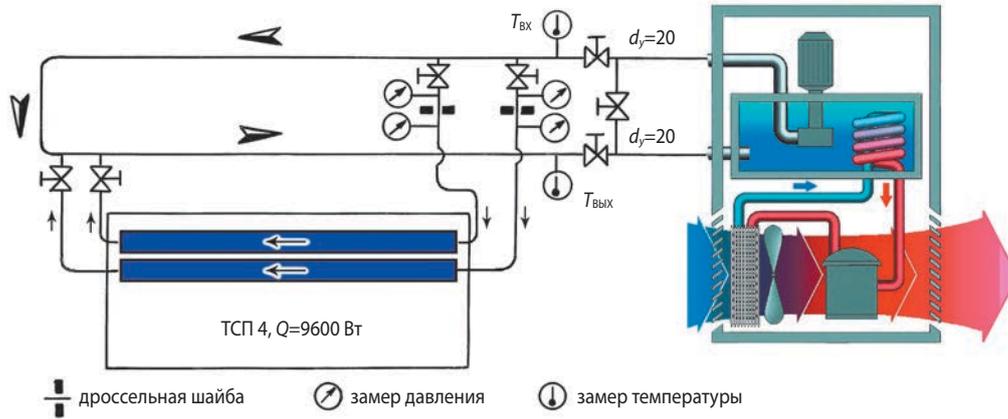


рисунок 8. Схема жидкостной НСОТР с термостатом для испытаний ТСП 4

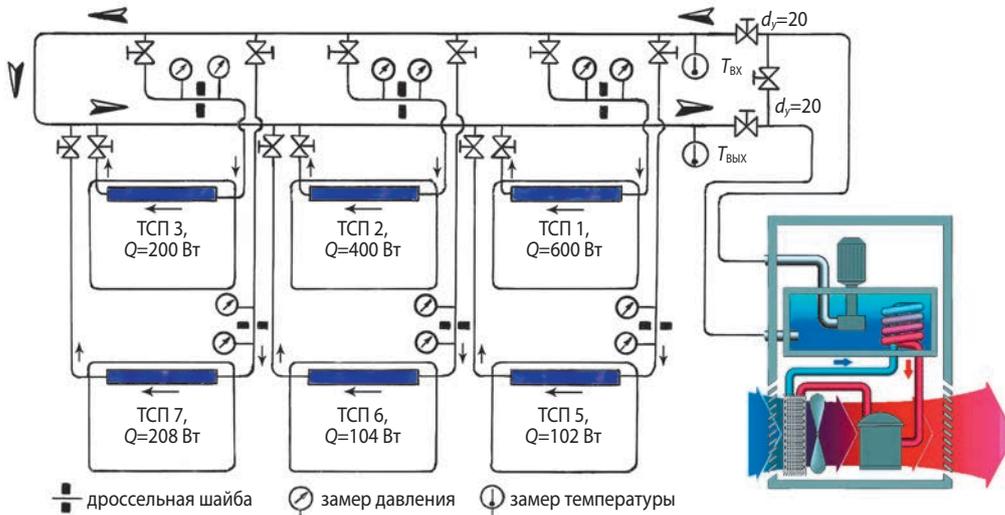


рисунок 9. Схема жидкостной НСОТР с термостатом для совместных испытаний ТСП 1–3, 5–7

таблица 5 – Результаты определения расходов и температур облицовок ТСП жидкостной НСОТР

название ТСП	избыточная тепловая мощность, Q, Вт	используемый тип НСОТР	потребный расход охладителя, G _{ох} , кг/с	температура охлаждаемой облицовки ТСП, T°С (оценка сверху)
ТСП 1	600	жидкостная	0,3	33,6
ТСП 2	400	–"	0,25	40,6
ТСП 3	200	–"	0,125	27
ТСП 4	9600	–"	2×0,5	74,6 режим: ВКЛ/ВЫК
ТСП 5	100	–"	0,1	20
ТСП 6	100	–"	0,1	19
ТСП 7	200	–"	0,125	27
ТСП 8	50	воздушная	0,06	19

7. Определение расходов и температур облицовок ТСП для КА

С использованием разработанной методики, для базового аппарата были рассчитаны расходы жидкостного охладителя в коллекторах и температуры облицовок в местах сопряжения ТСП с коллекторами. Сначала была рассчитана температура облицовки комплекса ТСП 4. На рисунке 8 для ТСП 4 показана спроектированная схема жидкостной НСОТР с двумя коллекторами и термостатом Integral T10000. Расчёты показали, что во время экспериментов термостат Integral T10000 должен работать непрерывно, а ТСП 4 – в режиме «ВКЛ/ВЫК»).

Габаритным аналогом данной ТСП 4 можно считать КА «Cosmo-SkyMed» (Италия) и «TerraSAR-X» (Германия).

На рисунке 9 представлена схема жидкостной НСОТР с термостатом для термостатирования ТСП 1–3, 5–7, а результаты проведённых расчётов для КА «N» сведены в таблицу 5.

заключение

1. Предложено системное решение и разработаны принципиальные схемы жидкостной НСОТР, а также схемы настройки и контроля параметров жидкостного охладителя в коллекторах НСОТР. Данные схемы НСОТР позволяют обрабатывать и проводить электрические испытания блоков, модулей и космических аппаратов. Аналогичные НСОТР можно использовать и на других предприятиях отрасли.

2. Для НСОТР КА типа «N» выбраны термостат Integral T10000 и охладитель Kryo 51. Обоснованно выбран отечественный охладитель ПМС-1,5р – заменитель Kryo 51.

3. Предложена инженерная методика, по которой для базового изделия выполнен цикл инженерных тепловых и гидравлических расчётов.

4. При отработке КА и их блоков целесообразно использовать разборные секционные модульные конструкции ТСП, быстро и легко реализуемые в различные конфигурации.

Авторы благодарят за внимание к работе и полезные обсуждения: Л.И. Волкову и Д.Ф. Слесарева (ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша»), И.М. Кошелева (ОАО НПО «Энергомаш имени академика В.П. Глушко»), А.А. Иванкова, В.Ю. Золотарева, С.А. Сыромятникова, В.В. Луженкова, Д.В. Тулина, А.Р. Попова (НПО имени С.А. Лавочкина), А.Д. Морозова (ООО «ЛАУДА ВОСТОК»).

список литературы

Авдеевский В.С., Галицкий Б.М., Глебов Г.А. и др. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике. М.: Машиностроение, 1992. 528 с.

Аджян А.П., Кошелев И.М., Левочкин П.С. Подавление высокочастотной продольной неустойчивости в газогенераторах ЖРД дроссельными шайбами // Труды НПО Энергомаш им. академика В.П. Глушко. 2013. № 30. С.83-103.

Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П. Теория ракетных двигателей. М.: Машиностроение, 1980. 533 с.

Бэк Р., Бибель П., Боли Р. и др. Термостаты и охладители в технологических процессах. Конструкция, выбор, применение / Пер. с нем. СПб.: Профессия, 2012. 351 с.

Гафаров А.А., Головин Ю.М., Пономарев Н.Б. и др. Пятьдесят лет сотрудничества в космической деятельности НПО им. С.А. Лавочкина и Центра Келдыша // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 3. С.39-44.

Голомазов М.М., Иванков А.А. Численное исследование влияния частиц атмосферы Марса на конструкцию теплозащитного десантного модуля «ЭКЗО-МАРС-2» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 2. С.11-21.

Графитовые листы PGS – новое решение компании Panasonic в области теплоотвода // Электроника. Наука. Технология. Бизнес. 2015. № 7(00147). С. 76-77.

Иванов Н.Н., Привезенцев А.С., Шабарчин А.Ф. и др. Изделие АРМ. Разработка НСОТР на основе принципа эжекции: технический отчет 102-АРМ-6-15. 2016.

Идельчик И.Е. Справочник по гидравлическим сопротивлениям. М.: Книга по требованию, 2012. 466 с.

Лихущин В.Я. Теория теплообмена: курс лекций / Под ред. А.М. Губертова и А.В. Иванова. М.: Центр Келдыша, 1998. 563 с.

Морковин А.В., Плотников А.Д., Борисенко Т.Б. Теплоносители для тепловых труб и наружных гидравлических контуров систем терморегулирования автоматических и пилотируемых космических аппаратов // Космическая техника и технологии. 2015. № 10. С. 89-99.

Москатынцев И.В., Тулин Д.В., Шабарчин А.Ф., Привезенцев А.Ф. и др. Экономичная редуционно-эжекторная НСОТР для космических аппаратов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 1. С. 7-14.

Мошкин Б.Е., Вагин В.А., Жарков А.В. и др. Многоцелевой Фурье-спектрометр космического базирования (экспериментальный образец) // Приборы и техника эксперимента. 2012. № 6. С.78-85.

Wagner Walter. Rohrleitungs-Technik. Vogel. 2000. 292 s.

Статья поступила в редакцию 23.03.2017 г.

НОРМАТИВНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ СОЗДАНИЯ И РАЗВИТИЯ КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

NORMATIVE SUPPORT OF DESIGN AND DEVELOPMENT OF EARTH REMOTE SENSING SPACE SYSTEM



С.А. Золотой¹,
кандидат технических наук,
ivminaev@mail.ru;
S.A. Zolotoy

Анализируются результаты разработки белорусского сегмента интегрированной системы стандартизации космической техники, создаваемой в рамках программ и проектов Союзного государства.

Ключевые слова:
стандартизация;
интегрированная система;
валидация;
гармонизация;
космическая система дистанционного зондирования Земли

1. Актуальность разработки интегрированной системы стандартизации космической техники

Одним из важнейших вопросов выполнения работ по созданию и эксплуатации космических систем, разработке и изготовлению изделий, элементов и компонентов космической техники является их нормативно-техническое обеспечение. Для осуществления такой деятельности используется фонд технических нормативных правовых актов (ТНПА), который создается каждой страной самостоятельно, имеет свою специфику, проявляющуюся в индивидуальных подходах к формированию системы требо-

The outcome of Belarusian segment development for space technologies standardization integrated system implemented in the frame of the Common State programs is analyzed.

Key words:
standardization;
integrated system;
validation;
harmonization;
Earth remote sensing space system.

ваний к образцам космической техники, процедурам реализации и контроля этих требований, в различии методик проведения испытаний.

Однако, как показывает международная практика сотрудничества в области космической деятельности, отсутствие единых требований и правил к процессам создания и использования космической техники и её изделий приводит к существенным дополнительным временным и материальным затратам и может быть причиной снижения их каче-

¹ АО «Корпорация «ВНИИЭМ», Россия, г. Москва.

«VNIIEМ Corporation» JC, Russia, Moscow.

ства и надёжности. В результате изготовление по различающимся требованиям (стандартам) изделий космической техники может привести к их несовместимости, недостижению заданных тактико-техническими требованиями характеристик космических систем.

Следовательно, при создании космической техники с использованием поставки комплектующих изделий предприятиями другого государства необходимо неоднократно разрабатывать и согласовывать взаимоприемлемые требования к этим изделиям (Матвеев Ю.А. и др., 2015; Занин К.А. и др., 2016). При наличии взаимно признанных гармонизированных стандартов достаточно ссылки на соответствующие ТНПА, что обеспечит сокращение временных и материальных затрат, качество и надёжность космической техники, её соответствие мировому уровню.

Из этого вытекает, что дальнейшее эффективное сотрудничество Национальной академии наук Беларуси и Роскосмоса в области космической деятельности целесообразно осуществлять на основе нормативно-технического обеспечения процессов создания изделий космической техники и их использования по единым требованиям.

Интегрированная система стандартизации космической техники, создаваемая в рамках программы Союзного государства «Стандартизация-СГ» (далее – Программа), будет представлять собой информационно и функционально сопряжённые с фондами нормативные документы по стандартизации космической техники Роскосмоса, дополненные разработанными нормативными техническими документами, гармонизированными со стандартами Организации европейского сотрудничества по стандартизации в области космической деятельности (ECSS).

Функционирование интегрированной системы стандартизации космической техники будет обеспечиваться на основе разработанных нормативных организационных документов, определяющих порядок разработки документов в области стандартизации, их гармонизации, взаимного признания и внедрения, а также требования к системе контроля соблюдения положений стандартов.

Актуальность решения изложенной проблемы для государств-участников Союзного государства заключается в том, что реализация программы «Стандартизация-СГ» способствует достижению целей, изложенных в Договоре о создании Союзного государства в части использования единого научно-технического и информационного пространства Беларуси и России для реализации преимуществ интеграции научных достижений в области создания космической техники с использованием единых требований и правил (Абламейко С.В., 2015).

2. Цели и задачи интегрированной системы стандартизации

Цель Программы – нормативно-техническое обеспечение единых требований и правил проведения работ в области космической техники путём разработки на основе действующих ведомственных систем стандартизации Роскосмоса и НАН Беларуси интегрированной системы стандартизации космической техники.

Главные задачи Программы:

- разработка нормативных организационных и технических документов по стандартизации в области космической техники;
- разработка нормативных организационных и методических документов в области сертификации космической техники и её изделий.

Практические задачи Программы (задачи создаваемой интегрированной системы стандартизации и сертификации):

- минимизация затрат на обеспечение жизненного цикла космической техники с непрерывным улучшением качества, обеспечением функциональной цельности и совместимости всех элементов проекта;
- гармонизация разрабатываемых государственных стандартов Республики Беларусь с европейскими стандартами ECSS посредством разработки стандартов, идентичных стандартам ECSS.

3. Структура Программы

Основными мероприятиями Программы являются (Программа Союзного государства, 2014):

- первое мероприятие – «Создание нормативно-организационной основы для проведения работ по стандартизации и сертификации в области космической техники»;
- второе мероприятие – «Разработка системы гармонизированных с международными стандартами нормативных документов по стандартизации в области космической техники»;
- третье мероприятие – «Разработка гармонизированных организационных и методических документов в области сертификации космической техники».

В рамках первого мероприятия разработаны предложения об использовании существующих основных международных и европейских стандартов в области космической техники, определена номенклатура подлежащих разработке в рамках Программы гармонизированных стандартов, разработаны организаци-

**НОРМАТИВНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ СОЗДАНИЯ И РАЗВИТИЯ КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ
ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ**



рисунок 1. Государственные стандарты группы М – «Космическая техника. Управление проектом»

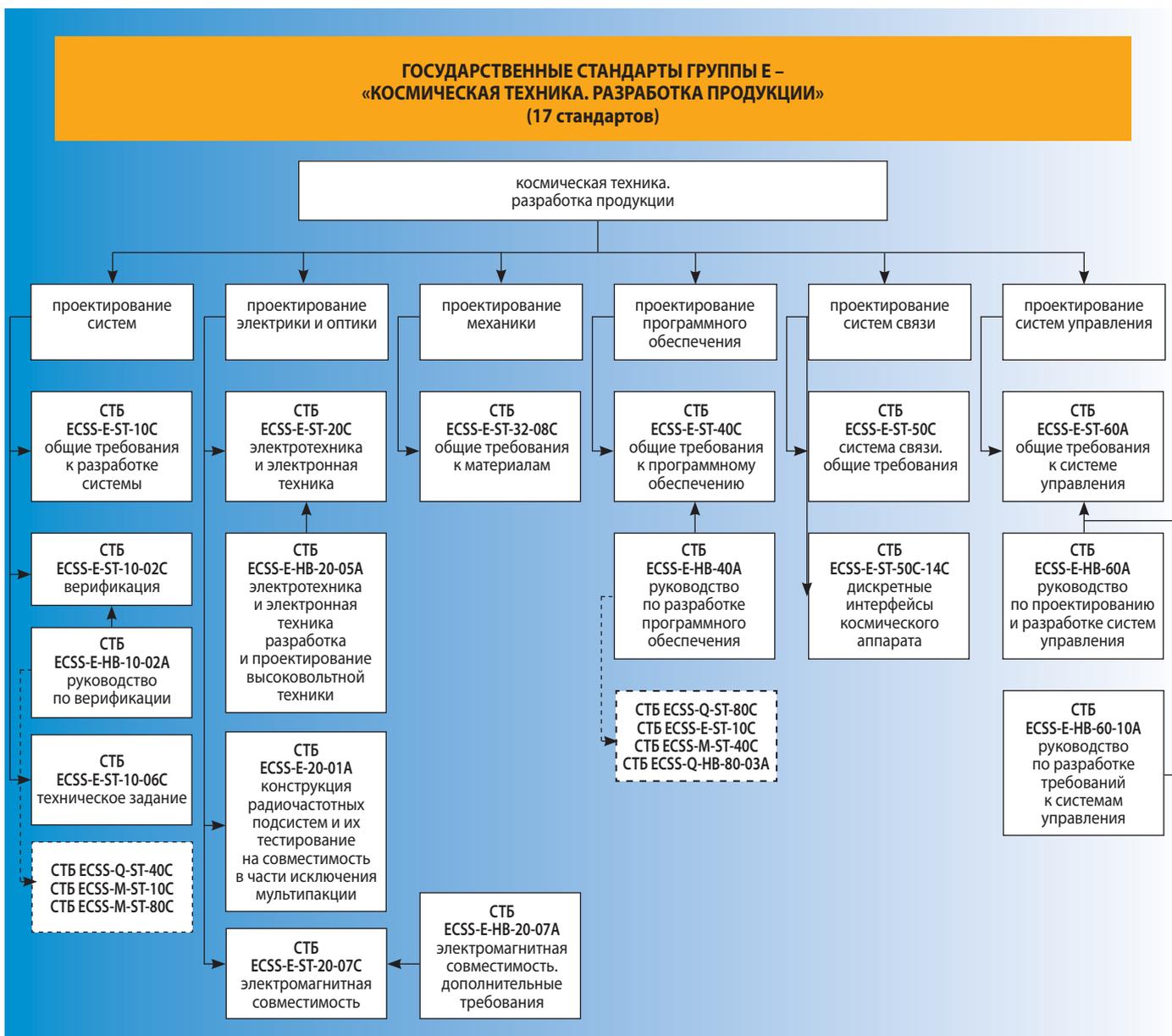


рисунок 2. Государственные стандарты группы Е – «Космическая техника. Разработка продукции»

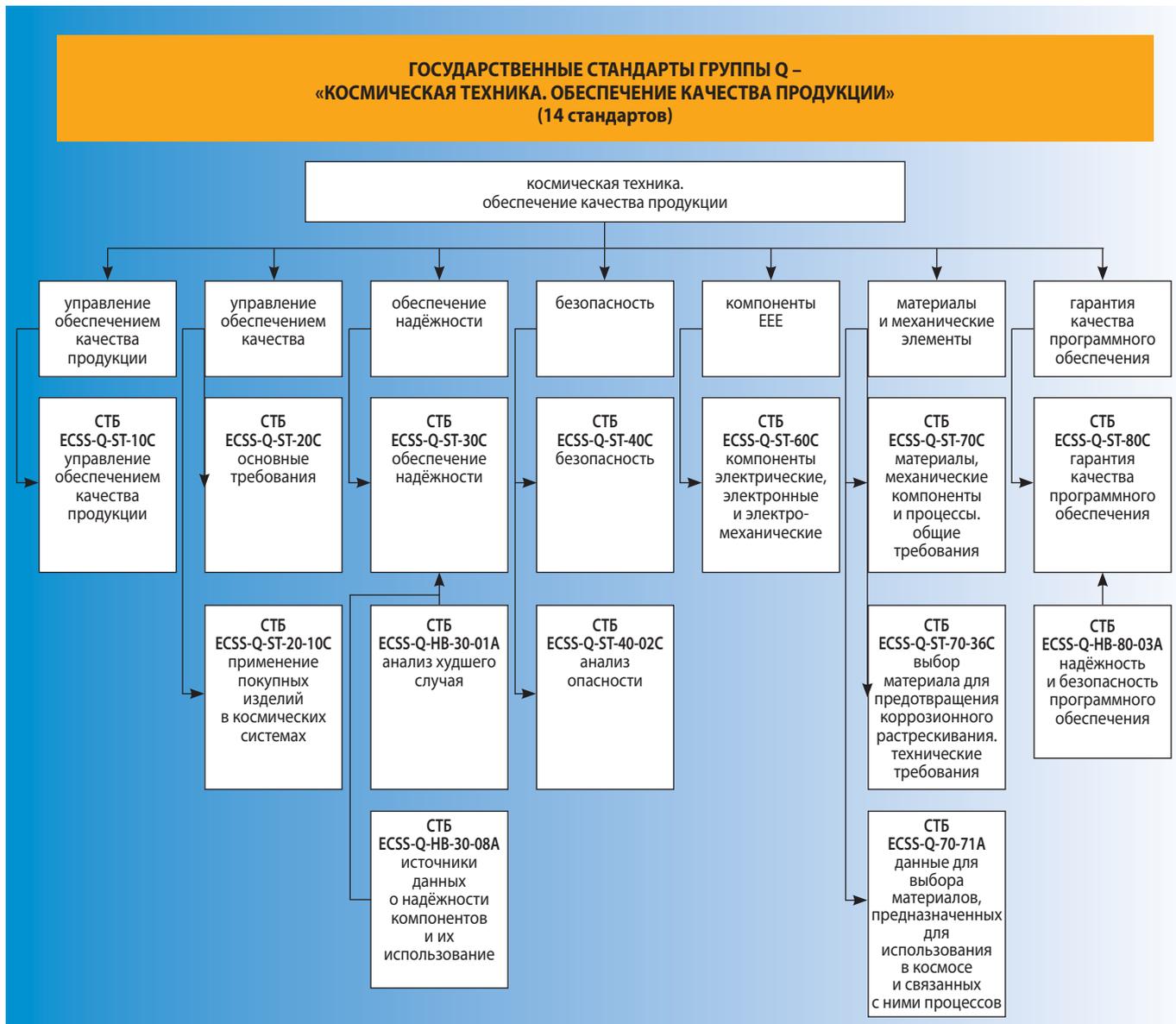


рисунок 3. Государственные стандарты группы Q – «Космическая техника. Обеспечение качества продукции»

онно-методические документы, регламентирующие порядок разработки и обмена документами по стандартизации и сертификации в области космической техники, порядка их утверждения и введения в действие, условий взаимного признания и применения при выполнении работ.

В рамках второго мероприятия разработаны шесть организационно-методических документов Роскосмоса и НАН Беларуси, направленных на информационное обеспечение процессов создания и функционирования интегрированной системы стандартизации космической техники (Абламейко С.В., 2015; Программа Союзного государства, 2014).

Также в рамках второго мероприятия разработано 29 ТНПА, из них:

- 27 гармонизированных со стандартами ECSS;
- 2 терминологических в области дистанционного зондирования Земли.

В рамках третьего мероприятия разработаны пять документов, составляющих организационно-методическую основу, необходимую для проведения работ по оценке соответствия создаваемой космической техники установленным требованиям.

Система разработанных в рамках белорусской части Программы стандартов структурирована в виде трёх направлений, в каждом из которых имеется группа стандартов, обозначенных как (Программа Союзного государства, 2014; Техническое задание на НИР, 2011):

- группа М – «Космическая техника. Управление проектом»;
- группа Е – «Космическая техника. Разработка продукции»;
- группа Q – «Космическая техника. Обеспечение качества продукции».

Стандарты группы М – «Космическая техника. Управление проектом» (рисунок 1):

- определяют перечень мероприятий жизненного цикла космической системы, правила и требования к содержанию и построению системы организационных мероприятий в сфере управления разработкой космической техники и управления организацией проекта в целом, включая его планирование и реализацию;
- определяют требования к организации и проведению анализов, управлению конфигурацией и информацией, стоимостью и графиком работ, а также требования к интегрированному логистическому сопровождению проекта.

Стандарты группы Е – «Космическая техника. Разработка продукции» (рисунок 2) содержат правила и требования по организации процессов разработки космической продукции. Они охватывают инженерно-технические процессы, применяемые в космических системах или в их элементах, а также технические аспекты деталей, оборудования, систем и подсистем, используемых на этапах жизненного цикла космических систем.

Стандарты группы Q – «Космическая техника. Обеспечение качества продукции» (рисунок 3) определяют требования к организации деятельности, направленной на обеспечение основных характеристик создаваемой продукции, их соответствие техническому заданию и гарантирование качества создаваемой продукции, включая программное и техническое обеспечение.

заключение

Научная новизна данной работы состоит в создании методической базы для разработки гармонизированных стандартов в области космической техники.

Практическая значимость определяется тем, что разработанные документы стали основой для создания технических нормативных и правовых актов.

Основные результаты работ по Программе:

1. Разработана система национальных технических нормативных правовых актов в области космической деятельности Российской Федерации и Республики Беларусь с целью обоснования интегрированной системы стандартизации космической техники, создаваемой в рамках программ и проектов Союзного государства (Абламейко С.В., 2015; Программа Союзного государства, 2014).

2. Белорусскими исполнителями разработано 29 стандартов и 10 приложений (руководств) к ним, утвержденных и введенных в действие постановлениями Госстандарта Республики Беларусь (Абламейко С.В., 2015; Программа Союзного государства, 2014).

3. Для организационно-методического обеспечения функционирования интегрированной системы стандартизации разработана необходимая группа нормативных документов.

4. Разработаны гармонизированные организационные и методические документы в области сертификации космической техники, составляющие организационно-методическую основу, необходимую для проведения работ по оценке соответствия создаваемой космической техники установленным требованиям, снижению вероятности возникновения аварийных и нештатных ситуаций в процессе её эксплуатации.

5. Работы белорусской части программы Союзного государства «Стандартизация-СГ» выполнены в полном объёме и соответствуют требованиям технических заданий, календарным планам и условиям Договора.

список литературы

Абламейко С.В. Космонавтика Беларуси / С.В. Абламейко. Минск: БГУ, 2015. 256 с.

Занин К.А., Митькин А.С., Москатиньев И.В. Методические основы моделирования информационного тракта космического радиолокатора синтезированной апертуры // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 2. С. 61-68.

Матвеев Ю.А., Ламзин В.А., Ламзин В.В. Исследование влияния надежности модификаций КА на программу развития космических систем // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 1. С. 41-48.

Программа Союзного государства «Разработка интегрированной системы стандартизации космической техники, создаваемой в рамках программ и проектов Союзного государства» («Стандартизация-СГ») на 2011–2014 годы. Утв. постановлением СМ Союзного государства от 22.04.2011.

Техническое задание на НИР «Разработка стандартов в области космической техники, основанных на требованиях стандартов ECSS» / В.Б. Альгин, С.А. Золотой. Минск: ОИМ НАН Беларуси, 2011. 12 с.

Статья поступила в редакцию 24.11.2016 г.

ВЛИЯНИЕ НАДУВНОГО ТОРМОЗНОГО УСТРОЙСТВА НА ДИНАМИКУ УГЛОВОГО ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО СПУСКАЕМОГО АППАРАТА

IMPACT OF INFLATABLE BRAKING DEVICE ON DYNAMICS OF ANGULAR MOTION OF SPACE DESCENT VEHICLE



В.П. Казаковцев¹,
профессор, доктор
технических наук,
vpkazakovtsev@mail.ru;
V.P. Kazakovtsev



В.В. Корянов¹,
доцент, кандидат
технических наук,
vkoryanov@mail.ru;
V.V. Koryanov



А.Г. Топорков¹,
toporkov.90@mail.ru;
A.G. Toporkov

С помощью разработанного авторами метода, основанного на предположении, что деформация надувного тормозного устройства происходит в плоскости пространственного угла атаки, проведена оценка влияния надувного тормозного устройства на динамику углового движения спускаемого аппарата в условиях резонанса. Показано, что основным фактором, вызывающим изменение пространственного угла атаки спускаемого аппарата в условиях возникновения резонанса, является асимметрия внешней формы и величина скоростного напора. Величина изменения пространственного угла атаки за счёт нежёсткости надувного тормозного устройства определяется значением поперечной нагрузки на спускаемый аппарат.

Ключевые слова: спускаемый аппарат; динамика движения; надувное тормозное устройство; спуск в атмосфере.

Атмосферный участок является завершающим этапом движения космических спускаемых аппаратов. Реализация задачи спуска спускаемого аппарата (СА) на поверхность планеты требует различного рода тормозных устройств. Применение лобовых экранов

According to the method developed by the article authors, based on the assumption that deformation of inflatable braking device occurs in the plane of spatial angle of attack, the assessment of impact of inflatable braking device on dynamics of angular motion of descent vehicle in resonance conditions is performed. It is shown that the main factor causing a variation of spatial angle of attack of descent vehicle in resonance conditions is an asymmetry of external shape and value of dynamic pressure. Value of variation of spatial angle of attack due to non-rigidity of inflatable braking device is defined by value of lateral load on descent vehicle.

Key words: descent vehicle; dynamics of motion; inflatable braking device; descent in atmosphere.

с аблирующей теплозащитой не предоставляет возможности непосредственной «мягкой» посадки СА на поверхность планеты, поэтому приходится использовать дополнительное тормозное устройство в виде парашютной системы.

¹ МГТУ им. Н.Э. Баумана, Россия, г. Москва.

Bauman Moscow State Technical University, Russia, Moscow.

ВЛИЯНИЕ НАДУВНОГО ТОРМОЗНОГО УСТРОЙСТВА НА ДИНАМИКУ УГЛОВОГО ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО СПУСКАЕМОГО АППАРАТА

В НПО имени С.А. Лавочкина возникла идея использования специального надувного тормозного устройства (НТУ), позволяющего осуществлять «мягкую» посадку СА на поверхность планеты без применения парашютной системы. При этом для обеспечения пассивной стабилизации СА ещё на внеатмосферном участке полёта развёртывается НТУ и весь аппарат вместе с НТУ закручивается вокруг продольной оси.

Первые спускаемые аппараты с НТУ были созданы и испытаны в России в 1990-х годах. К ним относятся СА «Пенетратор», предназначенный для изучения марсианского грунта, и СА «Демонстратор-2Р», доставляющий полезный груз с околоземной орбиты (Пичхадзе К.М. и др., 2015).

Последней разработкой НПО имени С.А. Лавочкина стала малая метеорологическая станция (ММС), в которой использованы два НТУ. Основное надувное тормозное устройство (ОНТУ) представляет собой надувной лобовой экран, который парирует основную тепловую нагрузку при движении СА в верхних и средних слоях атмосферы. Дополнительное надувное тормозное устройство (ДНТУ) разворачивается на конечном участке спуска и предназначено для дополнительного торможения аппарата (рисунок 1) (Торрес Санчес К.Х. и др., 2015).

Преимущество НТУ перед традиционными нежёсткими тормозными устройствами – парашютами заключается в возможности их использования на всем атмосферном участке спуска, начиная с гиперзвуковых скоростей и заканчивая дозвуковыми.

Надувные тормозные устройства указанных СА изготавливаются из высокопрочного материала с теплозащитным покрытием и представляют собой нежёсткие замкнутые непроницаемые баллоны малой массы, имеющие при их раскрытии заданную форму, например, усечённого конуса.

В процессе движения в атмосфере планеты СА с НТУ подвергаются значительным аэродинамическим нагрузкам, приводящим к изменению формы нежёсткой оболочки НТУ и возникновению текущих асимметрий СА с НТУ.

Наличие возникающих при изготовлении СА конструктивных асимметрий приводит к образованию в процессе спуска, стабилизированного вращением СА с НТУ, различных динамических явлений, таких, как колебательно-вращательные резонансы, резонансная авторотация, изменяющих динамику углового движения СА. Текущие асимметрии СА с НТУ могут повлиять на рассматриваемые динамические явления, усиливая или уменьшая их воздействие на динамику движения СА.

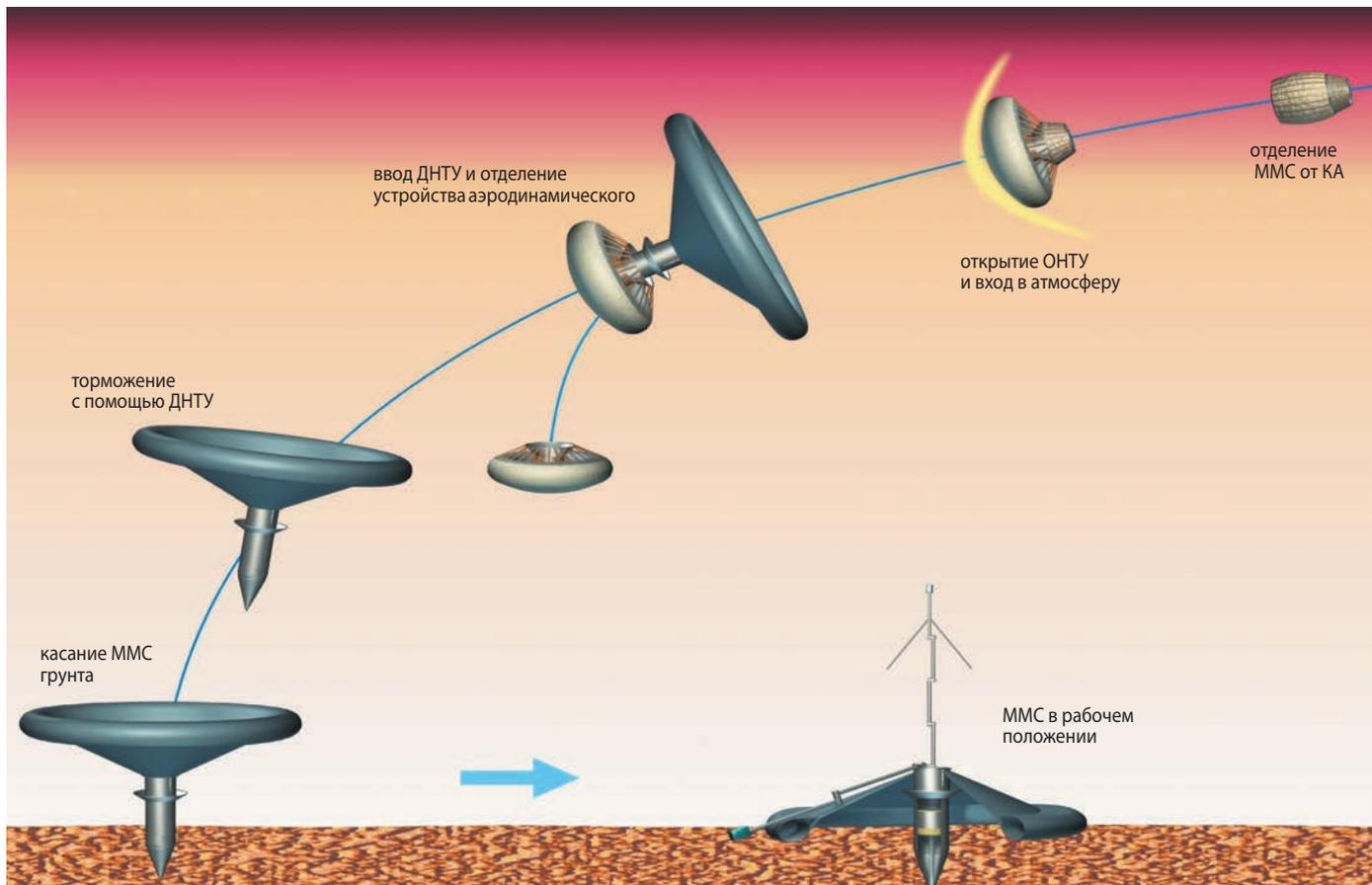
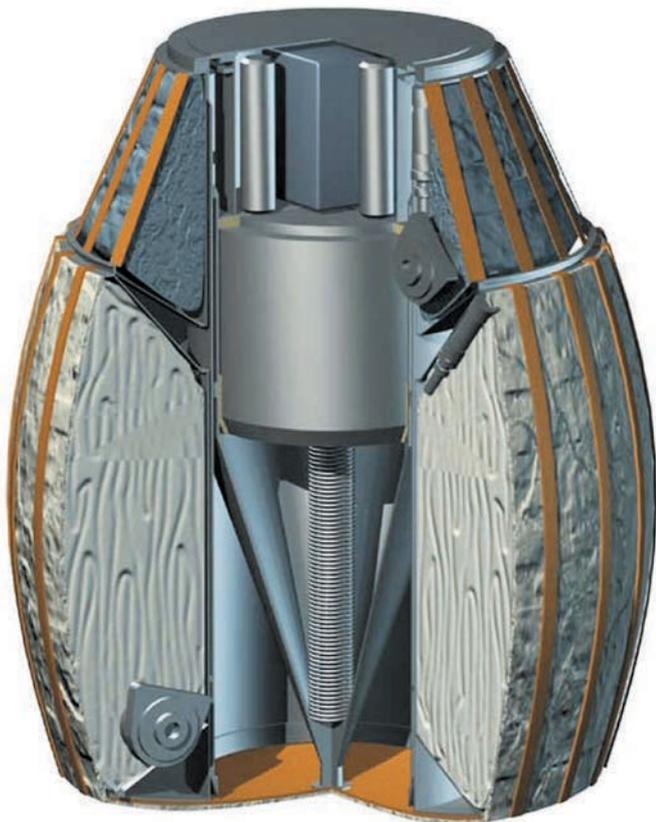
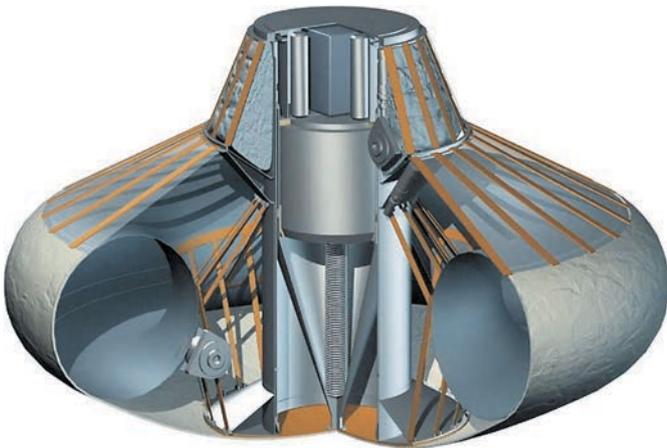


рисунок 1. Схема спуска аппарата в атмосфере (<http://fmispace.fmi.fi/old-metnet/index.php?id=126>)



а



б

а – после отделения от космического аппарата;
б – в момент входа в атмосферу.

рисунок 2. Пример формы надувных тормозных устройств (<http://fmispace.fmi.fi/old-metnet/index.php?id=100>; Harri A.M. et al., 2006)

Анализ номинального (без учёта влияния нежёсткости НТУ) движения СА показывает: угловая скорость вращения СА вокруг продольной оси на момент входа в атмосферу меньше 100 град/с; пространственный угол атаки при входе СА в атмосферу порядка нескольких градусов и уменьшается в процессе спуска.

Как показано в (Казаковцев В.П., 1997; Ярошевский В.А., 1988; Казаковцев В.П. и др., 2002; Ericsson L.E., 1982), при движении в атмосфере СА с НТУ как твёрдого тела угловая скорость вращения аппарата вокруг продольной оси практически мало изменяется по величине. Также мало изменяется по величине и угловая скорость вращения плоскости пространственного угла атаки, определяемая вектором скорости и продольной осью СА.

Таким образом, СА делает всего один оборот вокруг продольной оси за несколько секунд своего движения. Примерно такой же характер имеет вращение плоскости пространственного угла атаки.

Это позволяет предположить, что для осесимметричного СА аэродинамическая сила находится в плоскости пространственного угла атаки. Следовательно, плоскость возможного направления деформации нежёсткого НТУ также совпадает с плоскостью пространственного угла атаки.

В работе (Казаковцев В.П., 2012) было показано, что деформация нежёсткого НТУ спускаемого аппарата в определённой степени пропорциональна внешней аэродинамической нагрузке, которая определяется величинами скоростного напора и пространственного угла атаки.

Деформация НТУ для заданных характеристик жёсткости при спуске СА в основном зависит от поперечной нагрузки. Эта нагрузка пропорциональна величине скоростного напора q и значению пространственного угла атаки α_s :

$$q_s = q \cdot \sin \alpha_s.$$

Именно влияние этой поперечной нагрузки приводит к деформации НТУ и, соответственно, к изменению величин аэродинамических коэффициентов, появлению дополнительных малых асимметрий.

Для точного определения аэродинамических коэффициентов и дополнительных малых асимметрий необходимо проведение многочисленных расчётов и экспериментальных исследований. Это требует больших финансовых затрат.

Предварительные исследования показали, что величина поперечной нагрузки q_s на всей траектории спуска значительно меньше величины скоростного напора. Поэтому в данной работе используется подход, основанный на линейной зависимости величин отклонений аэродинамических коэффициентов и дополнительных малых асимметрий от величины поперечной нагрузки.

Проводится расчёт параметров движения СА как твёрдого тела с учётом влияния допустимых величин малых асимметрий. Определяется максимальное значение поперечной нагрузки q_{smax} . Выбирается фиксированная величина поперечной нагрузки $q_{sf} = q_{smax}$.

ВЛИЯНИЕ НАДУВНОГО ТОРМОЗНОГО УСТРОЙСТВА НА ДИНАМИКУ УГЛОВОГО ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО СПУСКАЕМОГО АППАРАТА

Для выбранной фиксированной величины поперечной нагрузки (q_{sf}) расчётом и исследованиями в аэродинамической трубе определяются отклонения аэродинамических коэффициентов и величины асимметрий в плоскости пространственного угла атаки. Вводится коэффициент отношения величины текущей поперечной нагрузки к её фиксированной величине

$$k_1 = \frac{q \sin \alpha_s}{q_{sf}}.$$

В соответствии с этими данными для определения величин аэродинамических коэффициентов осевой и нормальной сил, аэродинамического коэффициента стабилизирующего момента СА с учётом деформации НТУ можно использовать следующие формулы:

$$C_{xdef} = C_x \cdot [1 + \Delta C_{xf} k_1],$$

$$C_{ysdef} = C_{ys} \cdot [1 + \Delta C_{yf} k_1],$$

$$m_{sdef} = m_s \cdot [1 + \Delta C_{yf} k_1],$$

где C_x , C_{ys} , m_s – аэродинамические коэффициенты осевой и нормальной сил, стабилизирующего момента в плоскости пространственного угла атаки для недеформированного СА;

ΔC_{xf} , ΔC_{yf} – фиксированные относительные изменения величин аэродинамических коэффициентов осевой и нормальной сил при деформации НТУ, обусловленной влиянием фиксированной поперечной нагрузки q_{sf} .

Деформирование НТУ в процессе спуска СА приводит к появлению дополнительных малых асимметрий разного вида, это массово-конструкционные и аэродинамические асимметрии (Костров А.В., 1984). В соответствии с нашим предположением, что деформация НТУ проходит в плоскости пространственного угла атаки, дополнительные асимметрии проявляются также в плоскости пространственного угла атаки.

Получены аналитические зависимости для расчёта дополнительных величин бокового смещения центра масс СА, центробежных моментов инерции и аэродинамической асимметрии в проекциях на оси связанной системы:

$$\Delta y_{def} = \Delta \rho_f \frac{m_1}{m} k_1 \cos \varphi_s,$$

$$\Delta z_{def} = \Delta \rho_f \frac{m_1}{m} k_1 \sin \varphi_s,$$

$$I_{xydef} = \frac{\Delta \rho_f}{x_1} (I_y - I_x) k_1 \cos \varphi_s,$$

$$I_{xzdef} = \frac{\Delta \rho_f}{x_1} (I_z - I_x) k_1 \sin \varphi_s,$$

$$m_{ydef} = m_{af} k_1 \sin \varphi_s,$$

$$m_{zdef} = m_{af} k_1 \cos \varphi_s,$$

где $\Delta \rho_f$ – фиксированное смещение центра масс НТУ при деформации, обусловленной влиянием фиксированной поперечной нагрузки q_{sf} ;

m_1 – масса НТУ;

x_1 – расстояние между центром масс НТУ и центром масс СА;

m_{af} – фиксированная величина аэродинамической асимметрии, обусловленной влиянием фиксированной поперечной нагрузки q_{sf} ;

φ_s – угол между плоскостью пространственного угла атаки и плоскостью вертикальной симметрии СА OXY .

Таким образом, при движении СА с учётом деформации НТУ величины начальных асимметрий дополняются величинами асимметрий, возникающих при деформации надувной оболочки:

$$\Delta y = \Delta y_0 + \Delta y_{def},$$

$$\Delta z = \Delta z_0 + \Delta z_{def},$$

$$I_{xy} = I_{xy0} + I_{xydef},$$

$$I_{xz} = I_{xz0} + I_{xzdef},$$

$$m_y = m_{y0} + m_{ydef},$$

$$m_z = m_{z0} + m_{zdef}.$$

Расчёты величин дополнительных малых асимметрий, обусловленных деформацией НТУ, показали, что их максимальные значения имеют следующий порядок:

$$m_{ydef} = m_{zdef} \leq 10^{-3},$$

$$\Delta y_{def} = \Delta z_{def} \leq 10^{-4},$$

$$I_{xydef} = I_{xzdef} \leq 10^{-5}.$$

Это обусловлено малой массой НТУ по сравнению с массой СА.

Следовательно, деформация НТУ в основном приводит к изменению аэродинамических коэффициентов (Казаковцев В.П. и др., 2006).

Рассмотрим пример влияния деформации НТУ на изменение пространственного угла атаки СА в условиях резонансного движения для СА-пенетратора в атмосфере Марса при следующих параметрах аппарата и условиях входа в атмосферу:

$$S = 3,14 \text{ м}^2;$$

$$m = 17,5 \text{ кг};$$

$$l_k = 1,413 \text{ м};$$

$$I_x = 1,50 \text{ кгм}^2;$$

$$I_y = I_z = 8,75 \text{ кгм}^2;$$

$$V_0 = 5600 \text{ м/с};$$

$$\theta_0 = -10^\circ;$$

$$\omega_{x0} = 1,0 \text{ 1/с}.$$

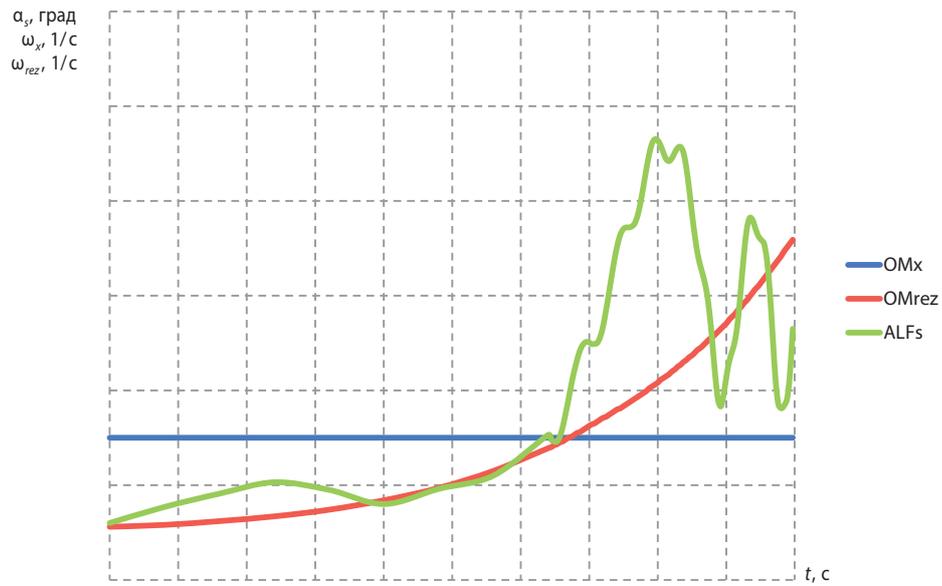


рисунок 3. Графики изменения угловой скорости вращения CA относительно продольной оси ω_x (OMx), резонансной частоты ω_{rez} (OMrez) и пространственного угла атаки α_s (ALFs) в функции времени движения

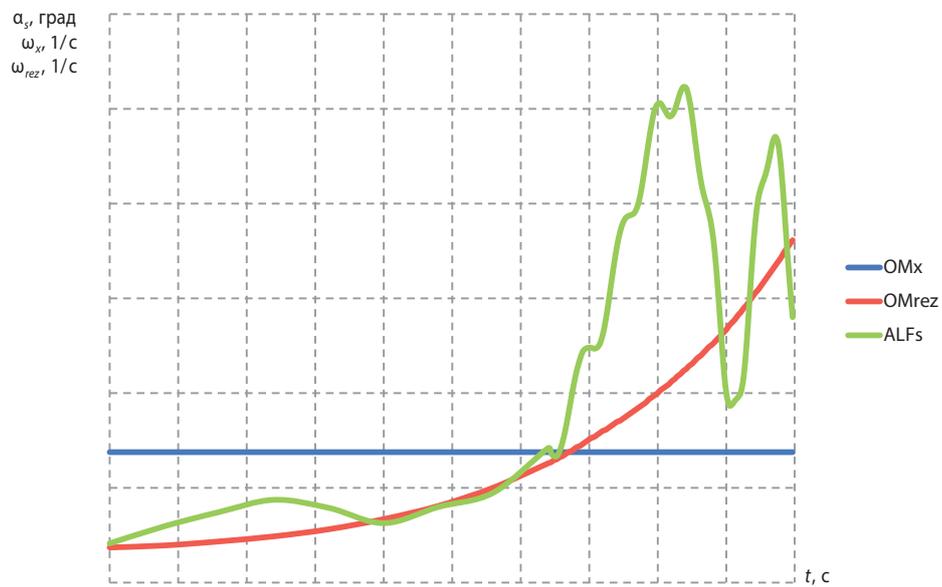


рисунок 4. Графики изменения $\omega_x, \omega_{rez}, \alpha_s$ для $m_{zf} = 6 \times 10^{-3}$

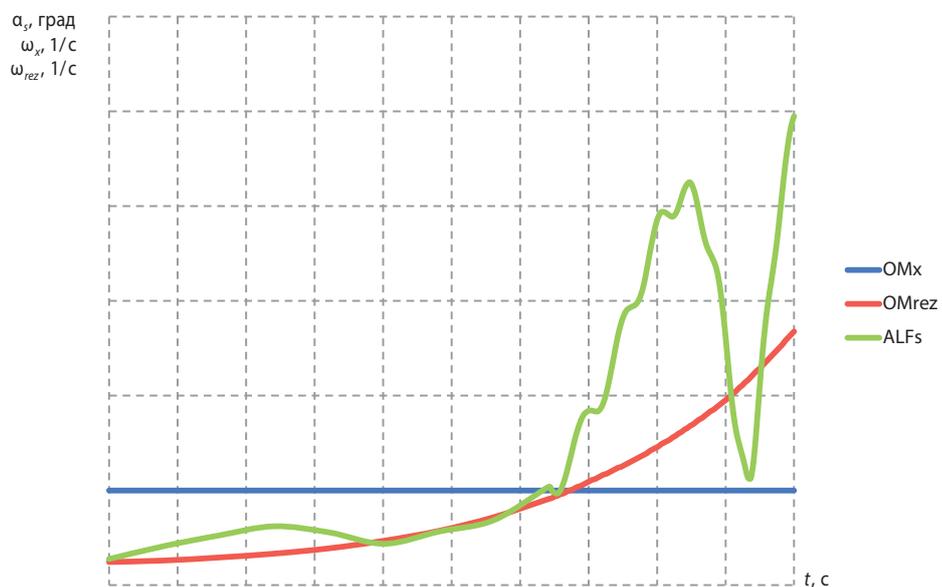


рисунок 5. Графики изменения $\omega_x, \omega_{rez}, \alpha_s$ для $m_{zf} = 10^{-2}$

Результаты расчётов динамики углового движения СА как твёрдого тела в условиях развивающегося резонанса при наличии допустимых величин малых асимметрий, обусловленных погрешностями изготовления, показаны на рисунке 3. Из рисунка видно, что резонансное отклонение пространственного угла атаки достигает величины $\alpha_{\text{сmax}}=4,1^\circ$ за время порядка 7 секунд.

Максимальная величина поперечной нагрузки для этого расчётного варианта $q_{\text{сmax}}=4 \text{ нм}^{-2}$. Для оценки влияния деформации НТУ на отклонения пространственного угла атаки выбираем фиксированное значение поперечной нагрузки, равное $q_{\text{сф}}=4 \text{ нм}^{-2}$.

Допустим, что эта величина $q_{\text{сф}}=4 \text{ нм}^{-2}$ вызывает дополнительную асимметрию формы СА в виде коэффициента $m_{\text{сф}}=6 \times 10^{-3}$. Результаты расчёта динамики углового движения СА этого варианта показаны на рисунке 4.

Из рисунка видно, что при поперечной жёсткости НТУ, которой соответствуют выбранные величины, угол $\alpha_{\text{с}}$ в момент резонанса достигает значения $\alpha_{\text{сmax}}=4,6^\circ$. Это всего на $0,5^\circ$ больше номинального варианта расчёта. Колебательный процесс изменения угла атаки носит затухающий характер.

Рассмотрим вариант меньшей жёсткости НТУ, при которой для $q_{\text{сф}}=4 \text{ нм}^{-2}$ имеем коэффициент $m_{\text{сф}}=10^{-2}$. Результаты расчёта динамики углового движения СА этого варианта показаны на рисунке 5.

Из рисунка видно, что при поперечной жёсткости НТУ, которой соответствуют выбранные величины $q_{\text{сф}}=4 \text{ нм}^{-2}$ и коэффициент $m_{\text{сф}}=10^{-2}$, угол атаки в момент резонанса достигает значения $\alpha_{\text{сmax}}=5,2^\circ$. Это значительно больше, чем при отсутствии деформации НТУ. Кроме этого, появляется повторный пик угла $\alpha_{\text{сmax}}=6,0^\circ$. Очевидно, имеет место «раскачка» СА по углу атаки, что может привести к потере устойчивости движения СА.

заключение

1. Деформация НТУ в процессе спуска СА вызывает дополнительные малые асимметрии. Из них наиболее существенное влияние на динамику углового движения СА оказывает изменение аэродинамического коэффициента момента, обусловленного изменением внешней формы НТУ.

2. Важнейшей характеристикой НТУ, влияющей на величину дополнительных малых асимметрий, является его поперечная жёсткость. При достаточно большой поперечной жёсткости НТУ дополнительные малые асимметрии практически незначительно изменяют характер динамики углового движения.

3. Для каждого СА имеется некоторая допустимая поперечная жёсткость НТУ, при достижении которой изменяется характер динамики углового движения аппарата. После прохождения момента возникновения резонанса начинается возрастание амплитуд пространственного угла атаки вплоть до потери устойчивости движения СА.

список литературы

Казаковцев В.П. Аналитический метод оценки влияния малых массово-конструктивных асимметрий на динамику углового движения ЛА // Оборонная техника. 1997. № 9–10. С. 57-59.

Казаковцев В.П., Альахмад Ахмад Баракат. Метод оценки влияния асимметрий неуправляемых летательных аппаратов на пространственный угол атаки // Полёт. 2006. № 3. С. 44-52.

Казаковцев В.П., Корянов В.В. Метод исследования динамики углового движения космических спускаемых аппаратов с надувным тормозным устройством // Вестник МГТУ. 2012. № 3. С. 39-46.

Казаковцев В.П., Митченкова А.В. Исследование динамики движения спускаемых аппаратов с нежёсткими конструктивными элементами // Вестник МГТУ. 2002. № 4. С. 21-30.

Костров А.В. Движение асимметричных баллистических аппаратов. М.: Машиностроение, 1984. 272 с.

Пичхадзе К.М., Финченко В.С., Алексаикин С.Н., Острешко Б.А. Трансформируемые аппараты, спускаемые в атмосферах планет // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 2. С. 4-13.

Торрес Санчес К.Х., Воронцов В.А., Пичхадзе К.М., Крайнов А.М. Проблемные вопросы формирования схемно-технических решений малогабаритных спускаемых аппаратов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 1. С. 4-9.

Ярошевский В.А. Приближенный анализ неуправляемого движения тела вращения с малой асимметрией при спуске в атмосферу. М.: Наука, 1988. 336 с.

Ericsson L.E. Hyperballistic Vehicle Dynamics // Journal of Spacecraft. 1982. Vol. 19, № 6. P. 496-505.

Harri A.M., Pellinen R., Uspensky M., Siili T. et al. Metnet atmospheric science network for Mars // Quarterly Journal of the Royal Meteorological Society. January 2006. P. 1-5.

The Mars MetNet Mission // Concept Drawing. URL: <http://fmispace.fmi.fi/old-metnet/index.php?id=100> (дата обращения: 10.01.2017).

The Mars MetNet Mission // Press and Media Photos Preview. URL: <http://fmispace.fmi.fi/old-metnet/index.php?id=126> (дата обращения: 10.01.2017).

Статья поступила в редакцию 06.02.2017 г.

МОДЕЛЬ ОЦЕНКИ РИСКОВ ПРОЕКТОВ ПРИ СОЗДАНИИ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ



А.И. Орлов¹,
профессор,
доктор технических наук,
доктор экономических наук,
кандидат физико-математических наук, prof-orlov@mail.ru;
A.I. Orlov

Разработана в общем виде аддитивно-мультипликативная модель оценки рисков проектов. В двухуровневой схеме на нижнем уровне оценки рисков объединяются аддитивно, на верхнем – мультипликативно. Аддитивно-мультипликативная модель применена для оценки рисков проектов создания ракетно-космической техники. Выделено 44 частных риска на нижнем уровне и 8 – на верхнем, соответственно этапам выполнения проекта.

Ключевые слова: риск; оценка; моделирование; проекты; ракетно-космическая техника; вероятность; экспертные процедуры.

ВВЕДЕНИЕ

Стратегия инновационного развития Российской Федерации на период до 2020 года предусматривает ускоренное развитие космической отрасли (*Инновационная Россия-2020*, 2010). Для его обеспечения следует решить ряд задач экономики космической деятельности (*Экономика...*, 2013), в числе которых разработка организационно-экономических моделей оценки рисков проектов в ракетно-космической промышленности. При моделировании жизненного цикла программы создания наукоёмкой продукции необходимо учитывать риски, специфические при создании

¹ МГТУ им. Н.Э. Баумана, Россия, г. Москва.

EVALUATION MODEL OF THE PROGRAMMES RISKS WHILE DESIGN & DEVELOPMENT OF ROCKET AND SPACE TECHNOLOGIES



А.Д. Цисарский¹,
доцент,
кандидат технических наук,
alex22081952@gmail.com;
A.D. Tsisarский

The general additive-multiplicative model of the projects risks evaluation is developed. In the two-level system at the lower level the risks evaluations are combined additively, at the top level they are combined multiplicatively. The additive-multiplicative model is applied for assessment the projects risks on development of the space and rocket technologies. 44 partial risks are determined at the lower level and 8 risks are defined at the top level according to the stages of project implementation.

Key words: risk; estimation; modelling; programmes; rocket and space technology; probability; expert procedures.

ракетно-космической техники (РКТ) (*Хрусталева Е.Ю., Хрусталева О.Е.*, 2012), в частности, с целью разработки систем поддержки принятия решений при парировании аварийных ситуаций (*Матюшин М.М. и др.*, 2015). Поэтому большое значение имеет развитие технологий адаптивного управления проектами создания, эксплуатации и утилизации РКТ (*Грачев И.Д., Фионов А.С.*, 2012). Так, для повышения эффективности реализации проектов создания перспективных образцов целесообразно применять концепцию управления требованиями (*Цисарский А.Д.*, 2013).

¹ Bauman Moscow State Technical University, Russia, Moscow.

Настоящая статья посвящена новому виду организационно-экономических моделей оценки рисков проектов создания ракетно-космической техники. В ней рассматриваются общий вид аддитивно-мультипликативных моделей оценки рисков, развитие подхода, предложенного авторами в (Орлов А.И., Цисарский А.Д. Особенности..., 2013; Орлов А.И., 2014) и (Орлов А.И., Цисарский А.Д. Аддитивно-мультипликативная модель..., 2013; Орлов А.И., Цисарский А.Д., 2014). Элементы рассматриваемого подхода уже вошли в учебные курсы МГТУ им. Н.Э. Баумана (дисциплины «Управление проектами» и «Контроллинг рисков»).

Основные элементы модели: иерархическая система рисков; экспертная оценка рисков нижнего уровня; агрегирование показателей нижележащей группы рисков для расчёта группового риска более высокого уровня; использование результатов оценивания для управления рисками; последствия срыва сроков и методы их преодоления.

1. Иерархическая система рисков

Рассматриваемый подход к оценке риска невыполнения проекта в срок основан на построении иерархической системы рисков. В работах (Орлов А.И., Цисарский А.Д. Особенности..., 2013; Орлов А.И., 2014) с целью моделирования особенностей оценки рисков при создании РКТ использовалась трёхуровневая иерархия: глобальный риск (риск невыполнения проекта в срок) – групповые риски – частные риски. При этом групповые риски – это риски невыполнения в срок этапов проекта.

Для демонстрации предлагаемого подхода примем, что разработка РКТ состоит из следующих восьми этапов:

1. Концепция.
2. Разработка технического проекта (аванпроекта и эскизного проекта).
3. Разработка рабочей конструкторской документации.
4. Разработка технологической документации и техпроцессов.
5. Изготовление макета и опытных изделий (опытного образца).
6. Наземная отработка (испытания).
7. Лётные испытания (Лантев М.Ю. и др., 2016) и доработка документации для производства по результатам испытаний.
8. Запуск в производство.

На каждом этапе имеются те или иные частные риски. Так, на этапе 5 «Изготовление опытного образца» выделены семь частных рисков:

R_{14} – риск ошибок при изготовлении деталей и блоков;

R_{24} – риск ошибок при сборке;

R_{34} – риск недостатка ресурсов (станочного парка, кадровых, компьютерных, временных и др. ресурсов);

R_{44} – риски, связанные с невыполнением обязательств смежниками и субподрядчиками (кооперация);

R_{54} – организационный риск (риск срыва работ из-за плохой их организации);

R_{64} – риск, вызванный действиями поставщиков сырья, комплектующих, материалов (низкое качество, нарушение сроков);

R_{74} – внешний риск (по другим причинам).

По всем восьми этапам было выделено 44 частных риска R_{ij} , где i – номер этапа, $i=1, 2, 3...8$, а j – номер частного риска внутри этапа, $j=1, 2...n(i)$, здесь $n(i)$ – количество частных рисков, выделенных на этапе i (при этом $n(i)$ менялось от 3 до 7). Перечень 44 частных рисков (с разделением по группам) приведён в статьях (Орлов А.И., Цисарский А.Д. Особенности..., 2013; Орлов А.И., 2014).

Ясно, что частные риски могут быть подвергнуты декомпозиции. Так, риск ошибок R_{14} при изготовлении деталей и блоков может быть разложен на группу рисков, соответствующих отдельным деталям и блокам. Поскольку подобное разложение может быть проведено и для других частных рисков, указанных в статьях (Орлов А.И., Цисарский А.Д. Особенности..., 2013; Орлов А.И., 2014), то трёхуровневая иерархическая система рисков может быть развёрнута до четырёхуровневой. Очевидно, можно рассмотреть и другие частные риски, например при изготовлении отдельных блоков. Тогда можно выделить отдельные ошибки, которые возможны при изготовлении конкретного блока. Следовательно, появляются частные риски на пятом уровне иерархии.

В работах (Орлов А.И., Цисарский А.Д. Особенности..., 2013; Орлов А.И., 2014) выбрана трёхуровневая схема, позволяющая достаточно подробно описать многообразие рисков и в то же время достаточно быстро провести численную оценку рисков. При развитии системы риск-менеджмента может оказаться полезной детализация рисков, переход к большему числу уровней иерархии, как это в ряде случаев делают в теории надёжности (Матвеев Ю.А. и др. Исследование..., 2015).

Построение иерархической системы рисков проводится специалистами в предметной области на этапе применения теории риска (имеется в виду анализ риска, оценка риска, управление риском). Рассматриваемый в настоящей статье подход применим не только для оценки рисков проектов создания РКТ. В (Орлов А.И., 2014) иерархические системы рисков построены ещё в двух предметных областях – для выполнения инновационных проектов в вузах (с участием внешних партнёров) и для выпуска новых инновационных изделий. Основная идея построения иерархической системы – переход от сложного оцениваемого глобального риска к более простым групповым и от них – к частным рискам, которые могут быть оценены (например, экспертами) сравнительно легко.

2. Экспертная оценка частных рисков

Следующий за созданием иерархической системы рисков шаг – построение и применение системы экспертной оценки рисков нижнего уровня (частных рисков).

Человеку свойственно использовать для оценки нечисловые характеристики (Орлов А.И., 2011), поэтому естественно давать оценки рисков конкретного проекта создания РКТ с помощью лингвистических переменных. Например, члены экспертной комиссии оценивают вероятность реализации риска R_{ij} с помощью градаций лингвистической переменной X_{ij} , выбирая её значения из списка:

- практически невозможное событие (с вероятностью не более 0,01);
- крайне маловероятное событие (с вероятностью от 0,01 до 0,05);
- маловероятное событие (вероятность от 0,05 до 0,10);
- событие с вероятностью, которой нельзя пренебречь (от 0,10 до 0,20);
- достаточно вероятное событие (вероятность от 0,20 до 0,30);
- событие с заметной вероятностью (более 0,30).

Ответ эксперта – одна из формулировок, представленных выше. В скобках приведены условные границы для вероятности. Их назначение – предварительная ориентация экспертов перед началом оценивания с помощью градаций лингвистической переменной.

Для проведения расчётов необходимо ввести кодировку. Её осуществляют организаторы экспертизы. Простейший вариант (принятый в настоящей статье) – перечисленным градациям присваиваются баллы 0, 1, 2, 3, 4, 5 соответственно. Может быть применена другая кодировка, например, вместо 0, 1, 2, 3, 4, 5 использованы значения 1, 10, 100, 1000, 10000, 100000.

Очевидно, система оценивания частных рисков с помощью лингвистических переменных может меняться в соответствии с конкретной задачей оценки и управления риском. В частности, могут быть изменены:

- количество градаций;
- способ оцифровки градаций;
- граничные значения для вероятностей (например, если нежелательные события являются редкими, но соответствующий им ущерб велик, то вероятность практически невозможного события должна быть не более 10^{-5} , вместо «не более 0,01», как выше, и т.п.).

Естественно принять, что значения X_{ij} , используемые для оцифровки градаций, неотрицательны.

Для описания лингвистических переменных напрашивается применение теории нечётких множеств (в соответствии с классической работой Л.А. Заде (Заде Л.А., 1976)). Функции принадлежности ис-

пользуемых нечётких множеств оцениваем с помощью экспертов, тогда X_{ij} – нечёткие числа. Можно использовать «треугольные» нечёткие числа, у которых функция принадлежности описывается тремя числовыми параметрами a, b, c ($a < b < c$) и имеет треугольный вид – функция принадлежности равна 0 левее a и правее c , в точке b равна 1, на интервалах (a, b) и (b, c) линейна. Арифметические операции над такими числами описываются проще, чем для функций принадлежности общего вида.

Другое возможное обобщение – моделирование лингвистических переменных с помощью интервальных чисел (см., например, (Орлов А.И., 2006; Пантелеев А.В., Пановский В.Н., 2016)). Тогда X_{ij} – интервал (a, b) или $[a, b]$, $(a, b]$, $[a, b)$, т.е. описывается двумя числовыми параметрами a и b . В примере, рассмотренном выше, «крайне маловероятное событие» задаётся интервалом $(0,01; 0,05]$.

Для описания частных рисков используем матрицу «вероятность – тяжесть последствий». Тяжесть последствий A_{ij} при реализации частного риска R_{ij} задаётся числом – коэффициентом весомости (важности, значимости, существенности) и оценивается экспертно. Итак, у риска R_{ij} выделяем две характеристики – показатель вероятности X_{ij} и показатель тяжести последствий A_{ij} . Итоговая оценка Q_{ij} частного риска R_{ij} имеет вид $Q_{ij} = A_{ij} X_{ij}$, где A_{ij} – показатель весомости, например оценка экономических потерь, вызванных данным видом риска, X_{ij} – показатель выраженности (распространённости). Эта формула обобщает известный способ оценки риска как произведения среднего ущерба (математического ожидания ущерба) на вероятность нежелательного события.

3. Агрегирование оценок рисков

Как из оценок рисков, входящих в определённую группу на нижнем уровне, получить оценку риска верхнего уровня? (Точнее, речь идёт о подъёме на один уровень в иерархической системе рисков.) Рассмотрим агрегирование оценок рисков, т.е. построение обобщённого показателя, «рейтинга» риска более высокого уровня, усредняющего оценки рисков более низкого уровня.

В (Орлов А.И., Цисарский А.Д. Особенности..., 2013; Орлов А.И., 2014) частные риски (риски нижнего уровня) агрегировались аддитивно, в то время как групповые риски – мультипликативно. Отсюда и название модели – аддитивно-мультипликативная.

Для i -й группы рисков оценка Q_i группового риска R_i рассчитывается как сумма оценок Q_{ij} частных рисков:

$$Q_i = Q_{i1} + Q_{i2} + \dots + Q_{in(i)} = A_{i1} X_{i1} + A_{i2} X_{i2} + \dots + A_{in(i)} X_{in(i)},$$

т.е. агрегирование проводится аддитивно. Значения факторов $X_{i1}, X_{i2}, \dots, X_{in(i)}$ оценивают эксперты для каж-

дого конкретного проекта создания РКТ, в то время как значения коэффициентов весомости $A_{i1}, A_{i2} \dots A_{ik(i)}$ задаются одними и теми же для всех проектов – по результатам специально организованного экспертного опроса.

С оценкой Q_i группового риска R_i связана вероятность P_i успешного выполнения i -го этапа, а именно $P_i = 1 - Q_i$, или

$$P_i = 1 - A_{i1}X_{i1} - A_{i2}X_{i2} - \dots - A_{ik(i)}X_{ik(i)}.$$

Вероятность P_i должна быть неотрицательна при всех возможных значениях $X_{i1}, X_{i2} \dots X_{ik(i)}$. Если все оценки факторов риска (частных рисков) принимают свои максимальные значения, то и оценка Q_i группового риска R_i должна принять своё максимальное значение, равное 1 (а вероятность P_i соответственно минимальное значение 0). Следовательно, коэффициенты весомости (важности) должны удовлетворять условию

$$A_{i1} \max X_{i1} + A_{i2} \max X_{i2} + \dots + A_{ik(i)} \max X_{ik(i)} = 1.$$

В рассмотренном выше варианте оцифровки максимальные значения X_{ij} равны 5. Следовательно, сумма $A_{i1}, A_{i2} \dots A_{ik(i)}$ должна равняться $1/5 = 0,2$.

В рассматриваемой модели принято, что события, относящиеся к различным группам рисков, независимы в смысле теории вероятностей. Поскольку успешное выполнение проекта возможно тогда и только тогда, когда все этапы выполнены, то вероятность P выполнения проекта в срок равна произведению всех вероятностей P_i успешного выполнения этапов, т.е. агрегирование проводится мультипликативно:

$$P = P_1 P_2 \dots P_m = (1 - Q_1)(1 - Q_2) \dots (1 - Q_m),$$

где m – число этапов (в просчитанных в (Орлов А.И., Цисарский А.Д. Особенности..., 2013; Орлов А.И., 2014) моделях разработка РКТ состоит из восьми этапов, $m=8$; в рассмотренных в (Орлов А.И., 2014) модели выполнения инновационных проектов в вузах (с участием внешних партнёров) и модели выпуска новых инновационных изделий выделено четыре группы рисков, а потому $m=4$).

Оценка Q риска невыполнения проекта в срок – это дополнение до 1 вероятности успешного выполнения проекта P , т.е. $Q = 1 - P$. Именно эта величина является основной при принятии управленческих решений.

Некоторые обоснования именно такого способа усреднения оценок частных рисков, как описано выше, приведены в (Орлов А.И., Цисарский А.Д. Особенности..., 2013; Орлов А.И., 2014).

В теории принятия решений разработаны различные методы агрегирования – построения обобщённых (интегральных) показателей, рейтингов (Орлов А.И., 2006; Лындина М.И., Орлов А.И., 2015). В организационно-экономической модели оценки рисков проектов перспективными представляются методы агрегирования оценок частных и групповых рисков с помощью степенных средних, средних по

Колмогорову, взвешенных медиан I и II типов, а также методы агрегирования с отсечением недопустимо больших значений оценок частных и групповых рисков (т.е. обнаружение подобного недопустимо большого значения приводит к заключению о невыполнении проекта в срок) и др. Перечисленные методы агрегирования могут быть использованы при дальнейшем развитии организационно-экономической модели оценки рисков проектов.

4. Перспективные методы агрегирования

Пусть необходимо агрегировать оценки рисков $x_1, x_2 \dots x_n$. При их упорядочении получаем вариационный ряд $x(1) \leq x(2) \leq x(3) \leq \dots \leq x(n)$.

При реальных расчётах применяют средние двух типов. Первый тип – степенные средние, частными случаями которых являются среднее арифметическое, среднее квадратическое, среднее гармоническое. Среднее геометрическое является пределом степенного среднего, когда показатель степени стремится к 0. Более общим видом средних являются средние по Колмогорову

$$F^{-1} \left(\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n F(x_i) \right),$$

где F – строго монотонная функция; F^{-1} – обратная к ней.

Второй тип – структурные средние, прежде всего медиана и мода, а также члены вариационного ряда, минимум, максимум, квартили, децили.

Применение теории измерений позволило установить, как выбирать средние в соответствии со шкалами, в которых измерены исходные данные (Орлов А.И., 2011; Орлов А.И., 2006). Так, для данных, измеренных в порядковой шкале, допустимыми средними являются только члены вариационного ряда. В частности, при нечётном объёме выборки – выборочная медиана, при чётном – левая и правая медианы (т.е. два центральных члена вариационного ряда). В шкале интервалов из всех средних по Колмогорову можно использовать только среднее арифметическое. В шкале отношений из всех средних по Колмогорову допустимы только степенные средние и среднее геометрическое.

Взвешенные средние (синоним: средние взвешенные) – это средние величины, в которых усредняемые величины учитываются по-разному, в соответствии с весовыми коэффициентами. Выделим два типа взвешенных средних. Для средних I типа весовые коэффициенты соответствуют элементам выборки. Для средних II типа весовые коэффициенты соответствуют членам вариационного ряда.

Пусть $a_1, a_2 \dots a_n$ – весовые коэффициенты (веса), т.е. неотрицательные числа, в сумме составляющие 1. Удобно ввести случайные величины $X(a_1, a_2 \dots a_n)$ и $Y(a_1, a_2 \dots a_n)$, такие, что $P(X=x_1)=a_1, P(X=x_2)=a_2 \dots P(X=x_n)=a_n$, в то время как $P(Y=x(1))=a_1, P(Y=x(2))=a_2 \dots P(Y=x(n))=a_n$. Таким образом, случайные величины X и Y принимают одни и те же значения (перечисленные в наборе $x_1, x_2 \dots x_n$), но, вообще говоря, с разными вероятностями. Если все веса равны между собой (и равны $1/n$), то распределения случайных величин X и Y совпадают (и называются эмпирическим распределением).

Взвешенные средние легко определить с помощью введённых случайных величин X и Y . Среднее взвешенное арифметическое I типа – это математическое ожидание X , т.е.

$$M(X) = \sum_{i=1}^n a_i x_i. \quad (1)$$

Среднее взвешенное арифметическое II типа – это математическое ожидание Y , т.е.

$$M(Y) = \sum_{i=1}^n a_i x(i). \quad (2)$$

Ясно, что результаты расчётов по формулам (1) и (2), вообще говоря, различны.

Среднее взвешенное по Колмогорову I типа – это

$$F^{-1}(M(F(X))) = F^{-1}\left(\sum_{i=1}^n a_i F(x_i)\right).$$

Среднее взвешенное по Колмогорову II типа – это

$$F^{-1}(M(F(Y))) = F^{-1}\left(\sum_{i=1}^n a_i F(x(i))\right).$$

Аналогично вводятся выборочная взвешенная медиана I типа – медиана случайной величины X , вероятности совпадения которой с элементами выборки равны заданным весам, и выборочная взвешенная медиана II типа – медиана случайной величины Y , вероятности совпадения которой с членами вариационного ряда равны заданным весам.

При использовании взвешенных средних величин в задачах системного анализа и принятия решений необходимо указывать тип средних, поскольку от него зависят численные значения. В МГТУ им. Н.Э. Баумана при преподавании дисциплины «Прикладная статистика» и в МФТИ при преподавании дисциплины «Методы анализа данных» понятия средних взвешенных величин I типа и II типа входят в учебные программы, однако в научной и учебной литературе разделение средних взвешенных величин I типа и II типа нам не встречалось. Разделение необходимо, поскольку для одних и тех же исходных числовых данных значения одноименных средних взвешенных I и II типов различаются, что при практической работе может привести к недоразумениям.

5. Использование результатов оценивания при управлении рисками

Оценка Q риска невыполнения проекта в срок даёт лицу, принимающему решение (ЛПР), основание для принятия тех или иных управленческих решений (Матюшин М.М. и др., 2015). Если оценка указанного риска мала (например, 1%), то ЛПР может ограничиться контролем за выполнением этапов проекта. Если оценка Q риска составляет 80–90%, то сроки выполнения проекта следует признать нереальными, а потому необходимы кардинальные управленческие решения.

Управление рисками может проводиться не только на основе оценки Q риска невыполнения проекта в целом, но и на анализе влияний оценок частных и групповых рисков на итоговый риск Q . Целесообразно принять меры по снижению наиболее заметных влияний, т.е. по снижению конкретных групповых, а затем и частных рисков. Так, в приведённом выше примере этапа 4 «Изготовление опытного образца» могут быть приняты меры по снижению частных рисков, например, усилен контроль при изготовлении деталей и блоков (с целью уменьшения риска R_{14}); проведено дополнительное обучение сборщиков (это позволит уменьшить риск R_{24}); проанализирована потребность в ресурсах (производственных, материальных, кадровых, временных и др.) и при необходимости увеличены выделяемые ресурсы – с целью уменьшения риска R_{34} недостатка ресурсов; отработаны взаимоотношения со смежниками и субподрядчиками, поставщиками сырья, комплектующих, материалов (это позволит уменьшить риски R_{44} и R_{64}), и т.д.

Подходы киберинформатики (Глазов Б.И., 2016) позволяют поставить и решить оптимизационную задачу по распределению имеющихся ресурсов с целью максимально возможного снижения итогового риска путём воздействия на доступные управлению частные риски, как это было сделано при разработке автоматизированной системы прогнозирования и предотвращения авиационных происшествий (Хрусталев С.А. и др., 2013).

В работах (Орлов А.И., Цисарский А.Д. Особенности..., 2013; Орлов А.И., 2014) рассмотрена последовательность этапов выполнения проекта по созданию РКТ. Срыв сроков выполнения определённого этапа приводит к необходимости изменения сроков дальнейших этапов. Принято предположение, что при срыве этапа он повторяется и при этом обязательно выполняется (можно провести более сложные прогнозные исследования (Матвеев Ю.А. и др. Метод..., 2015), в которых повторное выполнение этапа приводит к успеху не наверняка, а лишь с некоторой вероятностью).

заклучение

Отличительная особенность рассмотренного в настоящей статье подхода состоит в том, что он основан на построении трёхуровневой иерархической системы рисков. Выбранная трёхуровневая схема позволяет достаточно подробно описать многообразие рисков и в то же время быстро провести их численную оценку. При необходимости трёхуровневая иерархическая система рисков может быть развёрнута до четырёхуровневой и даже пятиуровневой схемы. Декомпозиция риска верхнего уровня даёт систему рисков, образующих группу рисков более низкого уровня иерархии.

Анализ оценки 44 рисков, приведённых в работе (Цисарский А.Д., 2013; Орлов А.И., Цисарский А.Д. Особенности..., 2013), показывает, что отдельные риски второго порядка вносят в риски по этапам заметно больший вклад, чем другие риски на тех же этапах. Полученные результаты демонстрируют возможность оценки и управления такими рисками. Предлагаемый подход и разработанная математическая модель могут быть полезны проектным менеджерам, осуществляющим деятельность в ракетно-космической промышленности.

Авторы благодарны Д.Б. Пайсону за полезные замечания.

список литературы

Глазов Б.И. Рационализация информационных мер процессов в воздушно-космической киберинформатике // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 4. С. 96-102.

Грачев И.Д., Фионов А.С. Развитие технологий адаптивного управления проектами создания, эксплуатации и утилизации ракетно-космической техники // Национальные интересы: приоритеты и безопасность. 2012. № 42 (183). С. 2-14.

Заде Л.А. Понятие лингвистической переменной и его применение к принятию приближенных решений. М.: Мир, 1976. 165 с.

Инновационная Россия-2020 (Стратегия инновационного развития РФ на период до 2020 года). М.: Минэкономразвития России, 2010. 105 с.

Лантвев М.Ю., Ли Е.К., Нетребенко Р.В., Чулин А.Н. Оценка погрешности ориентации и стабилизации космического аппарата на различных участках орбиты по результатам лётных испытаний // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 3. С. 96-103.

Лындина М.И., Орлов А.И. Математическая теория рейтингов // Политематический сетевой электронный научный журнал Кубанского государственного аграрного университета. 2015. № 114. С. 1-26.

Матвеев Ю.А., Ламзин В.А., Ламзин В.В. Исследование влияния надежности модификаций КА на программу развития космической системы // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 1. С. 41-47.

Матвеев Ю.А., Ламзин В.А., Ламзин В.В. Метод прогнозных исследований эффективности модификаций КА при комплексной замене подсистем // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 4. С. 53-59.

Матюшин М.М., Мишурова Н.В., Скобелев П.О., Ларюхин В.Б. Поддержка принятия решений при парировании аварийных ситуаций на борту Международной космической станции с использованием интеллектуальных технологий (окончание) // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 2. С. 52-57.

Орлов А.И. Аддитивно-мультипликативная модель оценки рисков при создании ракетно-космической техники // Политематический сетевой электронный научный журнал Кубанского государственного аграрного университета. 2014. № 102. С. 78-111.

Орлов А.И. Организационно-экономическое моделирование. Ч. 2. Экспертные оценки. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2011. 486 с.

Орлов А.И. Теория принятия решений. М.: Экзамен, 2006. 576 с.

Орлов А.И., Цисарский А.Д. Аддитивно-мультипликативная модель оценки рисков и ее применение при разработке инновационно-инвестиционных проектов создания ракетно-космической техники // Проблемы управления безопасностью сложных систем: труды XXI Международной конференции. Москва, декабрь 2013 г. / Под ред. Н.И. Архиповой, В.В. Кульбы. М.: РГГУ, 2013. С. 394-398.

Орлов А.И., Цисарский А.Д. Особенности оценки рисков при реализации инновационно-инвестиционных проектов в космической отрасли // Актуальные проблемы российской космонавтики: материалы XXXVIII Академических чтений по космонавтике. Москва, январь 2014 г. / Под общ. ред. А.К. Медведевой. М.: Комиссия РАН по разработке научного наследия пионеров освоения космического пространства, 2014. С. 210-210.

Орлов А.И., Цисарский А.Д. Особенности оценки рисков при создании ракетно-космической техники // Национальные интересы: приоритеты и безопасность. 2013. № 43 (232). С. 37-46.

Пантелеев А.В., Пановский В.Н. Прикладное применение интервального метода взрывов для поиска оптимального программного управления солнечным парусом // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 4. С. 110-117.

Хрусталева Е.Ю., Хрусталева О.Е. Моделирование жизненного цикла программы создания наукоемкой продукции // Экономический анализ: теория и практика. 2012. № 16 (271). С. 2-12.

Хрусталева С.А., Орлов А.И., Шаров В.Д. Математические методы оценки эффективности управленческих решений // Заводская лаборатория. Диагностика материалов. 2013. Т. 79, № 11. С. 67-72.

Цисарский А.Д. Повышение эффективности реализации проектов по созданию перспективных образцов ракетно-космической техники на основе концепции Requirements Engineering // Национальные интересы: приоритеты и безопасность. 2013. № 31. С. 25-29.

Экономика космической деятельности / Под ред. Г.Г. Райкунова. М.: Физматлит, 2013. 568 с.

Статья поступила в редакцию 15.02.2017 г.

ИНТЕРАКТИВНАЯ ПРОГРАММНАЯ СРЕДА ПО ОБРАБОТКЕ ПОТОКОВЫХ ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКИХ ДАННЫХ ПО ТЕПЛОВЫМ РЕЖИМАМ ДЛЯ КА «СПЕКТР-РГ»



Н.Н. Светушков¹,
доцент, кандидат технических наук,
svetushkov@mai.ru;
N.N. Svetushkov

В статье описывается разработанная программная среда, предназначенная для анализа потоковых данных с блока температурных датчиков о состоянии и тепловых режимах функционирования КА «Спектр-РГ». Созданная прикладная информационная система состоит из трёх функциональных блоков, включая составную трёхмерную модель КА с расположенными на ней датчиками, информационный модуль по штатным режимам и графический модуль, позволяющий провести визуальный полуавтоматический анализ получаемых температурных характеристик. Программа предназначена для оперативной оценки общей работоспособности аппарата, отслеживания нештатных ситуаций и исследования возможных причин их возникновения.

Ключевые слова:
программное обеспечение;
прикладная информационная система;
3D-моделирование;
метаязык описания связей;
интерактивные пользовательские средства.

¹ ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», Россия, г. Москва.

Moscow Aviation Institute (National Research University), Russia, Moscow.

INTERACTIVE SOFTWARE ENVIRONMENT FOR THE PROCESSING OF STREAMING TELEMETRY DATA ON THERMAL CONDITIONS FOR THE SPACECRAFT «SPEKTR-RG»



И.Д. Тулин²,
tid@laspace.ru;
I.D. Tulin

The article describes the developed software environment designed for the analysis of streaming data from a block of temperature sensors on the status and thermal operating conditions of the «Spektr-RG» spacecraft. The created applied information system consists of three functional blocks, including a composite three-dimensional model of the spacecraft with sensors located on it, an information module for standard modes and a graphical module that allows visual semi-automatic analysis of the obtained temperature characteristics. The program is intended for a quick assessment of the overall performance of the device, to monitor contingencies and to investigate possible causes of their occurrence.

Key words:
software;
applied information system;
3D-modeling;
metalanguage for model description;
interactive user tools.

² АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

Введение

В настоящее время имеется большое количество универсальных программных средств, которые предназначены для решения отдельных задач – построения графиков, создания трёхмерных моделей, выполнения расчётных задач и др. Пользователю необходимо осуществлять передачу данных из одной программы в другую и нередко приходится осваивать несколько программных средств, работа с каждым из которых отнимает значительное время и не всегда приводит к желаемому результату.

Наиболее удачной попыткой создания единой программной среды, в которой бы проводились вычисления и отображалась полученная информация в виде цветowych или др. карт, является, пожалуй, система ANSYS. Тем не менее, она также построена из отдельных модулей, которые могут выполняться независимо друг от друга.

Как известно, наиболее удобным способом для анализа состояния технического изделия или конструкции является её визуальное представление в виде трёхмерной модели (*Хейфец А.Л. и др., 2011; Будю Р., 2013*), которая дополняется необходимыми потоковыми данными, получаемыми от космического аппарата (КА). Решение этой задачи особенно актуально для удалённых на большие расстояния объектов, передающих большой объём телеметрической информации, которая, вообще говоря, может зависеть от их пространственной ориентации (*Зеленый Л.М. и др., 2015*), а также от периодически меняющихся внешних тепловых воздействий (*Казмерчук П.В. и др., 2016; Ефанов В.В., Долгополов В.П., 2016*).

Разработка специализированного программного обеспечения (ПО), в котором отдельные части объединены для решения конкретной задачи, значительно упрощает интерфейс пользователя, повышает информативность и время обработки информации, особенно при её больших объёмах. Поэтому для промышленных предприятий в космической и авиационных отраслях актуальна разработка узко специализированных программных средств, предназначенных для комплексного анализа значительного объёма информации. Например, для обеспечения работоспособности двух расположенных на спутнике «СПЕКТР-РГ» телескопов жизненно важно соблюдение всех тепловых режимов их работы (*Тулин Д.В. и др., 2014*), для чего необходимо оперативно обрабатывать поток телеметрических данных, получаемых от значительного количества температурных датчиков.

Разработанную программную среду «SPECTR-RG» можно рассматривать как решение, которое объединяет различные функциональные требования в единый комплекс, позволяя отобразить на экране мони-

тора не только трёхмерную модель исследуемого КА, но и визуально идентифицировать положение температурных датчиков и провести полуавтоматический анализ получаемой телеметрической информации, в том числе учитывая текущее пространственное положение КА.

1. Средства разработки и структура программного комплекса

Созданный программный комплекс написан на языке C++ на основе свободного ПО – библиотеки DirectX и включает в себя средства по визуализации трёхмерной модели КА с детальным расположением температурных датчиков в каждой из частей конструкции, средства по отображению текущего положения КА в пространстве и возможностями по идентификации получаемых данных с имеющимся массивом датчиков (модель содержит 161 температурный датчик).

Целью выполненной работы являлось создание программного средства, обеспечивающего полуавтоматический (с участием пользователя) контроль за текущим техническим состоянием КА в процессе полёта по получаемым телеметрическим данным и их оперативный анализ для обеспечения штатных режимов функционирования расположенных на КА приборов.

Программный комплекс функционально может быть разделён на три основные части:

- детализированная трёхмерная модель КА «СПЕКТР-РГ» с жёстко привязанным набором температурных датчиков;
- справочная таблица датчиков, включающая в себя описание датчика, его принадлежность к определённой группе, рабочий температурный диапазон и расположение на КА;
- графический модуль, обеспечивающий приём и визуализацию потоковых данных для каждого из температурных датчиков и позволяющий оперативно анализировать текущие данные на предмет их соответствия заданному штатному температурному диапазону.

При создании трёхмерной модели, входящей в первый функциональный модуль, был активно использован разработанный на первом этапе работы метаязык описания связей (*Светушков Н.Н., 2017*). Созданная система лексем этого языка продемонстрировала свои гибкие возможности как по формированию геометрически сложных объектов (несущая ферма), так и простых составных изделий (панель фотоэлементов). В результате его использования появилась возможность в короткие сроки создать максимально приближённую к реальности трёхмерную модель КА «СПЕКТР-РГ» и позиционировать на ней 161 температурный датчик.

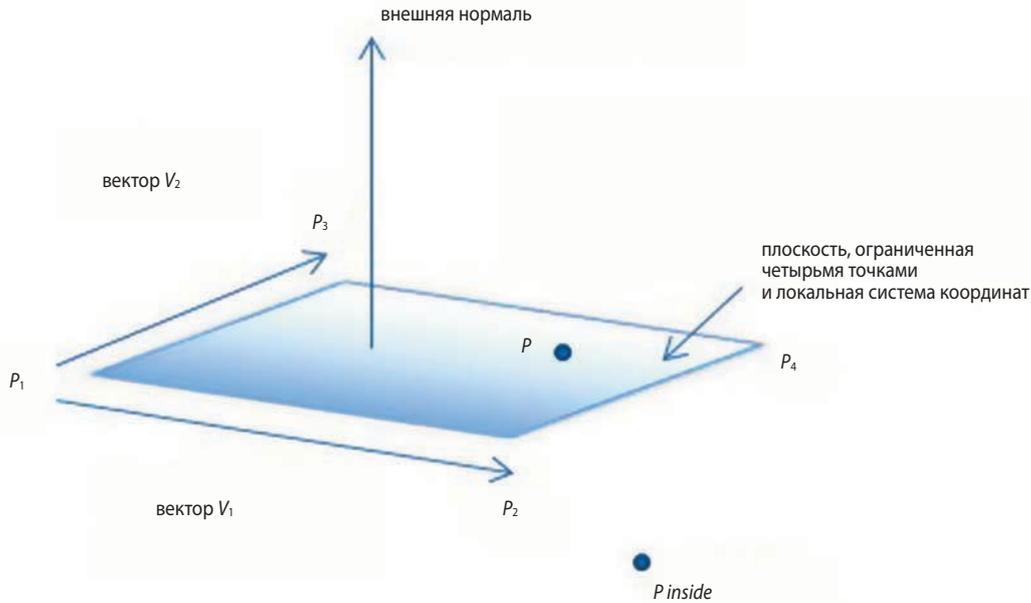


рисунок 1. Структурный элемент базового класса (грань)

Для обеспечения возможности работы пользователя с первым функциональным блоком была разработана специальная система меню, которая позволяет выбирать различные режимы просмотра модели, включая способы освещения и прозрачности, изменять позиционирование модели в пространстве – перемещать или вращать вокруг определенной оси и др. Кроме этого, пользователь может выделять или скрывать отдельные части модели, из которых состоит общая конструкция КА.

Вторая функциональная часть обеспечивает вывод списка датчиков на экран монитора, причём здесь все датчики упорядочены в соответствии с разбиением КА на составные части – такие, как топливные баки, несущая ферма и др.

Третья часть программного комплекса включает в себя интерфейс для отображения потоковых данных и собственно получаемые данные, отображаемые в виде графиков. Отличительной особенностью получаемых по телеметрии данных является их значительный объём, поэтому разработанная программная среда в этой части была ориентирована именно на это – предусмотрены средства по прокрутке данных вперёд, назад, страничное листание, автоматическое отображение с заданной скоростью, а также их масштабирование, при котором может быть увеличен или уменьшен минимальный временной интервал.

2. Составная трёхмерная модель КА «СПЕКТР-РГ»

Концепция построения трёхмерных моделей для КА «СПЕКТР-РГ» основана на применении языка описания связей, в котором в качестве базового элемента используются не точки, а грани (рисунок 1).

При использовании такого подхода возможно создание модулей, предназначенных не только для формирования классических фигур, таких, как параллелепипед, цилиндр, сфера, но и более сложных – двутавровый рельс, кронштейн и др. Другими словами, данный подход обладает достаточной гибкостью, и его использование для создания составных изделий значительно упрощает процесс проектирования.

Разработанный метаязык включает в себя следующие команды: добавление в сцену элементарных объектов в любом месте программы, доступ ко всем элементарным объектам через текущие указатели, установка контактных поверхностей между объектами из разных классов, перемещение в пространстве по заданному вектору, задание произвольных размеров объекта и ориентации в пространстве, задание цветовых свойств и прозрачности.

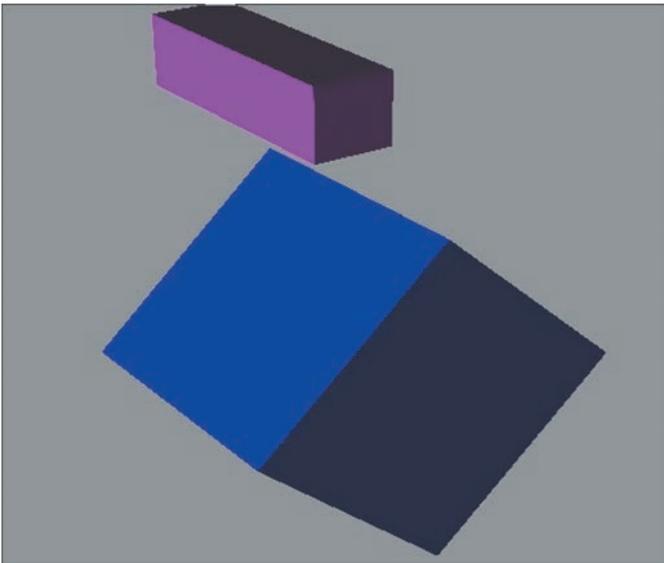
Рассмотрим как использование разработанного метаязыка позволяет простыми средствами (рисунок 2)

```

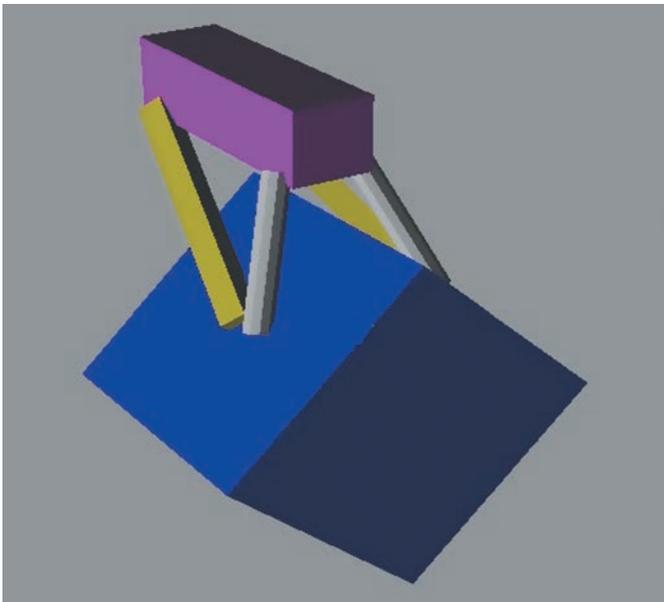
Main.AddPrld(2);
pPrld=Main.Prld(1);
pPrld->Color(0.0f,0.0f,1.0f,0.1f);
pPrld->Center(1.0f,1.0f,1.0f,C,A1,A2,true);
pPrld=Main.Prld(2);
pPrld->Color(1.0f,0.0f,1.0f,0.1f);
pPrld->Center(.3f,.3f,1.0f,C,A1,A2,true).

```

рисунок 2. Пример программного кода для формирования двух параллелепипедов



а

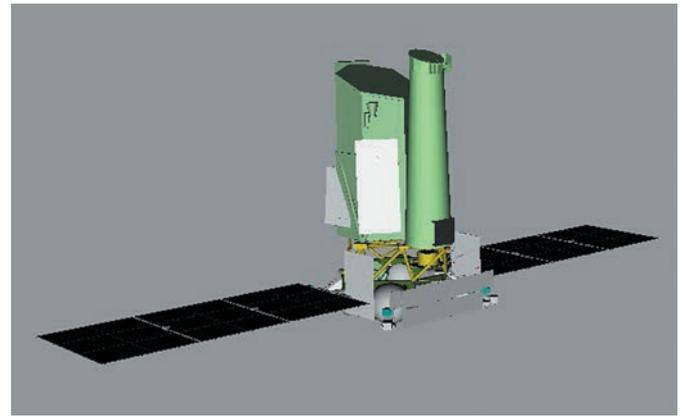


б

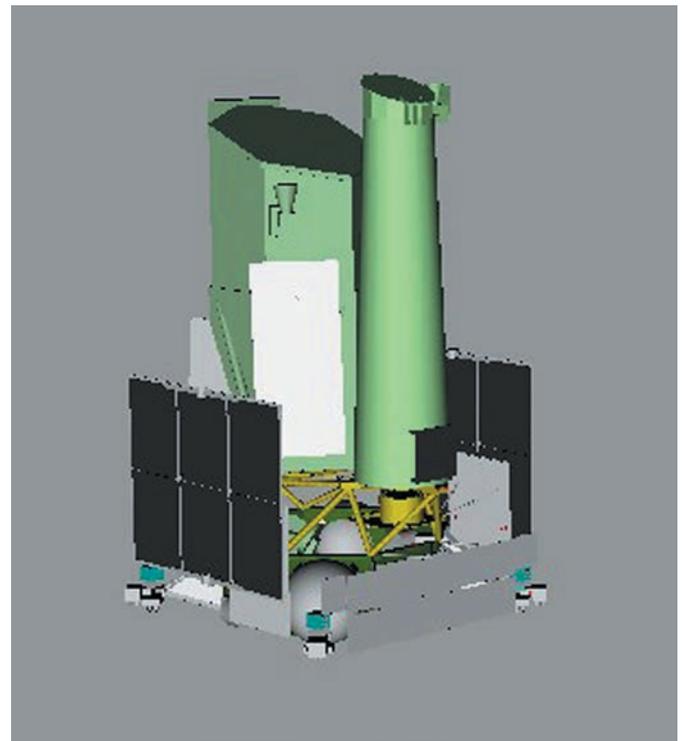
а – до добавления соединяющих элементов;
б – после добавления соединяющих элементов.

рисунок 3. Два параллелепипеда, созданных с помощью метаязыка связей

построить составную трёхмерную модель. Для иницирования возможностей языка необходимо создать объект класса *DRAW_PART* и ввести указатели на элементарные геометрические фигуры. С помощью этих указателей и будет осуществляться доступ ко всем объектам, составляющим сложный объект, хранящийся в экземпляре класса *Main*. Далее с помощью команды *AddPrld(2)* – «добавить параллелепипед» в модели создаются два параллелепипеда. После этого каждому параллелепипеду присваивается определенный цвет (команда *Color*), и фиксируются его центр и размеры (команда *Center*). Для ориентации параллелепипедов в пространстве используются векторы (класс *DRAW_POINT*) *A1* и *A2*.



а



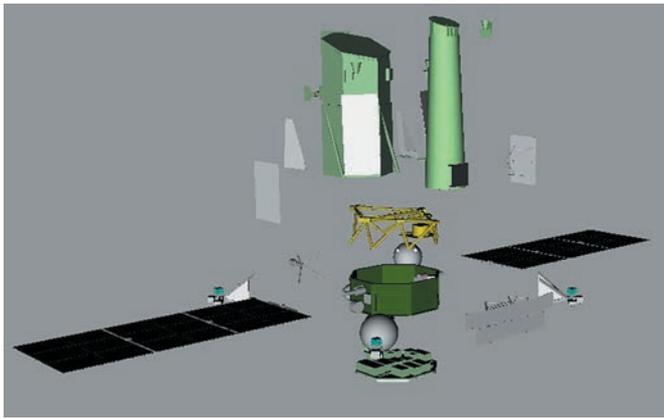
б

а – открытие солнечных панелей;
б – закрытие солнечных панелей.

рисунок 4. Анимационное движение солнечных панелей

В результате работы этой программы мы получим сцену, изображённую на рисунке 3а. Затем добавляем соединительные детали, являющиеся трубками и п-образным профилем (рисунок 3б).

Трёхмерная модель КА «СПЕКТР-РГ» полностью построена с использованием разработанного языка описания связей, позволяющего устанавливать отношения типа «соединить» и «прикрепить» между объектами из различных классов – класса параллелепипедов (*Draw_Prld*), класса цилиндров (*Draw_Tube*) и класса сфер (*Draw_Sphere*). Для создания объектов из вышеуказанных классов разработчиками предусмотрен достаточно широкий набор первичных параметров, позволяющий смоделировать геометрически



а



б

а – разнесённый вид модели КА «СПЕКТР-РГ»;
б – пользовательское меню, обеспечивающее управление видом КА.

рисунок 5. Разнесённый вид модели КА «СПЕКТР-РГ» и пользовательское меню, обеспечивающее управление видом КА

сложные изделия. Необходимо отметить, что для каждой входящей в состав модели КА геометрической единицы для простоты программирования и отладки был создан отдельный программный модуль, который и включал в себя описательную часть. Общее количество модулей геометрической модели определялось количеством независимых частей модели – всего 21.

На рисунке 4 показана созданная трёхмерная модель КА «СПЕКТР-РГ», в которой для большей наглядности предусмотрены возможности по анимационному открытию панелей солнечных батарей, открытию и закрытию крышки телескопа и др. Пользователь системы может также создать разнесённый вид модели «СПЕКТР-РГ», чтобы получить наглядное представление об общей конструкции и расположении температурных датчиков (рисунок 5).

Общее количество температурных датчиков в модели – всего 161, и сгруппированы они в 13 частях общей модели КА.

3. Справочная таблица по температурным датчикам

Для перехода в режим отображения справочной таблицы предусмотрена специальная опция меню «Обработка телеметрии», при выборе которой с помощью левой клавиши манипулятора «мышь» в левой части экрана появляется таблица, в которой представлены все имеющиеся температурные датчики (рисунок 6).

В меню предусмотрен режим поиска датчиков. В этом режиме при перемещении по таблице одновременно указанный датчик из таблицы отображается в виде тёмно-синего параллелепипеда на модели. В обычном режиме синим цветом отображается лишь часть модели, к которой относится выбираемая группа датчиков.

Перемещение по таблице осуществляется с помощью указателя «мышь», при этом изменяется цвет номера того датчика, на который в данный момент указывает курсор. Одновременно с перемещением по таблице ярко-красным цветом подсвечивается название части КА, к которой относится выбранная группа датчиков.

Для удобства оператора поиск датчика можно вести не только по таблице, но и на самой трёхмерной модели КА или её части. Для этого необходимо перейти в режим отображения нужной части (выбором соответствующего пункта меню), увеличить её до требуемых размеров и позиционировать в удобном виде. Перейдя в режим поиска датчиков (рисунок 7), можно перемещать указатель «мышь» по выбранной части трёхмерной модели. Если указатель совпадет с каким-либо датчиком, то на экране отобразится номер этого датчика, а в таблице – группа, к которой он принадлежит, его номер и справочная информация по режимам работы.

ИНТЕРАКТИВНАЯ ПРОГРАММНАЯ СРЕДА ПО ОБРАБОТКЕ ПОТОКОВЫХ ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКИХ ДАННЫХ ПО ТЕПЛОВЫМ РЕЖИМАМ ДЛЯ КА «СПЕКТР-РГ»

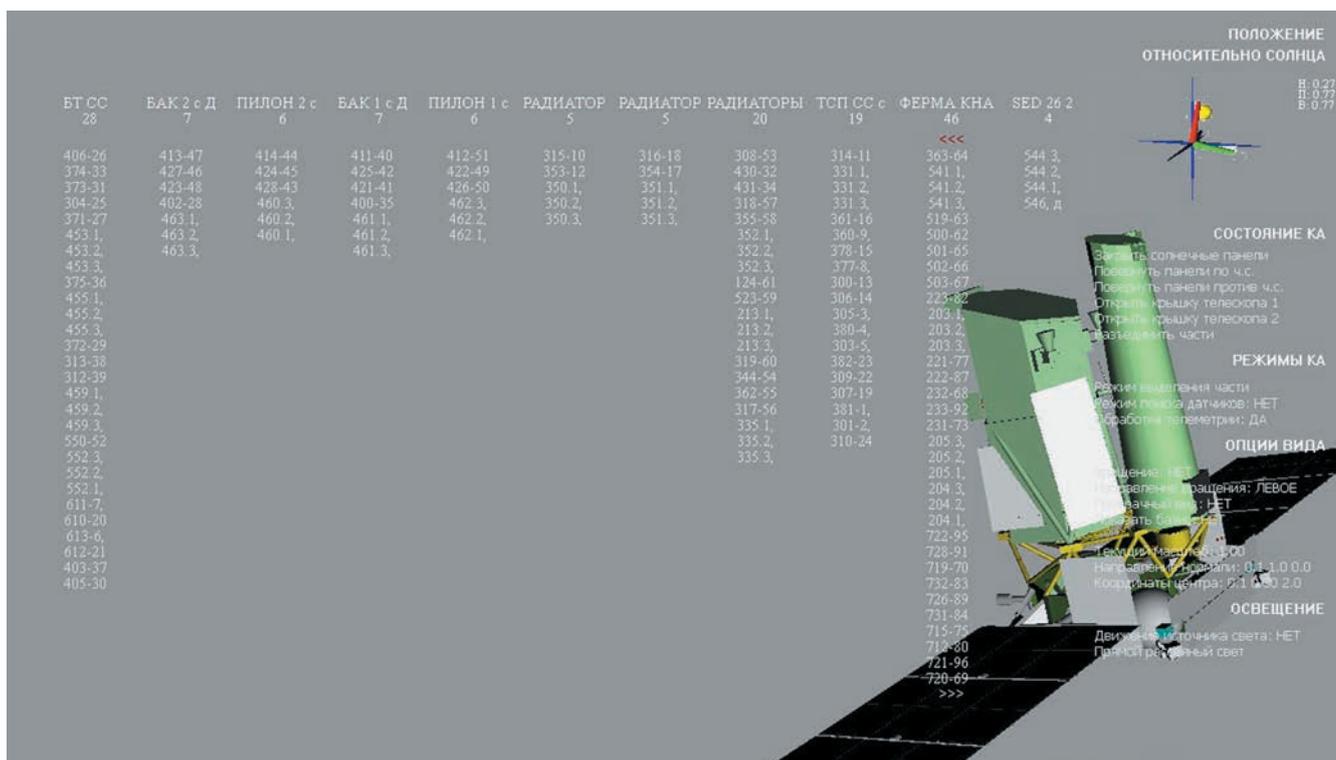


рисунок 6. Таблица температурных датчиков и общий вид КА

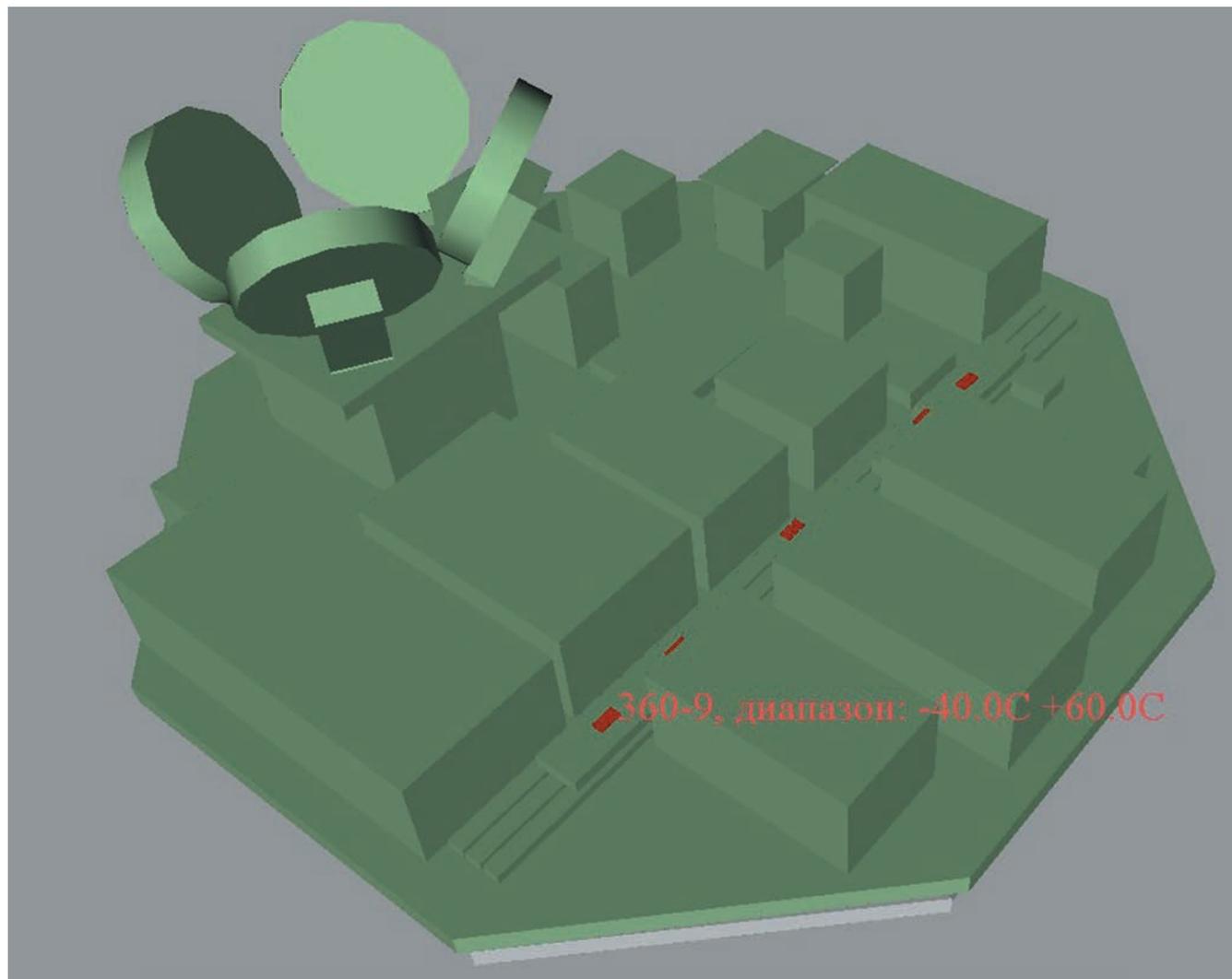


рисунок 7. Режим поиска датчика на отдельной части модели КА

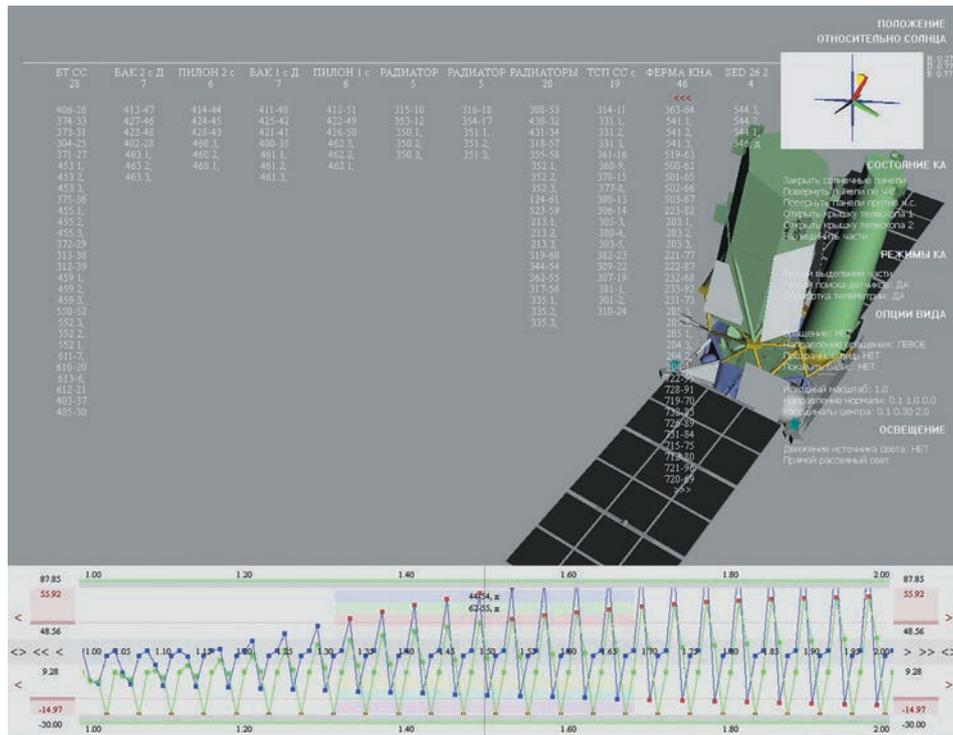
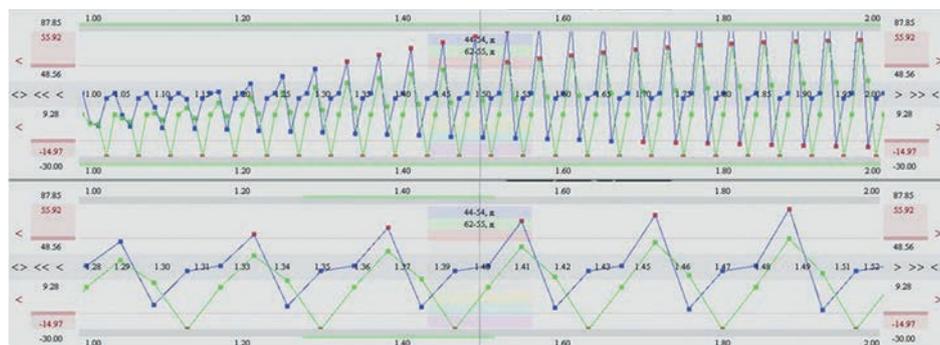


рисунок 8. Графическое отображение потоковых данных по телеметрии



а



б

а – изменение временного масштаба отображения потоковых данных; б – отображение части данных в «увеличенном» виде.
рисунок 9. Изменение вида графиков с помощью «колеса» манипулятора «мышь»

После этого нажатием левой клавиши «мышь» пользователь может выделить этот датчик (он одновременно отмечается тёмно-красным цветом в таблице) для дальнейшего анализа поступающих данных.

4. Отображение телеметрических данных и построение графиков

Для начала анализа потоковых данных по выбранному набору температурных датчиков пользователь должен перейти в состояние отображения телеметрических данных путём выбора пункта меню «Обработка телеметрии» (рисунок 8).

Одновременно с данными по имеющимся на КА датчикам в виде таблицы в нижней части экрана будет отображаться окно для представления потоковых данных в виде графиков.

В левой и правой частях области отображения графических данных показаны шкалы, на которых указаны температурные пределы. Красная область означает превышение критических значений. В этом случае данные, показанные в виде точек, окрашиваются в красный цвет. В середине графика расположена серая полоса, на ней чёрным цветом нанесены текущие временные интервалы, которые могут быть изменены пользователем.

В режиме обработки телеметрической информации предусмотрены возможности быстрого масштабирования с помощью «колеса» манипулятора «мышь», прокрутка данных вперёд с заданной скоростью и прокрутка данных назад с заданной скоростью.

В силу того, что приходится обрабатывать большие объёмы данных, невозможно сразу отобразить большой временной диапазон на экране монитора – все данные «сливаются» в сплошную область. С целью оперативного изменения минимального временного интервала как раз и предусмотрено быстрое масштабирование с помощью «колеса» манипулятора «мышь» (рисунок 9).

Для удобства визуального анализа потоковых данных, которые могут «сливаться» в одну широкую полосу на основном видовом окне (рисунок 10), пользователь может детально изучить полученные данные с помощью специального окна, в котором отображаются данные в увеличенном масштабе – так называемое «увеличительное стекло».

В программе предусмотрена опция сохранения увеличенного графика в формате Excel для проведения дальнейшего сравнительного анализа.

заключение

Разработанная информационная система, предназначенная для анализа потоковых данных по тепловым режимам КА «СПЕКТР-РГ», позволяет в интерактивном режиме получить и сопоставить данные

с нескольких температурных датчиков в различные временные интервалы с визуализацией их реального пространственного расположения на КА. Используемый принцип создания информационной системы, включающей в себя трёхмерную составную модель КА и дополнительные модули по обработке получаемой информации, может быть применён и в дальнейшем путём добавления модулей для расчёта прогрева всего аппарата в зависимости от его пространственной ориентации относительно Солнца.

Использованный метаязык описания связей для сложных составных конструкций может быть также применён и для формирования упрощённых моделей различных КА с целью расчёта влияния космической радиации (её дозы) на используемое радиоэлектронное оборудование.

Другим немаловажным применением развитого подхода является возможность создания специализированной программной среды для обеспечения интерактивного раскрытия тепловой изоляции для различных КА уже на этапе их проектирования, что поможет, в том числе, сократить общий цикл разработки конечного изделия.

список литературы

Будиу Р., Нильсен Я. Mobile Usability. Как создавать идеально удобные приложения для мобильных устройств. М.: Эксмо, 2013. 254 с.

Ефанов В.В., Долгополов В.П. Луна. От исследования к освоению (к 50-летию космических аппаратов «ЛУНА-9» и «ЛУНА-10») // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 4. С. 3-8.

Зеленый Л.М., Хартов В.В., Застенкер Г.Н., Ковражкин Р.А. и др. Изучение солнечно-земных связей с помощью космических аппаратов, созданных в НПО имени С.А. Лавочкина // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 3. С. 14-17.

Казмерчук П.В., Мартынов М.Б., Москатиньев И.В., Сысоев В.К. и др. Космический аппарат «ЛУНА-25» – основа новых исследований Луны // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 4. С. 9-19.

Светушков Н.Н. Метаязык описания сложных 3D-объектов для прикладных информационных систем // Программная инженерия. 2017. Т. 8, № 3. С. 136-139.

Тулин Д.В., Ефремова Т.Н., Плугарь С.М., Шабарчин А.Ф. Система обеспечения теплового режима телескопа Т-170М и научной аппаратуры // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 5. С. 92-97.

Хейфец А.Л., Логиновский А.Н., Буторина И.В., Васильева В.Н. Инженерная 3D-компьютерная графика: учебн. пособие. Юрайт, 2011. 464 с.

Статья поступила в редакцию 07.04.2017 г.

РАДИОЗОНДИРОВАНИЕ ВЫСОКОШИРОТНОЙ ИОНОСФЕРЫ С ГИДРОМЕТЕОРОЛОГИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА «АРКТИКА-М»

Н.П. Данилкин¹,
профессор,
доктор физико-
математических наук,
nickdanilkin88@yandex.ru;
N.P. Danilkin

С.В. Журавлев¹,
кандидат физико-
математических наук,
szhuravlev-iag@yandex.ru;
S.V. Zhuravlev

И.В. Романов¹,
кандидат физико-
математических наук,
drsuvar@gmail.com;
I.V. Romanov

М.Ю. Филиппов¹,
аспирант,
mm.grif@gmail.com;
M.Y. Filippov

Для задачи непрерывного мониторинга арктической ионосферы предлагается использовать спутниковые ионозонды на высокоэллиптических орбитах. Показана схема мониторинга при расположении ионозонда на спутниках группировки «АРКТИКА-М». Проведены модельные расчёты вертикального внешнего и трансionoсферного зондирования с использованием модели ионосферы SIMP1, показывающие возможность непрерывного мониторинга.

*Ключевые слова: ионосфера;
мониторинг ионосферы;
Арктика; «АРКТИКА-М»;
трансionoсферное зондирование.*

ВВЕДЕНИЕ

Среди методов диагностики состояния ионосферы наиболее точную информацию даёт радиозондирование волнами в диапазоне плазменных концентраций электронов тех областей, которые изучаются. Устройство, которое осуществляет такие измерения, носит название «ионозонд» (а также дигизонд, ди-назонд, плазмозонд и т.п. – в зависимости от специфики измерений). В статье будут рассмотрены возможности ионозондов, установленных на борту высокоорбитальных искусственных спутников Земли (ИСЗ), имеющих высокоэллиптическую орбиту. В этих случаях метод исследования называют внешним радиозондированием, а в случае совместной

RADIOSOUNDING OF THE HIGH-LATITUDE IONOSPHERE WITH «АРКТИКА-М» – HYDROMETEOROLOGICAL COMPLEX

Н.Г. Котонаева¹,
доцент,
доктор физико-
математических наук,
kongt@yandex.ru;
N.G. Kotonaeva

В.Б. Лапшин¹,
профессор,
доктор физико-
математических наук,
director@jpg.geospace.ru;
V.B. Lapshin

Е.Н. Хотенко¹,
кандидат физико-
математических наук,
madam.ermolova@
gmail.com;
E.N. Khotenko

Г.А. Жбанков²,
кандидат физико-
математических наук,
zbankov_ga@rambler.ru;
G.A. Zhbankov

For the task of constant monitoring of the Arctic ionosphere is proposed to use satellite ionosondes in highly elliptical orbits. Monitoring scheme with the location of the ionosonde on the satellites «АРКТИКА-М» is demonstrated. Model calculations of the vertical topside and transionoсферного sounding using a model of the ionosphere SIMP1 are made. The possibility of continuous monitoring is showed with a help of SIMP1 ionospheric model.

*Key words: ionosphere;
ionosphere monitoring;
Arctic; «АРКТИКА-М»;
transionoсферного radiosounding.*

работы бортового ионозонда и ионозонда наземной станции – трансionoсферным радиозондированием.

Диагностика ионосферы в Арктике имеет определённую специфику. С одной стороны, здесь очень нелегко проводить измерения наземными стационарными станциями из-за труднодоступности, с другой именно в этой области протекают сложные, малоизученные и особенно труднопрогнозируемые процессы.

Изучение ионосферных процессов в высокоширотном районе с помощью бортовых ионозондов имеет свою историю. Так, в частности, там была успешно проведена специальная научная экспе-

¹ Институт прикладной геофизики им. академика Е.К. Федорова, Россия, г. Москва.

Institute of applied geophysics named after academician E.K. Fedorov, Russia, Moscow.

² Южный федеральный университет, Россия, г. Ростов-на-Дону.

Southern Federal University, Russia, Rostov-on-Don.

диция на ледоколе во время функционирования ИСЗ «КОСМОС-1809» (Данилкин Н.П., 1990). К новым результатам, полученным экспедицией, относятся, например, стенки в зоне аврорального овала и, особенно, резонансы нового типа, возникающие внутри таких стенок (Данилкин Н.П. и др., 1991; Данилкин Н.П. и др., 1995). Общей проблемой для всех проведённых исследований является то, что спутниковые исследования на круговых орбитах не позволяют рассмотреть все фазы того или иного феномена. ИСЗ слишком быстро перемещается из зоны наблюдения данного эффекта и не возвращается в неё на следующем витке. Решить эту проблему может установка ионозонда на высокоэллиптический ИСЗ.

Впервые эксперимент по зондированию ионосферы и магнитосферы на высокоэллиптическом ИСЗ в Арктике был проведён в США в 2000 году на ИСЗ «IMAGE» (Reinisch B.W. et al., 2001). Для этого исследования был создан новый ионозонд «RPI» (Radio Plasma Imager). Ионозонд работал в диапазоне частот от 3 кГц до 3 МГц. На соответствующих ионограммах, по крайней мере до высот в 25000 км, был получен хорошо различимый след, что свидетельствует об отражении радиоволн, а не об их рассеянии. По этим следам были вычислены зависимости концентрации электронов от высоты (Nh-профили) в ионосфере и магнитосфере от геоцентрической высоты в радиусах Земли R_E , которые представлены на рисунке 1. Результаты «IMAGE» позволяют ожидать, что и излучение на частотах вплоть до критической частоты слоя F2, которое необходимо для получения ионограмм внешнего и трансionoсферного зондирования, даст ожидаемые результаты.

В этом плане целесообразно рассмотреть эксперимент по системному радиозондированию ионосферы с подготавливаемых в настоящее время ИСЗ «АРКТИКА-М».

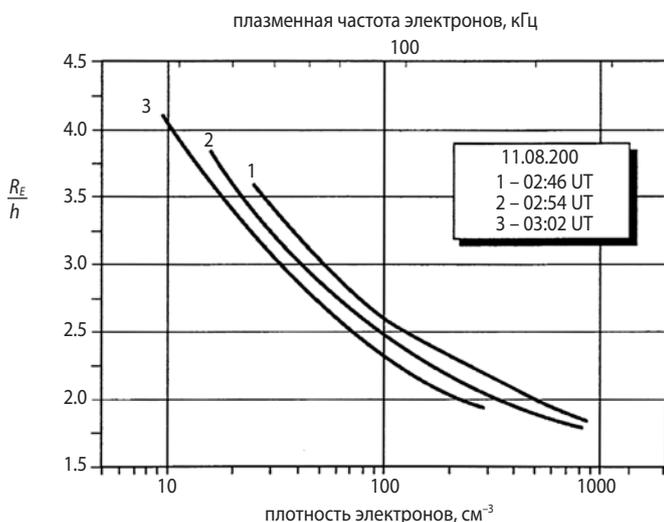


рисунок 1. Nh-профили над полярной шапкой по данным ИСЗ «IMAGE»

1. Высокоэллиптическая солнечно-синхронная орбита

В проекте гидрометеорологического комплекса «АРКТИКА-М» планируется выведение двух ИСЗ на солнечно-синхронные орбиты. На рисунке 2 представлены орбиты этих ИСЗ на фоне околоземной магнито-плазменной обстановки. Показаны направления движения ИСЗ и точки пересечения восходящих и нисходящих узлов.

Характеристики комплекса приводятся в (Хартов В.В. и др., 2014; Асташкин А.А. и др., 2015; Степанов В.В., 2016).

Параметры орбиты: высота апогея – 40000 км; высота перигея – 1000 км; наклонение 63° ; период обращения 12 часов.

Расположение рабочих участков орбит: начало и конец рабочего участка для каждого КА за 3,2 часа до прохождения апогея и через 3,2 часа после прохождения апогея; относительное смещение начала рабочих участков орбит ИСЗ № 1 и ИСЗ № 2 на 6 часов.

Установка ионозонда на ИСЗ с такими орбитами обеспечит непрерывное наблюдение высокоширотной ионосферы методом внешнего и трансionoсферного радиозондирования для регионов севернее 60° северной широты.

Надо отметить, что увеличение глубины отражения зондирующих ионосферу импульсов на высокоэллиптических ИСЗ не только резко уменьшает амплитуды эхо отражённых сигналов от плазменной оболочки Земли, но и увеличивает область (зону) отражения радиоволн от ионосферы, которая, собственно, и формирует отражённый сигнал. При этом существует опасность того, что зона отражения перестаёт быть горизонтально однородной и чтение ионограмм, а следовательно, и вычисление Nh-профилей будет затруднено. Поэтому особое внимание следует уделить наземному комплексу приёмной аппаратуры.

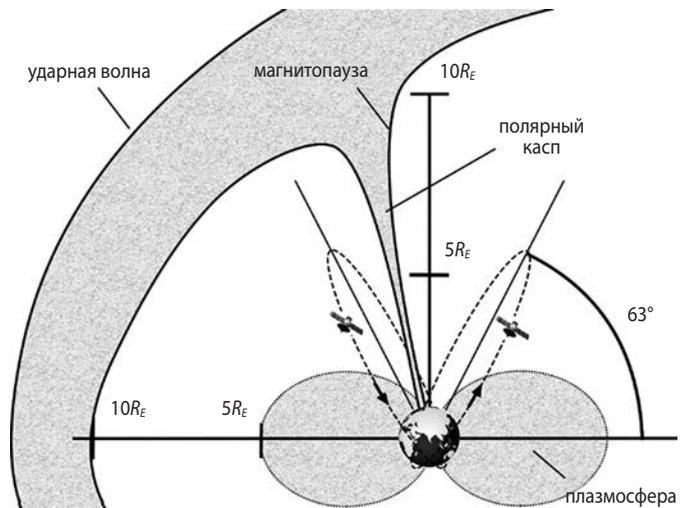
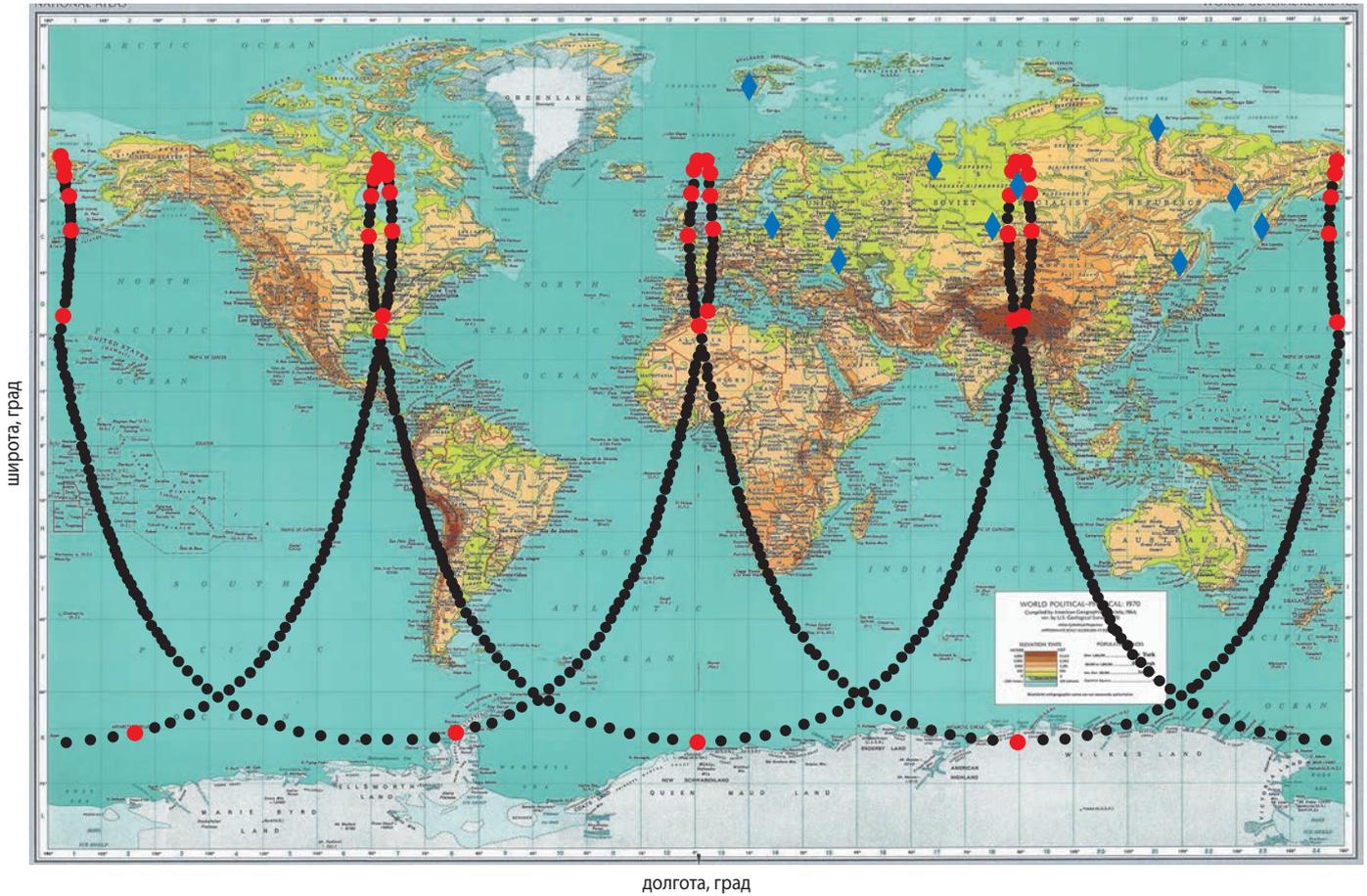


рисунок 2. Расположение двух КА «АРКТИКА-М» на фоне основных структур околоземной плазмы



красные и чёрные точки – часовые и 30-секундные интервалы при движении ИСЗ;
синие ромбы – система наземных приёмных пунктов.

рисунок 3. Проекция траектории ИСЗ «АРКТИКА-М» № 1 и № 2 на поверхность Земли

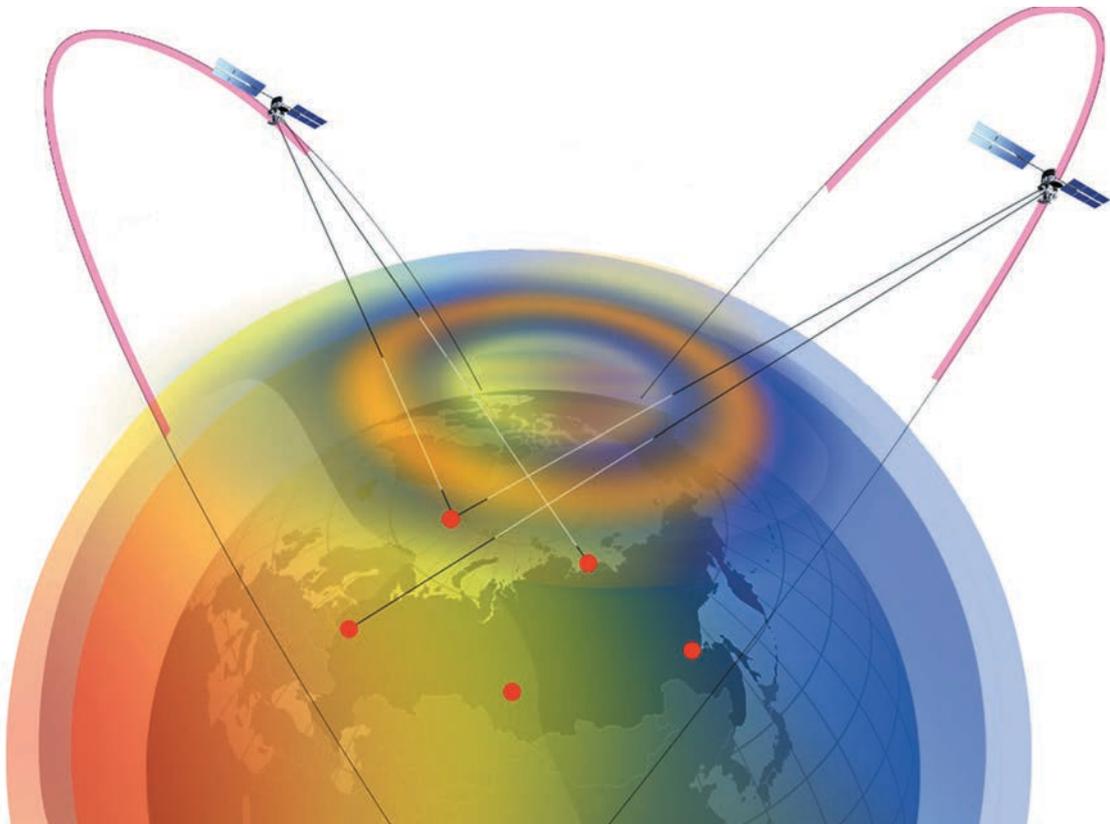


рисунок 4. Принципиальная схема диагностики ионосферы в Арктике методом транс-ионосферного радиозондирования

2. Наземный комплекс приёмной аппаратуры

Для решения поставленных задач создаётся система наземных приёмных пунктов. На рисунке 3 представлена проекция траекторий ИСЗ № 1 и № 2 на поверхность Земли и места расположения наземных пунктов приёма информации, в том числе наземных ионозондов в городах Москве, Новосибирске, Хабаровске, Тикси, Магадане, Петропавловске-Камчатском, Салехарде, Калининграде, Ростове-на-Дону, Подкаменной Тунгуске, Ловозеро и др., в частности действующих ионозондов «Парус-А», которые оснащены установками для приёма информации при внешнем и трансionoсферном зондировании.

В ионосферных наблюдательных пунктах, в которых имеются наземные ионозонды, планируется осуществлять одновременно вертикальное наземное радиозондирование и регистрировать ионограммы внешнего и прямого трансionoсферного зондирования с космических аппаратов комплекса «АРКТИКА-М».

Таким образом, будут одновременно регистрироваться три типа ионограмм: наземного ионозонда, внешнего зондирования и трансionoсферного зондирования с ИСЗ на наземную станцию. Принято считать, что ионозонды наземного базирования производят высококачественную диагностику плазмы внутренней ионосферы над ионозондом ориентировочно в радиусе 150–200 км от него с ухудшением качества при удалении от центра. Бортовые ионозонды качественно определяют высотную зависимость структурных параметров плазмы внешней ионосферы приблизительно с такими же радиусами строго под ИСЗ. Учитывая, что спутники не пересекают 63° с. ш., отметим, что для диагностики пространственных структур именно арктической части ионосферы, особенно района полярной шапки, можно использовать только метод прямого трансionoсферного радиозондирования на специально выделенных рабочих участках ИСЗ № 1 и № 2.

На рисунке 4 показана принципиальная схема диагностики ионосферы в Арктике методом трансionoсферного радиозондирования. Рабочие участки на траекториях обоих космических аппаратов выделены красным.

Рабочие участки видны из всех указанных выше пунктов наблюдения. Исследующие наклонные линии трансionoсферного зондирования проходят в этом случае сквозь любые районы арктической ионосферы – полярная шапка, авроральный овал и т.п. При этом основное современное требование к данному методу диагностики – проведение непрерывного наблюдения состояния ионосферы в интервалы времени порядка 6 часов соблюдается. В зависимости от того, какое именно пространство арктической ионосферы будет подвергаться изучению, можно выбирать так-

же месторасположение других дополнительных наземных пунктов приёма и регистрации ионосферной информации, варьируя места включения передатчика ионозонда на восходящих и нисходящих трассах ИСЗ.

3. Модель ионосферы

Для проведения конкретных расчётов модельных ионограмм внешнего радиозондирования и трансionoграмм были вначале проанализированы возможности представления данных в виде карт плазменных частот вокруг Северного географического полюса по моделям IRI (*Bilitza D., Reinisch B., 2008*) и SIMP-1 (*Лапишин В.Б. и др., 2016*). Модель IRI не включает в себя модель полярной области и в этих районах не применима. Разработчики SIMP-1 добавили специальный блок, характеризующий этот регион, поэтому для дальнейших расчётов была выбрана модель околополюсной ионосферы по версии SIMP-1.

4. Траектории радиоволн

Моделирование как трансionoграмм, так и ионограмм внешнего зондирования возможно только на основе траекторных расчётов. Ниже приведены общие принципы проведения этих расчётов в данной работе.

Моделирование ионограмм сводится к решению граничной задачи типа «точка–точка», которая в трёхмерном случае записывается в виде

$$D(f, \Delta_0, \varphi_0) = R,$$

где $D(f, \Delta_0, \varphi_0)$ – длина дуги, соединяющей начальную и конечную точки следа траектории на поверхность Земли;

f – рабочая частота;

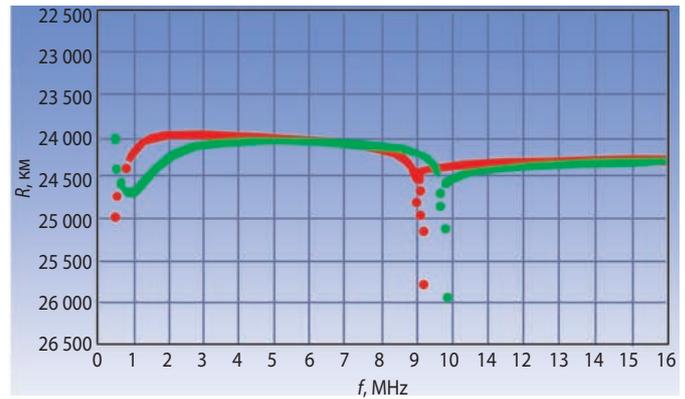
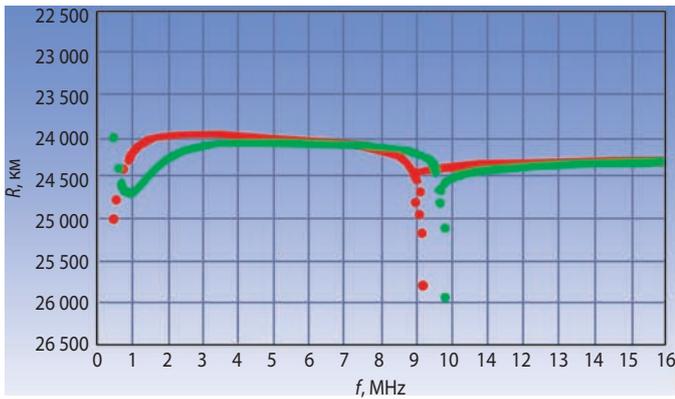
Δ_0 – угол места волнового вектора в момент излучения;

φ_0 – азимутальный угол;

R – проекция на поверхность Земли расстояния между излучающим и приёмным модулями. При расчёте ионограммы внешнего зондирования $R=0$.

Однако на данном пути мы сталкиваемся с противоречием. С одной стороны, необходимо найти максимальное число существующих решений, которые часто близки друг к другу, но относятся к разным следам. С другой стороны, не существует методов поиска всех корней уравнения с несколькими переменными. Многие лучи, особенно лежащие в компактной области близких значений (Δ_0, φ_0) , будут потеряны.

Поэтому при расчёте трансionoграмм предполагалась двумерно-неоднородная зависимость среды от пространственных координат (только вдоль траектории распространения), поперечные градиенты не учитывались. Данное предположение также хорошо подтверждается теоретическими и экспериментальными данными для наклонного распространения.



слева – ИСЗ № 1; справа – ИСЗ № 2.

рисунок 5. Ионogramмы внешнего зондирования

При моделировании ионogramм внешнего зондирования в качестве базовой плоскости использовалась плоскость магнитного меридиана.

Поскольку ионосфера представляет собой неоднородную магнитоактивную среду, нахождение траекторий в ней аналитическими способами невозможно. Наиболее последовательно и эффективно в рамках геометрооптического приближения задача нахождения траекторных и энергетических характеристик радиоволн КВ-диапазона реализуется на основе метода характеристик (Кравцов Ю.А., Орлов Ю.И., 1980; Лукин Д.С., Спиридонов Ю.Г., 1971), построенном на численном решении локального дисперсионного уравнения

$$F(t, \mathbf{r}, \mathbf{k}, \omega) = \mathbf{k}^2 - \mathbf{k}_0^2 - n^2(t, \omega, \mathbf{r}, \mathbf{k}, \mathbf{H}),$$

где t – время;

\mathbf{r} – радиус-вектор в сферической системе координат;

\mathbf{k} – волновой вектор;

ω – циклическая частота радиоволны;

$\mathbf{k}_0 = \omega/c$ – волновой вектор в свободном пространстве;

c – скорость света в вакууме;

$n(t, \omega, \mathbf{r}, \mathbf{k}, \mathbf{H})$ – комплексный показатель преломления;

\mathbf{H} – вектор внешнего геомагнитного поля.

Решение проводится приведением дисперсионного уравнения к системе дифференциальных характеристических уравнений (1) относительно пространственных и лучевых координат:

$$\begin{cases} \frac{d\mathbf{r}}{d\tau} = \frac{dF}{d\mathbf{p}} = \mathbf{p} - \frac{1}{2} \frac{\partial n^2}{\partial \mathbf{p}}, \\ \frac{d\mathbf{p}}{d\tau} = \frac{dF}{d\mathbf{r}} = \frac{1}{2} \frac{\partial n^2}{\partial \mathbf{r}}, \end{cases} \quad (1)$$

где $\mathbf{p} = \frac{\mathbf{k}}{\mathbf{k}_0} = \{p_i\}$ – нормированный волновой вектор; τ – независимая вспомогательная переменная.

Поскольку учёт столкновений в ионосферной плазме слабо влияет на траекторию луча, можно заменить n его действительной частью.

5. Результаты. Ионogramмы внешнего зондирования и трансиионogramмы

На рисунке 5 представлены результаты вычислений двух модельных ионogramм внешнего радиозондирования под обоими ИСЗ для модели ионосферы SIMP-1. Красным цветом показан след обыкновенной компоненты, зелёным – след необыкновенной компоненты. Положение спутников на орбитах выбиралось таким образом, чтобы при трансиионосферном зондировании наиболее полно «просветить» основные высокоширотные структуры: полярную шапку, авроральный овал, касп. Первый спутник находился в точке с координатами 47.11° с.ш. и 93.59 в.д. на высоте 24259 км. Второй, соответственно, 61.97 с.ш. и 01.13 в.д. на высоте 38954 км.

Отдельные точки на ионogramме с большими действующими дальностями показывают наличие траекторий, выпадающих из плавного хода частотной зависимости групповых задержек, характерного для внешнего радиозондирования. Изгибы в левом конце ионogramм – стандартное явление для высоколетящих спутников на низких частотах, оно связано с особенностями профиля электронной концентрации и распространения волн обеих поляризаций.

На рисунке 6 показаны некоторые вертикальные траектории от сигналов с высокоэллиптического спутника, которые отражаются либо от Земли, либо от ионосферы на различных высотах. Показаны траектории обыкновенных (чёрный цвет) и необыкновенных (жёлтый) лучей, исследующих ионосферу, в диапазоне частот от 2 МГц до 15 МГц. Цифрами обозначены значения плазменных частот в МГц на изолиниях.

Модельные трансиионogramмы были рассчитаны для указанных положений обоих спутников и приёмных наземных станций в Москве, Новосибирске, Хабаровске, Тикси и Баренцбурге. На рисунке 7 в качестве примера показана трансиионogramма для трасс «ИСЗ – Москва» (55.75 с.ш. 37.61 в.д.).

РАДИОЗОНДИРОВАНИЕ ВЫСОКОШИРОТНОЙ ИОНОСФЕРЫ С ГИДРОМЕТЕОРОЛОГИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА «АРКТИКА-М»

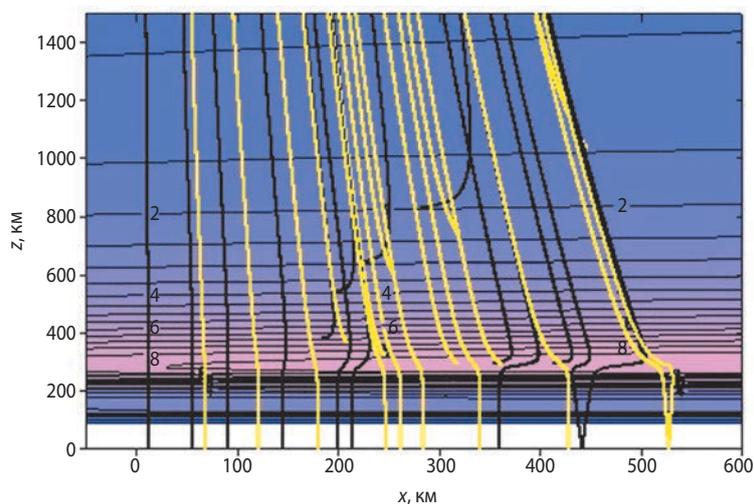


рисунок 6. Разрез ионосферы в плоскости магнитного меридиана, проходящий через подспутниковую точку (ИСЗ № 1)

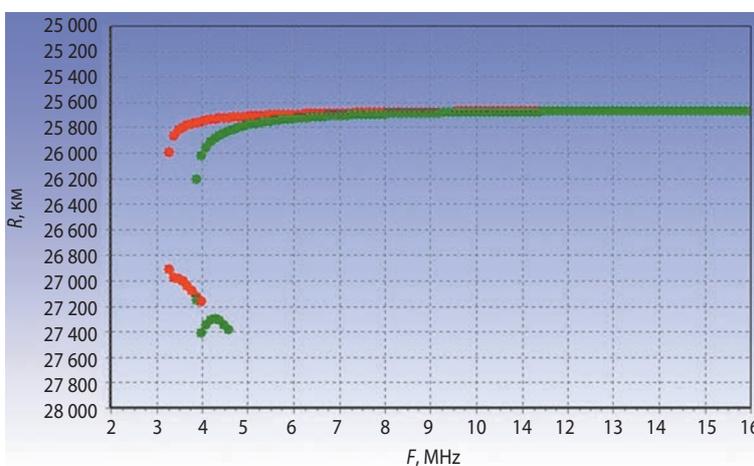


рисунок 7. Трансионограмма для трассы «ИСЗ № 1 – Москва»

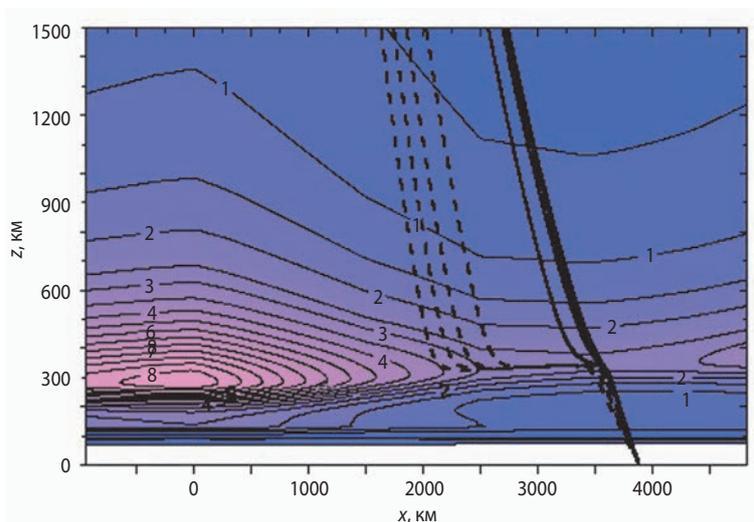


рисунок 8. Траектории радиосигналов на фоне разреза ионосферы

Появление дополнительных следов на трансионограмме объясняется наличием траекторий, которые представлены на рисунке 8 и выделены штриховой линией. При анализе трансионограммы на рисунке 7 следует иметь в виду, что интересующий нас участок ионосферы приходится на область высот в ионосфере, показанную на рисунке 8. На этом

рисунке приведены траектории обыкновенной компоненты радиосигнала трансионосферного зондирования на границе прозрачности ионосферы для трассы «ИСЗ № 1- Москва» на частотах в диапазоне 3.3–3.9 МГц. Цифрами обозначены значения плазменных частот в МГц на изолиниях.

закключение

Реальность работы методов и аппаратуры для внешнего и трансионосферного зондирования ионосферы на высокоэллиптических ИСЗ для последующего определения параметров ионосферы, в том числе при длительных наблюдениях за арктическими ионосферными неоднородностями, в чём особенно нуждается современная геофизика плазмы околоземного пространства, опирается на следующие соображения:

- результаты работы ионозонда на высокоэллиптическом спутнике «IMAGE» свидетельствуют от том, что «ясные эхо, подобные тем, которые наблюдались от ионозондов внешнего зондирования, постоянно наблюдались от ионосферной полярной шапки даже на геоцентрических расстояниях приблизительно в 5 радиусов Земли» (Reinisch B.W. et al., 2001). Полученные ионограммы дают возможность определять высотный ход концентрации электронов в ионосфере и магнитосфере Земли;
- результаты спутника «Image» и результаты расчётов, которые приведены в настоящей работе, позволяют заключить, что на предложенных высокоэллиптических орбитах «АРКТИКА-М» рационально одновременное применение методов внешнего «вертикального» и «трансионосферного» зондирования ионосферы. Бортовой ионозонд должен работать непрерывно, так же как и на классических круговых орбитах (700–1100 км), принося информацию о планетарном распределении околоземной плазмы.

Ионограммы внешнего и трансионосферного радиозондирования, будучи полученными на высокоэллиптических аппаратах «АРКТИКА-М», дадут возможность в непрерывном режиме:

- постоянно иметь непрерывно изменяющуюся карту критической частоты ионосферы для всего арктического региона и, соответственно, карты максимально применимых частот (МПЧ) радиосвязи для любых трасс с участием ионосферы в Арктике;
- постоянно иметь непрерывно изменяющуюся карту «толщины» ионосферы для всего арктического региона и, соответственно, карты максимальных ошибок позиционирования по данным навигационных (ГЛОНАСС, GPS) спутников;
- наблюдать изменения ионосферных неоднородностей, которые позволят понять динамику их рождения, развития и распада, что нельзя наблюдать с помощью спутников с ионозондами на круговых приблизительно 1000-километровых орбитах. Это станет большим шагом в понимании не только физических процессов, происходящих в околопланетной плазме, но и многих процессов солнечно-земной физики.

Исследование выполнено при поддержке гранта РФФИ 15-29-06052 и гранта ЮФУ № 213.01-2014/013ВГ.

список литературы

Асташкин А.А., Комиссарова И.Н., Маркелова Т.С., Наговицина Н.В. и др. Информационное обеспечение исследования арктического региона с использованием гидрометеорологической системы «АРКТИКА-М» // Космонавтика и ракетостроение. 2015. № 6 (85). С. 11-19.

Данилкин Н.П. Эксперимент «Ионозонд – Арктика-87» // Результаты первой научной экспедиции в приполюсном районе на атомном ледоколе «Сибирь»: сб. трудов. Л.: Гидрометеиздат, 1990. С. 100-145.

Данилкин Н.П., Журавлев С.В., Морозова Л.П., Погорелов В.И. Поперечное сечение неоднородностей ионизации типа «стенки» в высокоширотной ионосфере // Геомагнетизм и аэрномия. 1995. Т. 35, № 4. С. 173-175.

Данилкин Н.П., Журавлев С.В., Тольский К.Л. и др. Тонкие стенки неоднородностей ионизации в полярной ионосфере, обнаруживаемые методом спутникового радиозондирования // Геомагнетизм и аэрномия. 1991. Т. 31, № 1. С. 137-142.

Кравцов Ю.А., Орлов Ю.И. Геометрическая оптика неоднородных сред. М.: Наука, 1980. 304 с.

Лапшин В.Б., Михайлов А.В., Данилов А.Д., Деминов М.Г. и др. Модель SIMP как новый государственный стандарт распределения концентрации электронов в ионосфере (ГОСТ 25645.146) // Труды XXV Всероссийской открытой научной конференции «Распространение радиоволн» 4-9 июля 2016 г. Томск. Т.1.С. 51-57.

Лукин Д.С., Спиридонов Ю.Г. Применение метода характеристик для решения на ЭВМ задач распространения электромагнитных волн в неоднородных анизотропных средах // Лучевое приближение и вопросы распространения радиоволн. М.: Наука, 1971. С. 265-279.

Степанов В.В. Перспектива развития гидрометеорологического обеспечения с помощью многоцелевой космической системы «Арктика» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 4. С. 55-60.

Хартов В.В., Мартынов М.Б., Бабышкин В.Е., Москатиньев И.В. и др. Новая высокоэллиптическая гидрометеорологическая космическая система «Арктика-М» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 3. С. 104-108.

Bilitza D., Reinisch B. International Reference Ionosphere 2007: Improvements and new parameters // J. Adv. Space Res. 2008. 42, № 4. P. 599-609.

Reinisch B.W., Huang X., Haines D.M., Galkin I.A. et al. First results from the Radio Plasma Imager on Image // Geophysical research letters. 2001. V. 28, № 6. P. 1167-1170.

Статья поступила в редакцию 07.02.2017 г.

ПОСЛЕПОЛЁТНЫЙ АНАЛИЗ НАГРУЗОК НА АТМОСФЕРНОМ УЧАСТКЕ ТРАЕКТОРИИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ



А.Г. Бахтин¹,
кандидат технических наук,
agbakhtin@mail.ru;
A.G. Bakhtin

POST-FLIGHT LOADING ANALYSIS AT LAUNCH VEHICLE TRAJECTORY ATMOSPHERIC LOG



В.А. Титов²,
кандидат физико-математических
наук, titovva4@yandex.ru;
V.A. Titov

Представлено описание программно-математического обеспечения для анализа нагрузок на ракету-носитель пакетной компоновки по данным высотного-ветрового зондирования атмосферных параметров. Реализованные алгоритмы позволяют выполнять расчёты на стандартных рабочих станциях за достаточно короткое время. Разработаны программные блоки для послеполётного анализа нагрузок на основании подстановки результатов математической обработки телеметрических параметров, реализовавшихся во время пуска.

Ключевые слова: ракета-носитель; анализ условий нагружения; программное обеспечение предстартового моделирования; послеполётный анализ; плотные слои атмосферы; динамическая модель; квазистатические составляющие; сходимость по тонам колебаний.

ВВЕДЕНИЕ

На современных ракетах-носителях (РН) применяется система управления (СУ) с контуром ограничения поперечных нагрузок (КОПН). Цель работы КОПН – формирование в зависимости от направления и скорости ветра команд на выполнение ма-

The article presents a description of the software for the analysis of the loading on the clustered launch vehicle basing on the data of altitude – wind velocity sounding of the atmospheric parameters. The implemented algorithms allow performing the calculations using standard workstation computers within quite a short time. Software modules are designed for post-flight loading analysis basing on substitution of the results of the launch telemetry parameters mathematical processing.

Key words: launch vehicle; loading condition analysis; prelaunch simulation software; post-flight analysis; dense atmosphere; dynamic model; quasi-static components; convergence in vibration modes.

нёвров, снижающих поперечные нагрузки на РН на участке полёта с максимальными скоростными напорами. Для РН типа «Ангара-А5» работа КОПН приводит к снижению изгибающего момента в 1,3–1,4 раза и к соответствующему увеличению допусти-

¹ ФГУП «Государственный космический научно-производственный центр имени М.В. Хруничева», Россия, г. Москва.

Khronichev State Research and Production Space Center, Russia, Moscow.

² ФГУП «ЦНИИмаш», Россия, Московская область, г. Королев.

The Central Research Institute for Machine Building, Russia, Moscow region, Korolev.

мой скорости ветра на участках траектории с максимальными скоростными напорами. В результате вероятность отмены пуска снижается в четыре раза. Поскольку РН типа «Ангара-А5» может использоваться как коммерческий носитель, снижение нагрузок являются важным фактором повышения её конкурентно-способности на международном рынке средств выведения (Данилюк А.Ю. и др. Проблемы создания..., 2015; Данилюк А.Ю. и др. Требования к облику..., 2015).

При работе КОПН зависимость нагрузок на РН от скорости ветра можно определить только расчётным путём на основе результатов моделирования управляемого движения РН с учётом фактических данных по настройкам СУ и конкретного распределения скорости и направления ветра по высоте (Бахтин А.Г. и др., 2010; Кальнин П.П., Пилюя В.К., 2013). В результате определяются скоростные напоры, углы атаки, отклонения рулей и другие параметры, по которым выполняются расчёты внутренних силовых факторов в основных сечениях несущих конструкций РН. Сравнение расчётных значений внутренних силовых факторов с известными данными по несущей способности позволяет определить ожидаемые при пуске запасы прочности и тем самым обосновать решение о заправке изделия, а затем о его пуске.

Это позволяет в максимальной степени использовать возможности РН, касающиеся зависимости от метеоусловий, исключить неоправданные риски и необоснованные отмены пусков и обосновать принятие решений о пусках при наличии резервов несущей способности конструкции РН.

1. Предстартовый и послеполётный анализ нагрузок

Для предпускового анализа ожидаемых нагрузок разработано программно-математическое обеспечение, алгоритмы которого построены на методах решения задачи нестационарного динамического отклика полной массово-жесткостной модели РН переменной массы при переменных ветровых нагрузках. Указанные модели отличаются большой размерностью. Несмотря на то, что такая задача требует большого объёма вычислений, реализованные алгоритмы позволяют выполнять расчёты на стандартных рабочих станциях и за достаточно короткое время. В результате руководители пусков оперативно получают исчерпывающую информацию для принятия решения о возможности проведении пуска в условиях действующих ветровых нагрузок.

Методика расчёта нагрузок базируется на использовании разложений решений уравнения движения по тонам собственных колебаний конструкции с вы-

делением квазистатической составляющей (Кармишин А.В. и др., 2007). С использованием данных о распределённых аэродинамических характеристиках по траектории движения РН осуществляется построение поля внешних сил, действующих на конструкцию, в форме $\sum_k q_k(t) \vec{F}_k \delta(\vec{X} - \vec{X}_k)$.

В пределах каждого интервала постоянства динамических характеристик $I_n = [t_{n-1}, t_n]$ уравнения движения свободной конструкции РН имеют вид

$$M_n \frac{\partial^2 \vec{W}_\varepsilon^{(n)}}{\partial t^2} + M_n H_n \frac{\partial \vec{W}_\varepsilon^{(n)}}{\partial t} + L_n \vec{W}_\varepsilon^{(n)} = \sum_k q_k(t) \vec{F}_k \delta(\vec{X} - \vec{X}_k) - M_n \frac{\partial^2 \vec{W}_{m\varepsilon}^{(n)}}{\partial t^2}; \quad (1)$$

$$\vec{W}_{\text{полн}}^{(n)}(\vec{X}, t_{n-1}) = \vec{W}_{\text{полн}}^{(n-1)}(\vec{X}, t_{n-1}), \frac{\partial}{\partial t} \vec{W}_{\text{полн}}^{(n)}(\vec{X}, t_{n-1}) = \frac{\partial}{\partial t} \vec{W}_{\text{полн}}^{(n-1)}(\vec{X}, t_{n-1}), n > 1. \quad (2)$$

Полное поле перемещений в выбранном частотном диапазоне отыскивается в форме суммы

$$\vec{W}_{\text{полн}}^{(n)}(\vec{X}, t) = \sum_k q_k(t) \vec{W}_k^{(n)}(\vec{X}) + \sum_{m=-5}^{m_1} S_m(t) \vec{\Phi}_m^{(n)}(\vec{X})$$

квазистатической части решения, компоненты которой определяются из уравнений

$$L_n \vec{W}_k^{(n)} = \vec{F}_k \delta(\vec{X} - \vec{X}_k) - M^{(n)} \vec{A}_{m\varepsilon},$$

со свободными краями, и динамической части, представляемой в виде разложения по базису тонов колебаний $\vec{\Phi}_m^{(n)}(\vec{X}) \Big|_{m=-5}^{\infty}$, отвечающих собственным частотам ω_m , ортонормированным по приведённой массе. В результате применения процедуры Галеркина к (1) имеем систему уравнений, интегрируемых в квадратурах для кусочно-линейных правых частей:

$$\ddot{S}_m + \frac{\delta_m \omega_m}{\pi} \dot{S}_m + \omega_m^2 S_m = -\frac{1}{\omega_m^2} \sum_k \left(\ddot{q}_k + \frac{\delta_m \omega_m}{\pi} \dot{q}_k \right) Q_m^{(k)}, \quad m = 1, 2, \dots;$$

$$S_m(t_{n-1}) = \left\{ M \vec{W}_\varepsilon^{(n)}(\vec{X}, t_{n-1}), \vec{\Phi}_m \right\} - \frac{1}{\omega_m^2} \sum_k q_k(t_{n-1}) Q_m^{(k)};$$

$$\dot{S}_m(t_{n-1}) = \left\{ M \dot{\vec{W}}_\varepsilon^{(n)}(\vec{X}, t_{n-1}), \vec{\Phi}_m \right\} - \frac{1}{\omega_m^2} \sum_k \dot{q}_k(t_{n-1}) Q_m^{(k)};$$

$$\ddot{S}_m(t) = \sum_k q_k(t) Q_m^{(k)}, \quad m = -5 \dots 0,$$

где $Q_m^{(k)} = \left\{ \vec{F}_k, \vec{\Phi}_m(\vec{X}_k) \right\}$ (фигурные скобки означают скалярное произведение векторов применительно к рассматриваемой конструкции); δ_m – соответствующие номеру тона логарифмические декременты колебаний. Используемый способ решения уравнения (1) позволяет улучшить сходимость разложения решения по тонам колебаний. Для эффективного решения этих уравнений с правыми частями большой размерности разработаны отдельные алгоритмы.

Условия (2) представляют собой требования непрерывности полей перемещений и скоростей РН на границах интервала постоянства динамических характеристик. На основании (2) вычисляются начальные условия для интегрирования уравнений обобщённых координат:

$$S_m^{(n)}(t_{n-1}) = \sum_k q_k(t_{n-1}) \{M_n(W_k^{(n-1)} - W_k^{(n)}) \bar{\Phi}_m^{(n)}\} + \sum_l S_l^{(n-1)}(t_{n-1}) \{M_n \Phi_l^{(n-1)}(\bar{X}), \Phi_m^{(n)}(\bar{X})\}$$

и, аналогично,

$$\dot{S}_m^{(n)}(t_{n-1}) = \sum_k \dot{q}_k(t_{n-1}) \{M_n(W_k^{(n-1)} - W_k^{(n)}) \bar{\Phi}_m^{(n)}\} + \sum_l \dot{S}_l^{(n-1)}(t_{n-1}) \{M_n \Phi_l^{(n-1)}(\bar{X}), \Phi_m^{(n)}(\bar{X})\}$$

где $m = -5 \dots 0, 1, 2 \dots$. При этом

$$\{M_n \bar{\Phi}_l^{(n-1)}, \bar{\Phi}_m^{(n)}\} = (\omega_m^{(n)})^{-2} \{\bar{\Phi}_l^{(n-1)}, L_n \bar{\Phi}_m^{(n)}\} = (\omega_m^{(n)})^{-2} \{L_n \bar{\Phi}_l^{(n-1)}, \bar{\Phi}_m^{(n)}\} = 0$$

для $l = -5 \dots 0$ и $m = 1, 2 \dots$ и для конечно-элементных моделей РН

$$\{M_n \bar{W}_k^{(n-1)}, \bar{\Phi}_m^{(n)}\} = (\bar{\Phi}_m^{(n)})^T M_n \bar{W}_k^{(n-1)}, \quad m > 0;$$

$$\{M_n \bar{\Phi}_l^{(n-1)}, \bar{\Phi}_m^{(n)}\} = (\bar{\Phi}_m^{(n)})^T M_n \bar{\Phi}_l^{(n-1)}, \quad m > 0, \quad l > 0.$$

Указанные скалярные произведения вычисляются заблаговременно один раз, что также позволяет увеличивать скорость расчётов.

Программно-математическое обеспечение (ПМО) для проведения оперативного анализа нагрузок по данным высотно-ветрового зондирования было использовано при пусках РН «Ангара» в 2014 году.

В настоящей статье рассматривается другая область применения ПМО – послеполётный анализ нагрузок. Этот анализ для РН с системами управления, включающими КОПН, требуется проводить после каждого пуска, поскольку фактическая траектория полёта РН на атмосферном участке существенно зависит от профилей скорости и направления ветра. При этом различия реальных траекторий могут быть настолько велики, что их нельзя учесть добавлением разбросов к параметрам номинальной траектории.

Послеполётный анализ нагрузок необходим:

- для подтверждения выполнения задачи превышения допустимых уровней нагрузок;
- для подтверждения проектных требований к эффективности КОПН;
- для оценки степени консервативности предстартового анализа нагрузок;
- для определения направлений дальнейшего совершенствования используемых в ПМО методик.

Для послеполётного анализа можно использовать тот же математический аппарат, что и для предстар-

тового моделирования, с дополнениями в части вычисления управляющих усилий и параметров $\alpha q, \beta q$ (произведений углов атаки и рыскания на скоростной напор) на основании математической обработки получаемых телеметрических данных о пуске. При этом не требуется существенных доработок ПМО, поскольку алгоритмы допускают любые сочетания источников исходных данных.

Суммарная управляющая сила в канале тангажа F_Y и параметр αq оцениваются по формулам

$$F_Y \approx [I\varphi - ma_{цм}(x_{цд} - x_{цм})](x_{дв} - x_{цд})^{-1},$$

$$\alpha q \approx [ma_{цм} - [I\varphi - ma_{цм}(x_{цд} - x_{цм})](x_{дв} - x_{цд})^{-1} (S_m C_Y^a)^{-1},$$

где известными параметрами являются: m, I – траекторные масса и момент инерции изделия относительно поперечной оси; $x_{дв}, x_{цм}, x_{цд}$ – соответственно координаты подвеса двигателей и траекторные координаты центра масс и центра давления; $a_{цм}$ – поперечное ускорение центра масс в плоскости тангажа; φ – угловое ускорение РН; S_m – площадь миделя. Используются данные по координатам центра давления и временные зависимости параметра C_Y^a соответствующие различным режимам моделирования.

Для определения квазистатической составляющей ускорений выполняется фильтрация телеметрических данных. По двум параметрам ускорений можно оценить угловое ускорение и ускорение центра масс:

$$\varphi = (a_1 - a_2)/x, \quad a_{цм} = a_2 - r_2 \varphi,$$

где a_1, a_2 – квазистатические ускорения по параметрам, расположенным по разные стороны от центра масс изделия; x – расстояние между ними; r_2 – расстояние одним из акселерометров и центром масс изделия. Угловое ускорение РН дополнительно оценивается путём численного дифференцирования показаний ДУС.

Получаемое суммарное управляющее усилие контролируется по имеющимся данным по параметру командного угла в плоскости тангажа. Временная зависимость параметра αq контролируется путём сопоставления с телеметрическими данными по этому параметру, полученными по результатам обработки соответствующей телеметрической информации об измерениях перепадов давлений на головном обтекателе.

Далее осуществляется построение силовых функций работы двигателей на участке работы первой ступени и с использованием ПМО выполняется расчёт нагрузок и ускорений в узлах конструкции, отвечающих расположению акселерометров. С целью контроля качества моделирования выполняется сопоставление фактических и соответствующих им расчётных временных зависимостей ускорений.

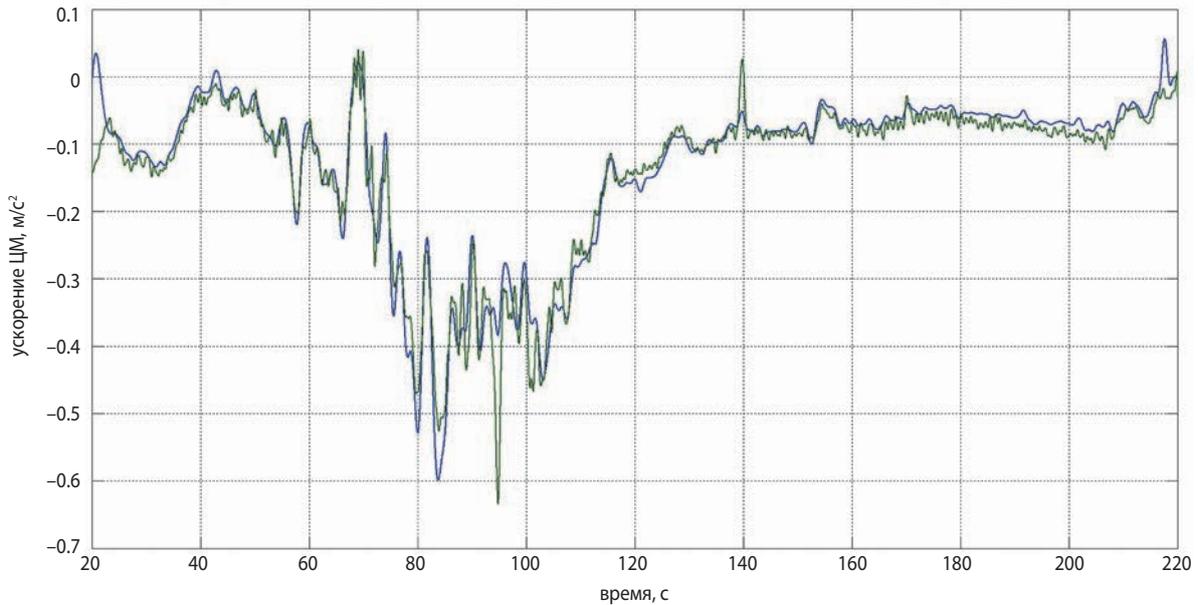


рисунок 1. Оценки линейных ускорений ЦМ изделия в плоскости тангажа с использованием двух типов оценок угловых скоростей

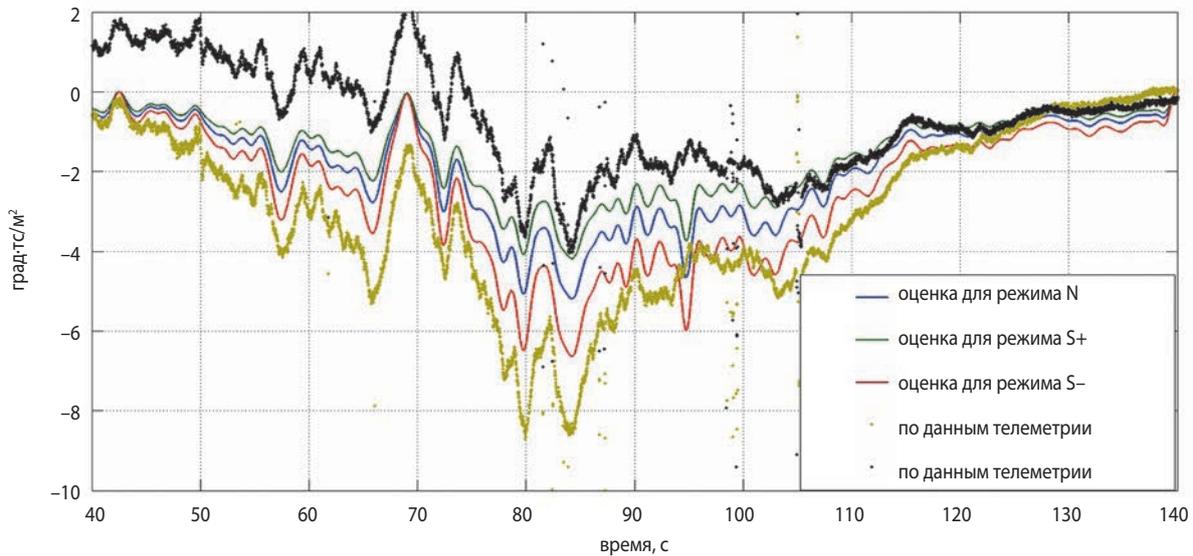


рисунок 2. Полученные в результате обработки телеметрических давлений и кинематических параметров временные зависимости αq

2. Использование методики послепускового анализа нагрузок применительно к РН «Ангара-А5» первого пуска

С использованием разработанного ПМО выполнен послеполётный анализ нагрузок на конструкцию РН «Ангара-А5» первого пуска, главной целью которого является оценка точности предстартового моделирования управляемого движения и расчётов ожидаемых запасов прочности (Лантев М.Ю. и др., 2016).

На рисунке 1 представлены оценки линейных ускорений центра масс (ЦМ) изделия, в которых используются данные по угловым скоростям, полученные с использованием показаний ДУС и на основании обработки данных линейных акселерометров.

С использованием этой информации, а также траекторных данных по массово-инерционным и аэродинамическим параметрам найдены суммарные управляющие усилия в плоскостях тангажа и рыскания и временные зависимости αq , βq .

На рисунке 2 представлены сопоставления различных оценок временных зависимостей параметров αq с использованием данных по аэродинамическим и конструкционным параметрам в номинальном и крайних режимах их разбросов N , $S+$, $S-$ (Афанасьев В.В. и др., 2014).

Представленные графики указывают на высокую степень достоверности определения управляющих и аэродинамических воздействий на конструкцию РН на активном участке траектории.

ПОСЛЕПОЛЁТНЫЙ АНАЛИЗ НАГРУЗОК НА АТМОСФЕРНОМ УЧАСТКЕ ТРАЕКТОРИИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

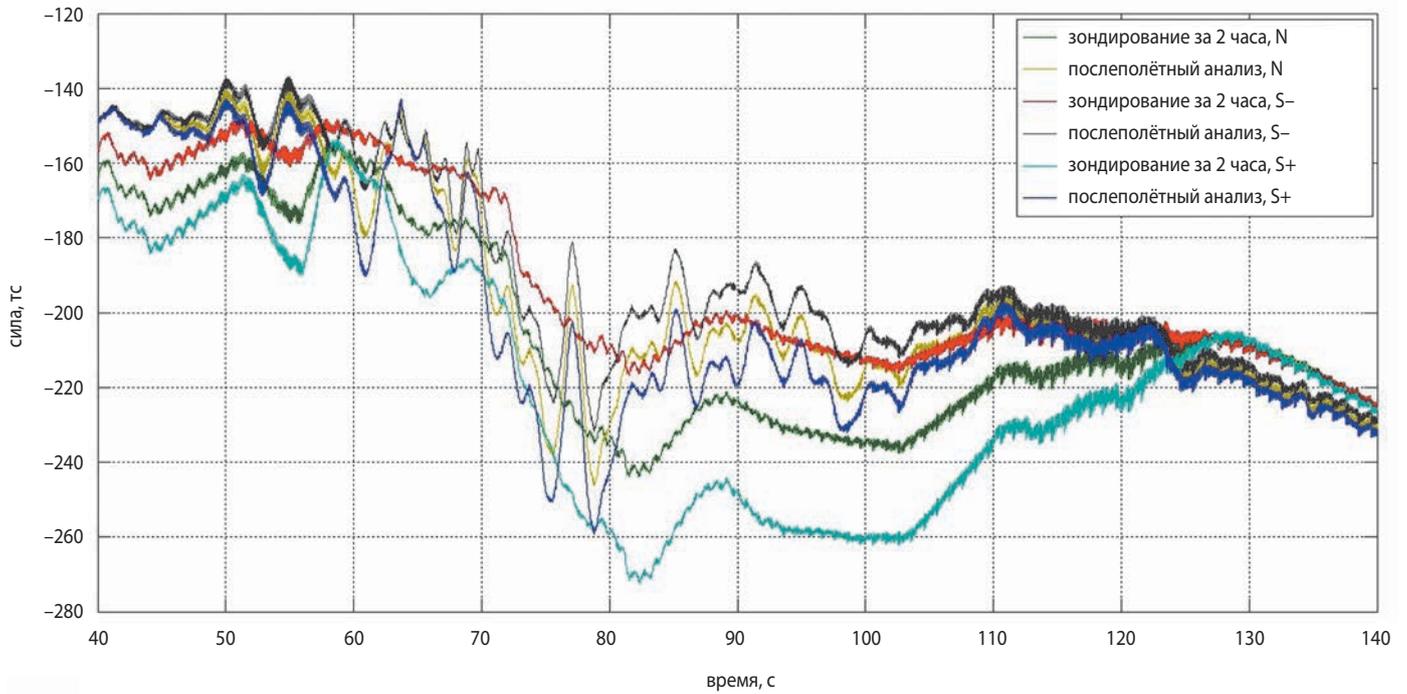


рисунок 3. Расчётные эквивалентные сжимающие усилия в сечении верхнего пояса связей (зона максимального сжатия по ЦБ)

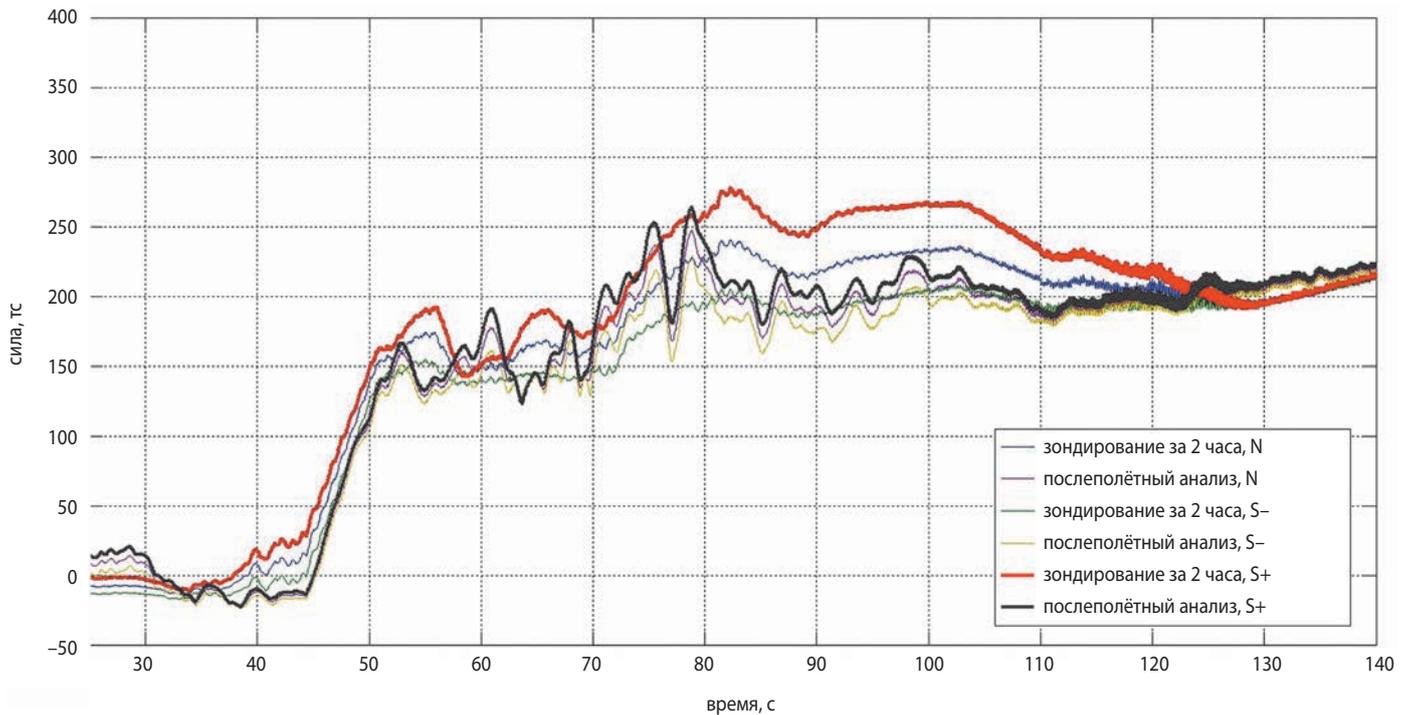


рисунок 4. Расчётные эквивалентные растягивающие усилия в сечении среднего пояса связей (зона максимального растяжения по ЦБ)

Полученные временные зависимости управляющих усилий и параметров αq и βq встроены в массивы исходных данных для ПМО анализа условий нагружения. Результаты сравнения эпюр изгибающих моментов при предстартовом моделировании за 2 часа до пуска и по результатам послеполётного анализа нагрузок показали: предстартовое моделирование позволило оценить нагружение моментом центрального блока в наиболее критическом сечении в запас на $\approx 10\%$.

Сопоставление силовых функций работы двигателей боковых блоков показывает: по характеру представленные процессы предстартового моделирования и полученные в результате послеполётного анализа телеметрии близки между собой, послеполётный анализ показывает колебания управляющего усилия на частотах $\approx 0,3$ Гц (что также наблюдается на телеметрических временных зависимостях параметров αq , βq).

Проанализировано влияние указанных обстоятельств на внутренние силовые факторы в сечениях и узлах конструкции.

На рисунках 3, 4 видно, что по характеру динамические процессы, рассчитанные в рамках предстартового моделирования и послеполётного анализа нагрузок, согласованы между собой.

Таким образом, сопоставление данных по моделированию, анализу телеметрической информации и послеполётному расчёту нагрузок показывает следующее.

1. Полученные на основании анализа телеметрической информации данные по внешним нагружающим факторам (произведения углов атаки и рыскания на скоростные напоры, силовые функции работы двигателей) по своему характеру согласованы с результатами предстартового моделирования по данным зондирования фактической ветровой обстановки за 2 часа до пуска.

Имеются отличия: результаты послеполётного анализа указывают на колебания внешних нагружающих факторов - управляющих органов и параметров αq , βq – на частотах $\approx 0,3$ Гц.

2. Предстартовое моделирование позволило оценить нагружение моментом ЦБ в наиболее критическом сечении в запас на $\approx 10\%$ по сравнению с послеполётным анализом нагрузок.

3. По характеру динамические процессы, рассчитанные в рамках предстартового моделирования и послеполётного анализа нагрузок, согласованы между собой.

Влияние колебаний управляющих усилий проявляется, однако оказывает несущественный вклад по максимальным реализовавшимся амплитудам внутренних силовых факторов в наиболее критических узлах и сечениях конструкции. При этом по экстремальным величинам суммарных изгибающих моментов, а также эквивалентным усилиям растяжения и сжатия в сечениях ЦБ, предстартовое моделирование (в наиболее неблагоприятных режимах) позволило оценить нагрузки в запас на активном участке траектории по сравнению с послеполётным анализом на 5–10%.

заключение

Предложено развитие ПМО для анализа нагрузок на РН пакетной компоновки типа «Ангара-А5» по данным высотно-ветрового зондирования атмосферных параметров, алгоритмы которого построены на методах решения задачи нестационарного динамического отклика полной массово-жесткостной модели РН переменной массы большой размерности. Реализованные алгоритмы позволяют выполнять расчёты на стандартных рабочих станциях за достаточно короткое время.

Предложено дополнение разработанного ПМО для послеполётного анализа нагрузок с использованием подстановки результатов математической обработки телеметрических параметров.

Послеполётный анализ нагрузок применительно к первому пуску РН «Ангара-А5» показал, что по величинам суммарных изгибающих моментов, по усилиям растяжения и сжатия на активном участке траектории предстартовое моделирование позволило оценить нагрузки в запас с завышением на 5–10%.

список литературы

Афанасьева В.В., Динеев В.Г., Докучаев Л.В., Ефимов А.А. и др. Методика численного формирования разбросов физических параметров для имитации предельно допустимых режимов // Космонавтика и ракетостроение. 2014. Вып. 2 (75). С. 89-95.

Бахтин А.Г., Введенский Н.Ю., Лиходед А.И., Петроковский С.А. и др. Математическое моделирование полёта и нагружения ракеты-носителя «Протон-М» по результатам зондирования атмосферы при подготовке к пуску // Тезисы докладов научно-технической конференции «Проблемные вопросы открытия и эксплуатации трасс запусков космических аппаратов, баллистического и метеорологического обеспечения пусков ракет-носителей». ЦЭНКИ. 2010.

Данилюк А.Ю., Клюшников В.Ю., Кузнецов И.И., Осадченко А.С. Проблемы создания перспективных сверхтяжелых ракет-носителей // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 1. С. 10-18.

Данилюк А.Ю., Клюшников В.Ю., Кузнецов И.И., Осадченко А.С. Требования к облику и основным проектным параметрам микроракетного комплекса, предназначенного для запуска малых космических аппаратов размерностей «нано», «пико», «фемто» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 3. С. 107-113.

Кальнин П.П., Пилюя В.К. Климатические изменения скорости ветра в свободной атмосфере в районах космодромов Российской Федерации по данным радиозондовых измерений // Космонавтика и ракетостроение. 2013. Вып. 2 (71). С. 152-159.

Кармишин А.В., Лиходед А.И., Паничкин Н.Г., Сухинин С.Н. Основы отработки прочности ракетно-космических конструкций. М.: Машиностроение, 2007. 480 с.

Лаптев М.Ю., Ли Е.К., Нетребко Р.В., Чулин А.Н. Оценка погрешности ориентации и стабилизации космического аппарата на различных участках орбиты по результатам летных испытаний // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 3. С. 96-103.

Статья поступила в редакцию 31.03.2017 г.

ТРЕБОВАНИЯ К МАТЕРИАЛАМ ДЛЯ ПУБЛИКАЦИИ В ЖУРНАЛЕ

1. К публикации в журнале «Вестник «НПО имени С.А. Лавочкина» принимаются статьи, отвечающие критериям ВАК РФ по научной новизне и апробации представленных результатов натурными экспериментами (испытаниями), летной эксплуатацией или патентами на изобретения (полезные модели).
 2. Статьи из других организаций направляются в адрес АО «НПО Лавочкина» с сопроводительным письмом на имя генерального директора. К статье необходимо приложить оформленный акт экспертизы, заключение комиссии по экспортному контролю и рецензию.
 3. Между авторами статей и редакцией журнала заключается лицензионный договор о передаче неисключительных прав.
 4. Статья должна быть подписана всеми авторами. Объём статьи не должен превышать 15 страниц текста и 8 рисунков. Все страницы должны быть пронумерованы.
 5. Изложение материала должно быть ясным, логически выстроенным в следующей последовательности:
 - индекс УДК (слева);
 - инициалы и фамилии авторов, ученое звание и ученая степень каждого из авторов, должность, место работы (полное название организации, страна, город), контактная информация (e-mail), название статьи, краткая аннотация (5–7 строк), ключевые слова (5–6 слов) на русском языке и на английском языке;
 - основной текст;
 - список литературы.
 6. Рукопись статьи предоставляется в одном экземпляре, напечатанном на принтере на одной стороне стандартного листа формата **A4**.
 7. Набирать текст и формулы необходимо в **MS Word 2010**, используя стандартные шрифты **Times New Roman**, размер – **14**, интервал – **полтора**. Поля со всех сторон – **25 мм**.
 8. Формулы набираются латинским алфавитом, размер шрифта 14. Нумеруются только те формулы, на которые есть ссылки в тексте.
 9. Все используемые буквенные обозначения и аббревиатуры должны быть расшифрованы. Размерность величин должна соответствовать системе СИ.
 10. Элементы списка литературы должны содержать фамилии и инициалы 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.
 11. Рисунки и графики оформляются в **цветном** изображении, должны быть четкими и не требовать перерисовки. Шрифт текста в иллюстративном материале **Arial Reg**, со **строчных букв** (кроме названий и имен).
 12. Таблицы должны быть пронумерованы, иметь краткое наименование, межстрочный интервал в наименовании таблицы одинарный, выравнивание по ширине страницы. Текст в таблице печатается со строчных букв, без полужирного начертания.
 13. К статье следует приложить диск с файлами:
 - сформированной статьи;
 - рисунков, графиков (выполняются в форматах **jpeg** или **tiff** с разрешением не менее 300 dpi и размером не более формата A4);
 - фотографий авторов (размер фотографий не менее 10×15);
 - сведений об авторах.
- В сведениях об авторах следует сообщить: ФИО (полностью), ученое звание, ученую степень, аспирант или соискатель ученой степени, домашний и рабочий телефоны (с кодом города), мобильный (предпочтительней), адрес электронной почты.
- Консультации по правильному оформлению подаваемых материалов Вы можете получить у сотрудников редакции по тел.: 8 (495) 575-55-63.

издатель

ОРДЕНА ЛЕНИНА, ДВАЖДЫ ОРДЕНОВ ТРУДОВОГО КРАСНОГО ЗНАМЕНИ

АО «НПО ЛАВОЧКИНА»

редактор В.В. Ефанов

технический редактор А.В. Савченко

корректоры М.С. Винниченко, Н.В. Пригородова

вёрстка А.Ю. Титова

художественное оформление журнала, обложек, оригинал-макета –

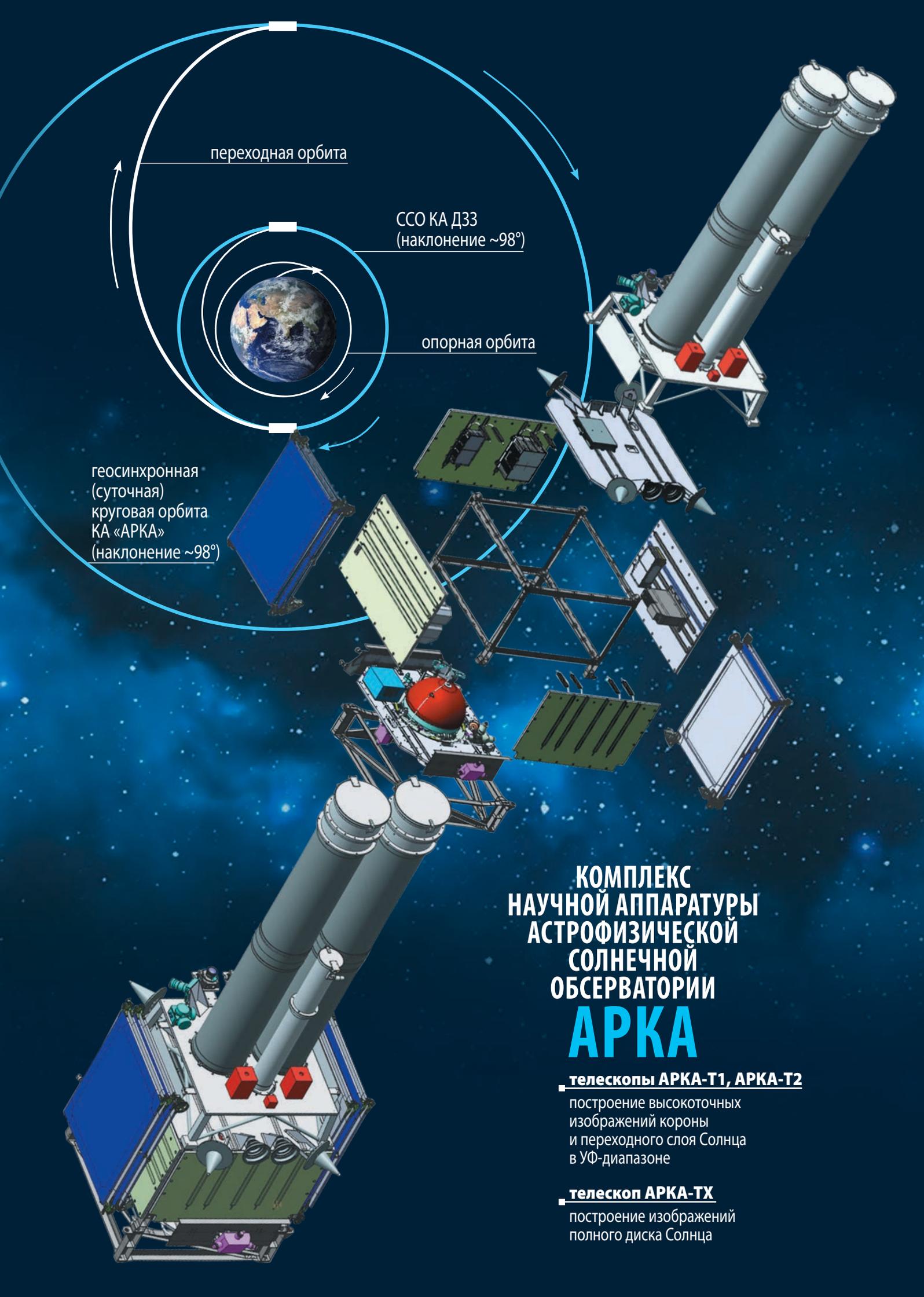
«СТУДИЯ Вячеслава М. ДАВЫДОВА»

подписано в печать 20.07.2017. формат 60×84/8.

бумага офсетная. печать офсетная. объём 14,2 печ. л. тираж 350 экз. цена свободная

отпечатано с готового оригинал-макета в типографии ООО «Трек принт»

Врачебный пр., д. 10, пом. III, ком. 1, г. Москва, 125367



переходная орбита

ССО КА ДЗЗ
(наклонение ~98°)

опорная орбита

геосинхронная
(суточная)
круговая орбита
КА «АРКА»
(наклонение ~98°)

КОМПЛЕКС НАУЧНОЙ АППАРАТУРЫ АСТРОФИЗИЧЕСКОЙ СОЛНЕЧНОЙ ОБСЕРВАТОРИИ **АРКА**

■ телескопы АРКА-Т1, АРКА-Т2

построение высокоточных изображений короны и переходного слоя Солнца в УФ-диапазоне

■ телескоп АРКА-ТХ

построение изображений полного диска Солнца

с 4 по 9 сентября 2017 года в Анапе (Краснодарский край) АО «НПО Лавочкина» проводит II научно-техническую конференцию с международным участием «Инновационные космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований. Актуальные вопросы создания служебных и научных систем»

КОМПЛЕКС НАУЧНОЙ АППАРАТУРЫ НА СПУТНИКЕ РЕЗОНАНС



ELMAWAN

ИА ЧАН (Чехия)
ОНЧ-приёмник



HFA (ВЧА)

ЦБК ПАН (Польша)
ВЧ-приёмник



БЭЛА

ИКИ РАН (РФ)
быстрый анализатор электронов



РПД

ИПФ РАН (РФ)
радиоизмеритель концентрации электронов



КАМЕРА-И

ООО «Астрон-электроника» (РФ)
измеритель ионной компоненты надтепловой плазмы



РЕПИН

блок электроники



датчики плазмы

ИА ЧАН (Чехия)
измеритель тепловой плазмы



РЭМ

ИКИ РАН (РФ)
спектрометр энергичных частиц



КАМЕРА-Э

ООО «Астрон-электроника» (РФ)
измеритель электронной компоненты надтепловой плазмы



ДОК-М

ИЭФ САН (Словакия)
измеритель энергичных частиц кольцевого тока



LEM1-606

ЛЦ ИКИ НАНУ/НКАУ (Украина)
магнитный индукционный датчик



AMEF-WB/ИЭСР-ЗР

блок электроники



электрические датчики

ИКИ БАН (Болгария)
КНЧ-приёмник



РЗ

НИРФИ (РФ)
магнитный датчик



ФМ-7Р

ИЗМИРАН (РФ)
магнитометр



СУСПИ

ИКИ РАН (РФ)
система управления, сбора и передачи информации