



АО «НПО ЛАВОЧКИНА»
с **1965** года является
головным предприятием
в ракетно-космической отрасли
Российской Федерации
по созданию автоматических
космических аппаратов
для фундаментальных
научных исследований
Солнечной системы и Вселенной:

- межпланетных и лунных станций,
- астрофизических
орбитальных обсерваторий,
- искусственных спутников Земли



С
Новым
2021
Годом!

50й НОМЕР
ЖУРНАЛА

читайте
редакционную
статью
на стр. 3

КОСМОНАВТИКА И РАКЕТОСТРОЕНИЕ

ВЕСТНИК
НПО имени С.А. ЛАВОЧКИНА
2020 4/50
октябрь – декабрь

с о д е р ж а н и е

Редакционная статья	3
Сачков М.Е., Бхарат Чандра, Шанти Прабха, Аджин Пракаш, Бинукумар Наир, Сафонова М.В., Рича Рай, Рекеш Мохан, Джаянт Мурти, Шмагин В.Е. Проект индийско-российского УФ-спектрографа для Китайской космической станции (SING)	4
Хамидуллина Н.М., Комбаев Т.Ш., Власенков Е.В., Зефилов И.В., Черников П.С., Артемов М.Е. Радиационные условия на траектории полёта и на борту космического аппарата для исследования астероидов главного пояса	8
Голомазов М.М., Иванков А.А., Мелкишева А.Л. Модель уноса массы высокотемпературного покрытия, используемого для обеспечения теплового режима космических спускаемых аппаратов	12
Бабаков А.В., Шматов С.И. Математическое моделирование и анализ аэродинамического и теплового воздействия на десантный модуль космического аппарата «ЭКЗОМАРС-2020» при мягкой посадке	22
Розин П.Е. Применение расширенного гибридного фильтра Калмана для идентификации параметров бесплатформенной инерциальной системы в составе бортового программного обеспечения космического аппарата.	31
Назаров А.Е. Коррекции высоты перигея и наклона для поддержания динамической устойчивости спутниковых систем непрерывного обслуживания на высокоэллиптических орбитах типа «Молния»	40
Паршуков Л.И., Панин Ю.В., Коржов К.Н. Новая технология электронно-лучевой сварки для соединения разнородных материалов аксиальных тепловых труб	50
Дроздов С.М., Ртищева А.С., Шеметов И.М., Клишин А.Ф., Никитин А.М. Экспериментальное исследование тепловой стойкости трёх типов имитаторов стыков материалов марсианского спускаемого аппарата в гиперзвуковом потоке	55
Ковтун В.С., Павлов А.Н., Соколов Б.В., Павлов Д.А., Воротягин В.Н. Методика оперативной оценки интенсивности и равномерности расходования ресурсов бортовых систем автоматических космических аппаратов	62
Самойлов Н.С., Уханов И.Г., Детенышев Д.С. Применение современных и перспективных механических устройств на основе материалов с эффектом памяти формы в конструкции космических аппаратов	69
Данилкин Н.П., Жбанков Г.А., Журавлев С.В., Репин А.Ю., Романов И.В. Трансионосферное радиозондирование как основа оперативного прогноза для совершенствования коротковолновой радиосвязи	76

журнал является рецензируемым изданием

- журнал включён в базу данных «Российский индекс научного цитирования» (РИНЦ), размещаемую на платформе НАУЧНОЙ ЭЛЕКТРОННОЙ БИБЛИОТЕКИ на сайте <http://www.elibrary.ru>
- журнал включён в перечень российских рецензируемых научных журналов ВАК по группе научных специальностей 05.07.00 авиационная и ракетно-космическая техника
- мнение редакции не всегда совпадает с точкой зрения авторов статей
- редакция не несёт ответственность за содержание рекламы
- рукописи не возвращаются
- при перепечатке материалов ссылка на «ВЕСТНИК «НПО ИМЕНИ 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.laspase.ru>
- подписной индекс 37156 в каталоге «Газеты и журналы» (Роспечать)
© АО «НПО ЛАВОЧКИНА» © авторы статей

ежеквартальный научно-технический журнал издаётся 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@LASPACE.RU
адрес в Интернете: <http://WWW.VESTNIK.LASPACE.RU>

главный редактор –

к.э.н.

Х.Ж. Карчаев

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.т.н.

А.А. Мошнеев

д.т.н.

А.Е. Назаров

д.т.н., профессор

С.Н. Шевченко

к.т.н.

А.Е. Ширшаков

редакционный совет

председатель

к.т.н., профессор

В.А. Колмыков

академик 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

к.т.н.

Е.Н. Кузин

д.т.н., профессор

А.А. Любомудров

академик РАН

М.Я. Маров

д.т.н., профессор

Ю.А. Матвеев

академик

НАН Беларуси

О.Г. Пенязьков

академик РАН

Г.А. Попов

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 № ФС 77-72311
от 01 февраля 2018 г.

ISSN 2075-6941



9 772075 694002

20004



>

chief editor –
c.sc. (ec.) **Kh.Zh. Karchayev**
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. (eng.) **A.A. Moisheev**
d.eng. **A.E. Nazarov**
d.eng., professor **S.N. Shevchenko**
c.sc. (eng.) **A.E. Shirshakov**

editorial council
chairman –
c.sc. (eng.) **V.A. Kolmykov**
academician 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**
c.sc. (eng.) **E.N. Kuzin**
d.eng., professor **A.A. Lyubomudrov**
academician RAN **M.Y. Marov**
d.eng., professor **Y.A. Matveev**
academician NASB **O.G. Penyazkov**
academician RAN **G.A. Popov**
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 № ФС 77-72311
dated February 01, 2018

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

Editorial article	3
Sachkov M.E., Bharat Chandra, Shanti Prabha, Ajin Prakash, Binukumar G. Nair, Safonova M.V., Richa Rai, Rekhes Mohan, Jayant Murthy, Shmagin V.E. The Indo-Russian UV spectrograph project for China Space Station (SING)	4
Khamidullina N.M., Kombaev T.S., Vlasenkov E.V., Zefirov I.V., Chernikov P.S., Artiomov M.E. Radiation environment on the mission trajectory and onboard of spacecraft for research asteroids of main belt	8
Golomazov M.M., Ivankov A.A., Melkisheva A.L. Model of the mass carryover of a high-temperature coating used to ensure the thermal regime of space descent vehicles	12
Babakov A.V., Shmatov S.I. Mathematical modeling and analysis of aerodynamic and thermal effects on the descent module of the spacecraft EXOMARS-2020 during soft landing	22
Rozin P.E. Extended hybrid Kalman filter for identifying parameters of the inertial measurement unit as part of the SC on-board software	31
Nazarov A.E. Corrections of perigee altitude and inclination for maintenance of dynamic stability of the continuous service satellite systems on high-elliptic orbits of Molniya type	40
Parshukov L.I., Panin Y.V., Korzhov K.N. New technology of Electron Beam Welding to Join Dissimilar Materials of Axial Grooved Heat Pipes	50
Drozdov S.M., Rtishcheva A.S., Shemetov I.M., Klishin A.F., Nikitin A.M. Experimental study of the thermal stability of three types materials joints simulators of Martian descent module in the hypersonic flow	55
Kovtun V.S., Pavlov A.N., Sokolov B.V., Pavlov D.A., Vorotyagin V.N. Methodology for the operational assessment of the intensity and uniformity of the expenditure of resources onboard systems of automatic spacecrafts.	62
Samoilov N.S., Ukhanov I.G., Detenyshev D.S. Application of modern and promising mechanical devices based on materials with shape-memory affect in the design of spacecraft	69
Danilkin N.P., Zhibankov G.A., Zhuravlev S.V., Repin A.Y., Romanov I.V. Transionospheric radiosounding as the basis of the near real time forecast for improvement of the shortwave radio communication	76

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, in the group of the scientific categories 05.07.00 aviation and rocket-space technologies
 - 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 IMENI 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.laspase.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@LSPASE.RU
internet: <http://WWW.VESTNIK.LSPASE.RU>

ЖУРНАЛ «ВЕСТНИК «НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА» 4/50 – 2020

Этот, декабрьский, выпуск нашего журнала юбилейный – 50-й. Первый номер вышел в свет в 2009 году, и вскоре журнал был включён в перечень российских рецензируемых научных изданий ВАК, публикующих основные результаты кандидатских и докторских диссертаций.

«Вестник «НПО имени С.А. Лавочкина» – практически единственное в стране периодическое издание, охватывающее все вопросы, касающиеся проектирования автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований: от разработки концепции и долгосрочных перспектив космической деятельности до проектно-конструкторских и технологических решений.

Наш рецензируемый научно-технический журнал является присоединённым к англоязычному журналу «Solar System Research», в котором публикуются избранные статьи из «Вестника» (примерно 50% от всех напечатанных).

На страницах журнала неоднократно были представлены статьи академиков РАН: Л.М. Зеленого, А.А. Боярчука, Н.С. Кардашова, Г.А. Попова, Э.М. Галимова, М.Я. Марова, Р.А. Сюняева, О.М. Алифанова, В.Г. Дегтяря; членов-корреспондентов РАН: Б.М. Шустова, Е.М. Чуразова, Ю.А. Костицына, Э.Л. Акима, И.В. Бармина и авторских коллективов с участием учёных США, ФРГ, КНР, Италии, Испании, Франции, Австралии, Индии, Финляндии, Беларуси, Таджикистана, Казахстана.

Доля статей сторонних авторов в последние годы составляет 20–30%.

«Вестник «НПО имени С.А. Лавочкина», кроме бумажной версии, рассылаемой подписчикам и в библиотеки, а также распространяемой среди авторов публикаций, имеет сетевую версию в Интернете на сайтах: АО «НПО Лавочкина» (<https://www.laspase.ru>), журнала (<http://vestnik.laspase.ru>), научной электронной библиотеки (НЭБ) (<https://elibrary.ru>), где в свободном доступе на русском и английском языке представлены архивы изданий, содержания выпусков, аннотации статей, ключевые слова, а также полный текст статей и другая полезная информация для читателей и авторов журнала.

Для оценки всех поступающих в редакцию материалов по тематике журнала в АО «НПО Лавочкина» создан институт рецензентов, куда входят в основном доктора наук. Они привлекаются к экспертизе рукописей статей по группе научных специальностей 05.07.00 – Авиационная и ракетно-космическая техника. Все рукописи проходят двойную «слепую» экспертизу высококвалифицированных специалистов. Рецензии хранятся в редакции в течение пяти лет, их копии направляются в научную электронную библиотеку и – по запросу – в Министерство науки и высшего образования Российской Федерации.

На основе статей и данных, представляемых редакцией в НЭБ, формируется оценка публикационной активности учёных Общества и уровня издания в целом. Библиометрические показатели, характеризующие эффективность деятельности научных организаций и позиции, занимаемые их журналами в информационно-аналитической системе SCIENCE INDEX, определяются на базе российского индекса научного цитирования (РИНЦ).

Так, по данным НЭБ, на конец 2019 года было обработано 648 статей из «Вестника», и на них имеется 2319 ссылок. Двухлетний импакт-фактор журнала в 2019 году составил 0,630, пятилетний – 0,566, что свидетельствует о достаточно высокой цитируемости публикуемых статей.

Авторы «Вестника» представляют 71 организацию. Среди цитирующих – 171 организация, в том числе Гарвардский и Калифорнийский университеты, Калифорнийский технологический институт и др.

В составе редакционного совета журнала выдающиеся учёные мирового уровня: академики РАН Л.М. Зеленый, О.М. Алифанов, М.Я. Маров, Г.А. Попов; генеральный конструктор по автоматическим космическим аппаратам, доктор технических наук, профессор В.В. Хартов; академик НАН Беларуси О.Г. Пенязков; академик НАН Украины Я.С. Яцкив и другие.

Нужно отметить, что «Вестник» – далеко не единственное печатное издание; в АО «НПО Лавочкина» с начала 2000-х регулярно печатаются рецензируемые книги (монографии, сборники трудов и др.), где отражается тематическое и научное развитие Общества, выходят издания, посвящённые знаменательным датам.

В ряду этих изданий, а также научно-технических журналов, выпускаемых организациями ГК «Роскосмос», наш «Вестник» выделяется фирменным дизайном, интересными информативными оригинальными обложками космической направленности, качественной полиграфией. Все это обеспечивает признание журнала широкой научной общественностью и, несомненно, способствует популяризации космонавтики.

Всех причастных к выпуску «Вестника «НПО имени С.А. Лавочкина» учёных и инженеров АО «НПО Лавочкина», других организаций, а также техническую редакцию «Вестника» поздравляем с юбилейным событием и выражаем надежду на успешное дальнейшее развитие, способствующее росту научной значимости журнала и укреплению ведущих позиций АО «НПО Лавочкина».

Редколлегия журнала

ПРОЕКТ ИНДИЙСКО-РОССИЙСКОГО УФ-СПЕКТРОГРАФА ДЛЯ КИТАЙСКОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ (SING)

М.Е. Сачков¹,
доктор физико-
математических наук,
msachkov@inasan.ru;
М.Е. Sachkov

Бхарат Чандра²,
lbharatcs@gmail.com;
Bharat Chandra

Бинукумар Наир²,
PhD,
binukumarg@gmail.com;
Binukumar G. Nair

М.В. Сафонова²,
PhD,
margarita.safonova62@
gmail.com;
M.V. Safonova

Джайант Мурти²,
PhD,
jmurthy@yahoo.com;
Jayant Murthy

В.Е. Шмагин¹,
csve00@gmail.com;
V.E. Shmagin

THE INDO-RUSSIAN UV SPECTROGRAPH PROJECT FOR CHINA SPACE STATION (SING)

Шанти Прабха²,
PhD,
shanti.prabha@iiap.res.in;
Shanti Prabha

Аджин Пракаш²,
PhD,
ajin.prakash91@gmail.com;
Ajin Prakash

Рича Рай²,
PhD,
richa.rai@iiap.res.in;
Richa Rai

Рекеш Мохан²,
PhD,
reks@iiap.res.in;
Rekhes Mohan

Одной из наиболее важных для астрофизиков частей электромагнитного спектра является ультрафиолетовый диапазон (90–300 нм). Успех миссий GALEX и ASTROSAT/UVIT привёл к формированию нового взгляда на ультрафиолетовое небо с беспрецедентной детализацией протяжённых объектов, таких как, например, планетарные туманности или остатки вспышек сверхновых. Прямые снимки неба позволяют отслеживать морфологию таких объектов, но дают весьма ограниченную информацию о физических условиях: температуре, плотности, полях излучения. Спектроскопические наблюдения позволяют проводить исследования локальных физических условий, но, как правило, только в одной точке протяжённой туманности. Предлагаемый нами спектрограф с высокой целью (SING, Spectroscopic Investigation Of Nebular Gas) позволит отслеживать эмиссионные линии по всей пространственной протяжённости туманностей в диапазоне длин волн 138–270 нм, что будет способствовать более глубокому пониманию их динамики и эволюции. Спектрограф будет работать на борту Китайской космической станции. В статье описаны научные задачи, для решения которых создаётся этот уникальный прибор, его основные характеристики и предварительный дизайн.

Ключевые слова: ультрафиолетовый участок спектра; спектроскопия; космические проекты.

DOI: 10.26162/LS.2020.50.4.001

The ultraviolet wavelength range (90–300 nm) is one of the most important parts of the electromagnetic spectrum for astrophysicists. The success of the GALEX and ASTROSAT/UVIT missions has given a new view on the ultraviolet sky with unprecedented detail of extended objects, such as planetary nebulae or supernova remnants. Direct images of the sky allow us to track the morphology of such objects, but provide very limited information about understanding the physical conditions: temperature, density, and radiation field. Spectroscopic observations make it possible to study local physical conditions, but usually only at one point in an extended nebula. Our proposed long-slit spectrograph (SING, Spectroscopic Investigation Of Nebular Gas) will allow to track emission lines across the entire spatial extended nebulae in the wavelength range of 138–270 nm, which is the key to understanding their dynamics and evolution. The spectrograph will operate on Board the Chinese space station. The article describes the scientific tasks for which this unique device is created, its main characteristics and preliminary design.

Key words: ultraviolet spectral domain; spectroscopy; space missions.

¹ ФГБУН Институт астрономии РАН, Россия, Москва.
Institute of Astronomy of the Russian Academy of Sciences,
Russia, Moscow.

² Индийский институт астрофизики, Бангалор, Индия.
Indian Institute of Astrophysics, Bangalore, India.

Введение

Большая плотность важных с точки зрения астрофизики линий поглощения и излучения в ультрафиолетовом (УФ) спектральном диапазоне длин волн (90–300 нм) повышает его привлекательность для астрономов. Однако вследствие поглощения земной атмосферой он недоступен для наблюдений с поверхности Земли. Именно поэтому приборы для получения данных в УФ (спектрографы, камеры поля, поляриметры) размещаются на космических аппаратах. В течение последних нескольких десятилетий был реализован целый ряд УФ астрофизических миссий и экспериментов, которые позволили сделать поистине революционные открытия в нашем понимании Вселенной. Прямые снимки неба в УФ позволяют отслеживать морфологию протяжённых объектов Вселенной (планетарных туманностей, остатков взрывов сверхновых, молекулярных облаков, галактик). В этой связи впечатляющими являются результаты работы на орбите телескопов GALEX и ASTROSAT/UVIT, камер космического телескопа им. Хаббла (HST), с помощью которых получены изображения с беспрецедентной детализацией. Большие надежды астрономы связывают с блоком камер поля готовящегося к запуску проекта «СПЕКТР-УФ». Однако для полного понимания физических условий (температур, плотностей, полей излучения) в таких объектах требуются спектральные данные. Наблюдения с помощью спектрографов миссий IUE, EUVE, FUSE, HST, блока спектрографов обсерватории «СПЕКТР-УФ» (WSO-UV) (*Shustov B. et al.*, 2018) предоставляют широкие возможности такой диагностики, но большая часть спектроскопических наблюдений УФ-неба сосредотачивается на исследованиях точечных источников, вследствие чего инструменты имеют небольшие поля зрения. Наблюдения протяжённых областей требуют большого количества перенаведений космических телескопов и выделения огромного количества наблюдательного времени, что реализовать практически невозможно. В результате даже для Крабовидной туманности, самого знаменитого остатка взрыва сверхновой, были получены спектральные наблюдения только некоторых отдельных её участков, и до настоящего времени точно оценить энергетику всего объекта не представляется возможным (*Sankrit R. et al.*, 2006). Можно сделать вывод, что ни один из реализованных УФ-экспериментов не обладал уникальным сочетанием спектрального и пространственного разрешения, чувствительности к диффузным источникам и продолжительности полёта, необходимым для исследования физики туманностей и межзвёздной среды (МЗС). Единственным спектроскопическим обзором протяжённых объектов по всему небу в УФ-диапазоне спектра было совместное американо-корейское исследование SPEAR/FIMS (*Edelstein J. et al.*, 2006). В результа-

те были получены важные данные о распределении горячего газа в остатках сверхновых, горячего газа в межзвёздной среде, флуоресценции молекулярного водорода и диффузного рассеянного фона пыли. Однако задача детального исследования этих объектов не была решена.

Разрабатываемый нашей командой прибор для спектральных исследований газа туманностей SING (Spectroscopic Investigation Of Nebular Gas), должен восполнить существующий пробел.

1. Научные задачи спектрографа SING

Спектрограф SING разрабатывается для исследования физических условий в протяжённых (неточечных) объектах Вселенной, включая остатки сверхновых и планетарные туманности в нашей Галактике, области звездообразования в соседних галактиках, протяжённые гало таких галактик. Основная цель – составить карту неба в диапазоне длин волн 138–270 нм с помощью ультрафиолетового спектрографа с высокой (длинной) щелью. В выбранном спектральном диапазоне расположены эмиссионные линии, позволяющие исследовать все фазы межзвёздной среды: горячий газ (в остатках сверхновых, линии углерода C IV 154/155 нм), тёплый газ (в планетарных туманностях, линия азота N III 175 нм) и холодный газ (в молекулярных облаках, линии молекулярного водорода в полосе Вернера, Werner band 143–162 нм).

Одной из главных загадок сегодняшних дней для космологов является следующая: почему содержание первичных изотопов при высоких красных смещениях намного выше, чем при низких красных смещениях. Вполне вероятно, что большая часть недостающих барионов находится в горячем газе внутри и вокруг скоплений, в космической паутине (cosmic web) и в окологалактической среде вокруг галактик. Делаются попытки решать эту задачу по линиям поглощения в спектрах квазаров, однако наиболее эффективным было бы проводить наблюдения в линиях излучения (*Martin D.C. et al.*, 2014). Разрабатываемый нами спектрограф SING нацелен как раз на решение таких задач, и с его помощью будет возможно отслеживать внегалактический горячий газ как внутренних областей скоплений галактик, так и космической паутины.

С помощью прибора SING мы предполагаем исследовать потоки газа в активных ядрах галактик (АЯГ). Большая часть АЯГ имеет сильные оттоки ионизированного газа, который отталкивает падающий газ, таким образом ограничивая аккрецию газа на АЯГ в процессе, называемом отрицательной обратной связью АЯГ (negative AGN feedback). Также может быть положительная обратная связь АЯГ (positive AGN feedback), обусловленная тем, что газ течёт обратно на АЯГ и образует звёзды (*Maiolino R. et al.*, 2017).

Необходим всесторонний обзор для понимания условий того, какой из этих факторов важен. Расположение щели спектрографа поперёк такой галактики позволило бы составить карту скорости на разных радиусах.

Важным направлением исследования будет изучение остатков взрывов сверхновых в нашей Галактике. Взрывные волны от сверхновых могут распространяться в течение тысяч лет, расширяясь и взаимодействуя с окружающей околозвёздной и/или межзвёздной средой. Удары сверхновых проходят через различные фазы МЗС, нагревая газ и передавая ему энергию. Ультрафиолетовые исследования остатков сверхновых до настоящего времени были направлены на изучение отдельных ярких нитевидных участков (*Sankrit R. et al.*, 2006). Как отмечалось выше, для этого требовались многочисленные перенаведения космических телескопов на отдельные участки туманностей и, следовательно, большое количество наблюдательного времени. С помощью спектрографа SING будет возможно наблюдать всю туманность в течение одной экспозиции.

В работе (*Akshaya M.S. et al.*, 2018) было сообщено об обнаружении необъяснимой составляющей диффузного поля УФ-излучения на полюсах Галактики. Исследование этого явления станет одной из наших главных целей. У нас имеется возможность внести значительный научный вклад с помощью такого достаточно скромного инструмента, как SING.

Потенциально SING может быть использован для исследования комет (*Sachkov M.*, 2016).

2. Проект индо-российского спектрографа SING для установки на Китайской модульной космической станции (CSS)

Проект индо-российского спектрографа SING был выбран на конкурсной основе и одобрен для установки на Китайской модульной космической станции в рамках программы международного сотрудничества по использованию CSS для космических экспериментов Управления Организации Объединённых Наций по вопросам космического пространства (UNOOSA). Космическая станция обеспечивает относительно стабильную платформу для наблюдений в течение длительного периода времени. SING будет установлен как сканирующий телескоп и будет наблюдать небо по мере движения станции по орбите вокруг Земли. Имея долгосрочный план наблюдений на CSS, мы планируем провести спектроскопический обзор выбранных участков неба, а полученные данные в дальнейшем будут открыты для международного астрономического сообщества. В настоящее время (ноябрь 2020) происходит согласование точного положения прибора SING на модульной станции. Некоторые параметры станции также могут измениться. При проектировании спектрографа важным

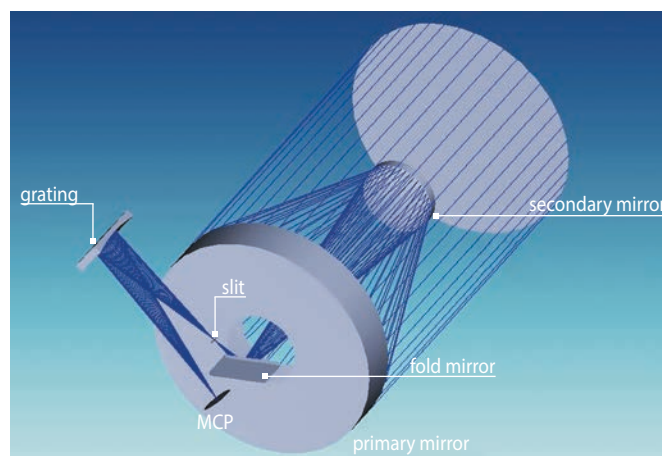
является учёт электромагнитных помех, генерируемых космической станцией (*Любомудров А.А. и др.*, 2018). Спектрограф с длинной щелью, аналогичный прибору SING планируется в дальнейшем и для крупного телескопа OAST (*Шугаров А.С. и др.*, 2019).

До настоящего времени был реализован только один УФ астрономический эксперимент на космической станции – ультрафиолетовый телескоп GLAZAR на борту космической станции «Мир». Однако его чувствительность оказалась ниже, чем ожидалось, и на нем были получены только изображения самых ярких звёзд в УФ-диапазоне (*Tovmassian H.M. et al.*, 1994). SING станет первым ультрафиолетовым спектрографом на борту космической станции.

3. Предварительный дизайн спектрографа SING

Конструкция прибора SING состоит из двух частей: телескопа Кассегрена и спектрографа с высокой щелью (рисунки 1, 2). Рабочий диапазон длин волн от 140 до 270 нм. Хотя большинство современных УФ космических телескопов создаются на основе схемы Ричи – Кретьена, но требования к телескопу прибора SING (компактность, ограничения на длину и кривизну поля зрения) продиктовали выбор схемы Кассегрена с параболическим главным зеркалом и гиперболическим вторичным зеркалом. Фокусное расстояние телескопа составляет 1500 мм.

Спектрограф состоит из длинной изготовленной на заказ гантельной щели и плоской голографической вогнутой решётки. Вогнутая решётка действует одновременно как диспергирующий и как фокусирующий элемент, тем самым уменьшая количество отражений и повышая пропускную способность системы. Приёмник излучения – на основе микроканальных пластин.



primary mirror – главное зеркало; secondary mirror – вторичное зеркало; fold mirror – плоское зеркало; slit – щель спектрографа; grating – вогнутая решётка; MCP – приёмник излучения на основе МКП.

рисунки 1. Оптическая схема прибора SING

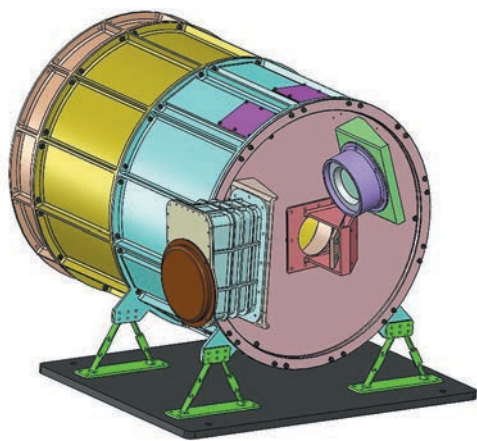


рисунок 2. Внешний вид прибора SING на панели CSS

Сборка и калибровка прибора будут проводиться с использованием стендов, созданных при работе на проектом UVIT/ASTROSAT.

Основные параметры прибора SING приведены в таблице.

таблица – Основные характеристики прибора SING

характеристики	значения
поле зрения (размер щели)	1.13 угл. град×7.6 угл. с
диапазон длин волн	138–270 нм
масштаб в поле зрения	2.42 угл. с/пиксель
спектральное разрешение	0.2 нм на длине волны 222 нм
угловое разрешение	11 угл. с
масса, не более	25 кг
габариты	500×400×400 мм
телескоп	
фокусное расстояние	1500 мм
диаметр главного зеркала	300 мм
детектор	
диаметр	40 мм
материал фотокатода	Cesium Telluride
формат	1675×1675 пиксель

закключение

Предлагаемый индо-российский проект спектрографа с высокой щелью SING для наблюдения протяжённых туманностей в УФ-области спектра, и устанавливаемый на борту Китайской космической станции, является уникальным прибором. Во время уже реализованных проектов получались либо прямые изображения участков неба с высоким пространственным разрешением, либо спектры туманностей, но только в отдельных их частях. Впервые у астрономов появится возможность совместить эти два важных типа наблюдений. Проект SING был выбран на конкурсной основе и одобрен для установки на Китайской модульной космической станции (CSS) в рамках программы международного сотрудничества по использованию CSS для космических экспериментов UNOOSA. Предполагается, что программа наблюдений SING будет скоординирована с научной программой проек-

та «СПЕКТР-УФ», в частности проводимой на спектрографе LSS. Спектрограф проекта «СПЕКТР-УФ» (Sachkov M. et al., 2016) имеет лучшее пространственное разрешение, но гораздо меньшее поле зрения, чем SING. Появится возможность проводить детальные исследования интересных областей газовых туманностей с помощью спектрографа «СПЕКТР-УФ», предварительно изученных инструментом SING.

список литературы

Любомудров А.А., Ефанов В.В., Горюнов В.В., Кузин Е.Н. Электромагнитные помехи, генерируемые в космическом аппарате при электризации // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 2. С. 87-92.

Шугаров А.С., Сачков М.Е., Саванов И.С., Сю Бочан и др. Проект китайско-российского телескопа, собираемого на орбите (OAST)// Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 4. С. 6-10.

Akshaya M.S., Murthy J., Ravichandran S., Henry R.C. et al. The Diffuse Radiation Field at High Galactic Latitudes // The Astrophysical Journal. 2018. Vol. 858. Article id. 101. P. 1-9. Edelstein J., Korpela E.J., Adolfo J., Bowen M. et al. The SPEAR Instrument and On-Orbit Performance // The Astrophysical Journal. 2006. Vol. 644. P. L159-L162.

Maiolino R., Russell H.R., Fabian A.C., Carniani S. et al. Star formation inside a galactic outflow // Nature. 2017. Vol. 544. P. 202-206.

Martin D.C., Chang D., Matuszewski M. et al. Inter-galactic medium emission observations with the cosmic web imager. i. the circum-qso medium of qso 1549+19, and evidence for a filamentary gas in flow // The Astrophysical Journal. 2014. Vol. 786. P. 106.

Sachkov M. Spectral studies of comets in the ultraviolet range and prospects of the WSO-UV project in these studies // Solar System Research. 2016. Vol. 50. P. 294-299.

Sachkov M., Panchuk V., Yushkin M., Fatkhullin T. Optical design of WUVS instrument: WSO-UV spectrographs // Proceedings of the SPIE. 2016. Vol. 9905. ID. 990537. P. 1-6. DOI: 10.1117/12.2233147.

Sankrit R., Blair W.P., Raymond J.C. FUSE Observations of Supernova Remnants // ASP Conference Series. 2006. Vol. 348. P. 319.

Shustov B., Gómez de Castro A.I., Sachkov M., Vallejo J.C. et al. The World Space Observatory Ultraviolet (WSO-UV), as a bridge to future UV astronomy // Astrophysics and Space Science. 2018. Vol. 363. Article id. 62. P. 1-10.

Tovmassian H.M., Khodjayants Y.M., Krmoyan M.N., Isadjanian R.V. et al. GLAZAR-2: A Wide-Field Camera Aboard the MIR Space Station // International Astronomical Union. Symposium proc. 1994. Vol. 161. P. 55.

Статья поступила в редакцию 23.11.2020

Статья после доработки 23.11.2020

Статья принята к публикации 23.11.2020

РАДИАЦИОННЫЕ УСЛОВИЯ НА ТРАЕКТОРИИ ПОЛЁТА И НА БОРТУ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ АСТЕРОИДОВ ГЛАВНОГО ПОЯСА

RADIATION ENVIRONMENT ON THE MISSION TRAJECTORY AND ONBOARD OF SPACECRAFT FOR RESEARCH ASTEROIDS OF MAIN BELT

Н.М. Хамидуллина¹,
кандидат физико-математических наук,
nmx@laspace.ru;
N.M. Khamidullina

Т.Ш. Комбаев²,
kombaew@ya.ru;
T.S. Kombayev

Е.В. Власенков²,
veb@laspace.ru;
E.V. Vlasenkov

И.В. Зефиров¹,
кандидат технических наук,
zefirov@laspace.ru;
I.V. Zefirov

П.С. Черников²,
chernikov@gmail.com;
P.S. Chernikov

М.Е. Артемов¹,
кандидат технических наук,
mike.artimov@mail.ru;
M.E. Artemov

В статье рассматриваются радиационные условия на траектории полёта и на борту космического аппарата для исследования трёх астероидов главного пояса. Проведены расчёты дифференциальных энергетических спектров потоков заряженных частиц на траектории полёта, а также локальные поглощённые дозы в местах расположения бортовой аппаратуры КА, на основе чего сделаны рекомендации по радиационной стойкости комплектующих электрорадиоизделий (ЭРИ).

Ключевые слова: радиационная обстановка на борту космического аппарата; главный пояс астероидов; электроракетная двигательная установка.

DOI: 10.26162/LS.2020.50.4.002

Одной из актуальных задач фундаментальных космических исследований является исследование малых тел Солнечной системы, в частности астероидов главного пояса, что может дать важную информацию о ранних этапах образования Солнечной системы, происхождении планет и их эволюции (Алифанов О.М. и др., 2014). Эффективным методом изучения малых тел Солнечной системы является их исследование с помощью космических аппаратов (КА) с траекторий, проходящих в непосредственной близости от исследуемых объектов (Сачков М.Е., 2018; Лемешевский С.А. и др., 2018). Для обеспечения надёжной работы в космосе служебной и научной аппаратуры, различных конструкций и используемых материалов чрезвычайно важно ещё на стадии

The article deals with the radiation environment on the mission trajectory and onboard of spacecraft for research three asteroids of main belt. Calculations of the differential energy spectra of charged particle fluences on the flight trajectory, as well as local absorbed doses at the locations of the spacecraft onboard equipment, were carried out, on the basis of which recommendations were made for the radiation hardness of electronic components.

Key words: radiation environment onboard of spacecraft; main asteroid belt; electric propulsion system.

проектирования таких КА спрогнозировать радиационные условия, в частности, корректно рассчитать локальные поглощённые дозы, накопленные в местах расположения бортовой аппаратуры (БА) и устройств КА. В свою очередь, эти данные необходимы для анализа радиационной стойкости аппаратуры (ОСТ 134-1034-2012, 2012).

Рассмотрим траекторию пролёта трёх астероидов главного пояса – 55 Pandora, 16 Psyche и 69 Hesperia с помощью КА с электроракетной двигательной установкой. На рисунке 1 представлена зависимость удаления КА от Солнца на протяжении срока активного существования (САС) равного 3116 суткам, с предполагаемой датой старта (выхода из грависферы Земли) 21 декабря 2025 года.

¹ АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.
Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

² Филиал АО «НПО Лавочкина», Россия, г. Калуга.
Affiliate of Lavochkin Association, Russia, Kaluga.

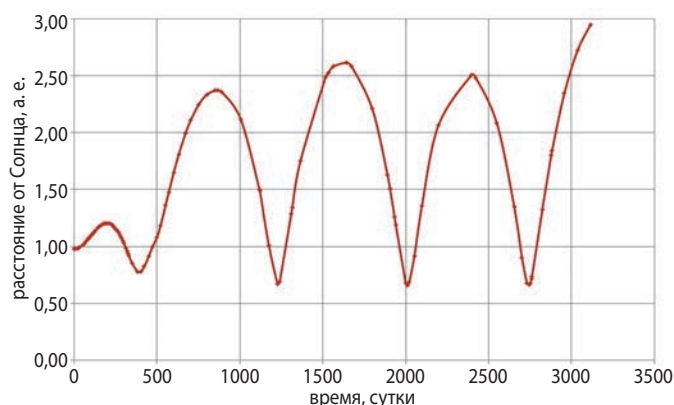


рисунок 1. Удаление КА от Солнца на протяжении САС

КА на траектории полёта подвергается воздействию следующих факторов космического пространства:

- протоны и ионы солнечных космических лучей (СКЛ), возникающие в период солнечных событий (вспышек);
- протоны и ядра галактических космических лучей (ГКЛ), действующих на протяжении всего полёта.

Для расчёта радиационных условий на трассе полёта КА использовалось программно-математическое обеспечение (ПМО) COSRAD, основанное на вероятностной модели СКЛ (ГОСТ Р 25645.165-2001, 2001) и динамической модели ГКЛ (ГОСТ 25645.150-90, 1991). Модели были модифицированы для межпланетных полётов с учётом радиальной зависимости (по мере удаления от Солнца) потоков заряженных частиц, в соответствии с (ОСТ 134-1044-2007-изм. 1, 2016). Для СКЛ изменение потоков описывается следующей зависимостью:

$$F \sim r^{-\alpha},$$

где r – расстояние между точкой регистрации потока и Солнцем.

Значения параметра α меняются следующим образом: $\alpha=3,0$ при $r < 1$ а.е. и $\alpha=1,5$ при $r \geq 1$ а.е.

Изменение потоков частиц ГКЛ при межпланетных полётах учитывается введением зависимости потоков от расстояния до Солнца в модуляционный потенциал следующим образом (ОСТ 134-1044-2007-изм. 1, Прил. В, 2016):

$$R_o(W, r) = R_o(W) \cdot (1 - r/r_b),$$

где r_b – граница гелиосферы, 90 а.е.

При расчёте поглощённых доз от заряженных частиц СКЛ рассматривался случай с вероятностью 0,01 (это означает, что превышение приведённых значений потоков и поглощённых доз за время полёта возможно лишь в 1% случаев). Тем самым, рассматривались наихудшие условия полёта.

Результаты расчётов поглощённых доз за сферическими защитными экранами различной толщины (Al) за САС КА представлены в таблице 1.

таблица 1 – Поглощённые дозы (в Si) за сферическими защитными экранами различной толщины (Al) за САС КА

толщина защиты (Al), г/см ²	СКЛ, рад	ГКЛ, рад	суммарная доза, рад
0,01	$1,55 \cdot 10^5$	38,8	$1,55 \cdot 10^5$
0,03	$5,97 \cdot 10^4$	33,8	$5,97 \cdot 10^4$
0,10	$1,91 \cdot 10^4$	32,5	$1,91 \cdot 10^4$
0,32	$5,41 \cdot 10^3$	32,1	$5,44 \cdot 10^3$
1,00	$1,42 \cdot 10^3$	33,4	$1,45 \cdot 10^3$
3,00	$3,74 \cdot 10^2$	32,7	$4,07 \cdot 10^2$
10,00	82,70	30,4	$1,13 \cdot 10^2$
31,60	17,00	22,7	39,70
100,00	2,97	21,0	23,97

Примечание – толщина 0,10 г/см² – соответствует толщине экранно-вакуумной теплоизоляции (ЭВТИ) КА.

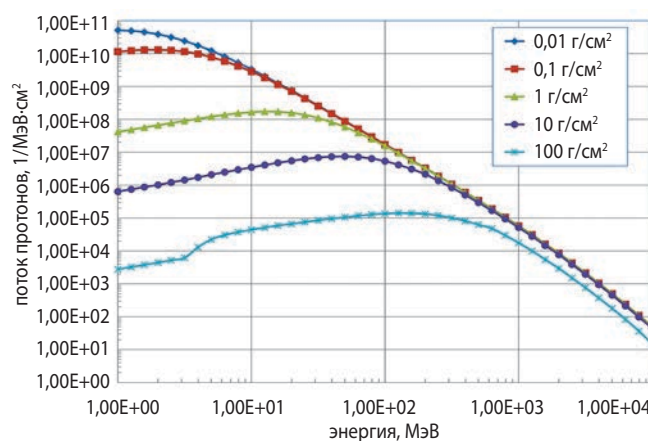


рисунок 2. Дифференциальные энергетические спектры потока протонов СКЛ за сферическими защитными экранами различной толщины

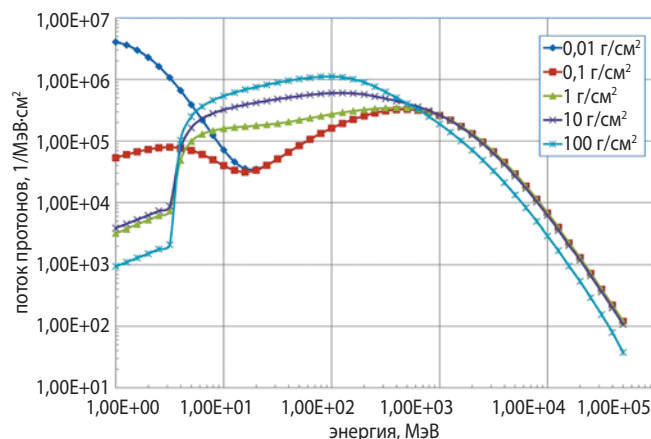
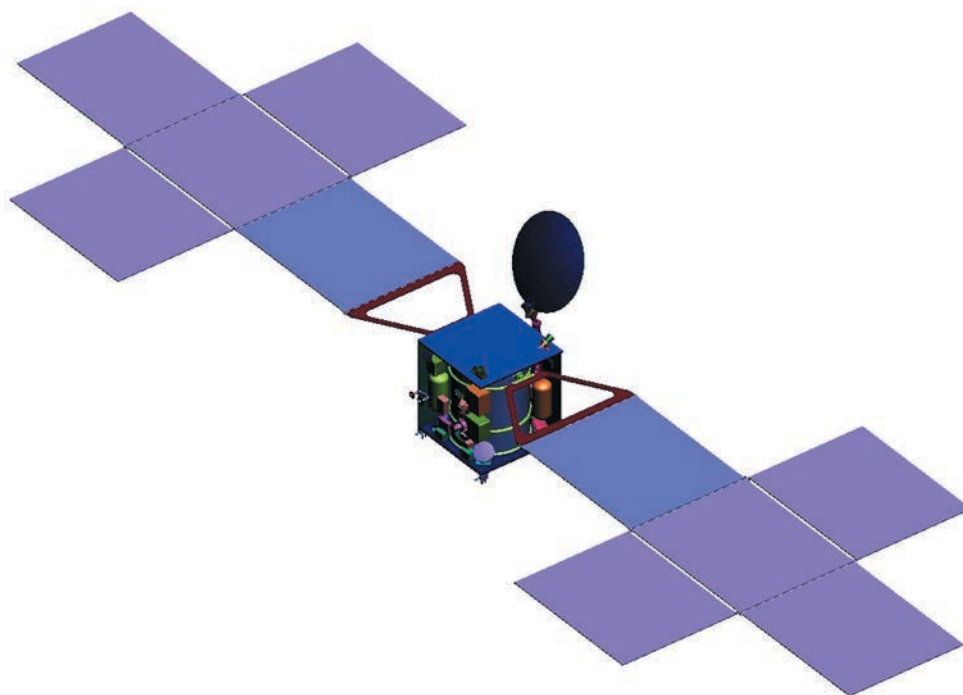


рисунок 3. Дифференциальные энергетические спектры потока протонов ГКЛ за сферическими защитными экранами различной толщины



рисунк 4. Расчётная модель КА (тепловые сотовые панели +Z, -Y условно не показаны)

На рисунках 2 и 3 приведены результаты расчётов дифференциальных энергетических спектров потоков протонов СКЛ и ГКЛ за сферическими защитными экранами различной толщины (AI) за САС КА.

Расчёты локальных поглощённых доз в местах расположения бортовой аппаратуры КА проводились с помощью созданной расчётной модели КА и лицензированного ПМО «LocalDose&SEE», разработанного в АО «НПО Лавочкина» (Пичхадзе К.М., Хамидуллина Н.М., Зефилов И.В., 2006; Хамидуллина Н.М., Зефилов И.В., 2008) и использующего метод секторирования – пространственного интегрирования по расчётной трёхмерной модели

КА функции зависимости величины поглощённой дозы от толщины сферической симметричной защиты.

Исходными данными для ПМО «LocalDose&SEE» служат результаты, приведённые в таблице 1.

Общий вид КА и пространственное расположение бортовой аппаратуры представлены на расчётной трёхмерной модели КА на рисунке 4.

Результаты расчётов локальных поглощённых доз (ЛПД) в местах расположения (т.е. без учёта самого рассматриваемого прибора) БА и бортовых систем за срок активного существования КА представлены в таблице 2.

таблица 2 – Локальные поглощённые дозы в местах расположения БА и бортовых систем за САС КА

место расположения на КА	суммарная локальная поглощённая доза, не более, рад
научная аппаратура и датчики на внешней поверхности КА	$1,07 \cdot 10^4$
двигатели маховики	$5,19 \cdot 10^2$
блоки управления двигателей маховиков	$5,75 \cdot 10^2$
комплекс автоматики и стабилизации	$6,21 \cdot 10^2$
система преобразования и управления	$5,31 \cdot 10^2$
аккумуляторная батарея	$5,42 \cdot 10^2$
бортовой радиокomплекс	$6,68 \cdot 10^2$
бортовой информационно вычислительный комплекс	$5,22 \cdot 10^2$
блок управления	$4,48 \cdot 10^2$
телеметрическая система	$5,42 \cdot 10^2$
запоминающее устройство	$4,66 \cdot 10^2$

Проведённые расчёты позволяют сформировать требования к радиационной стойкости (РС) применяемой в БА КА электронной компонентной базы к ионизирующим излучениям космического пространства (ИИ КП) на КА для исследования астероидов главного пояса. Также разработанная расчётная модель КА позволяет уже на этапе проектирования КА создателям БА оптимизировать массу корпусов БА с точки зрения защиты от ИИ КП с использованием информации о распределении массовой защиты вокруг места установки прибора на КА.

Как следует из данных таблицы 2, уровень требований к стойкости большей части БА достаточно низкий: в случае подтверждения радиационной стойкости ЭРИ справочными данными необходимо использовать ЭРИ с РС не менее 1,5 крад, а в случае подтверждения РС ЭРИ радиационными испытаниями можно применять ЭРИ со стойкостью порядка 0,5–1,0 крад. Следует заметить, что эти оценки носят завышенный характер, т.к. в них использовались значения ЛПД в местах расположения приборов и, соответственно, пренебрегалось ослаблением потоков заряженных частиц и доз стенками приборов.

Исключение составляет научная аппаратура (НА) и датчики, расположенные на внешней поверхности КА. Как следует из данных таблицы 2, ЛПД в местах расположения приборов НА составляет порядка 11 крад. Для определения поглощённых доз внутри приборов (в ЭРИ) необходимо знать их конструкцию, как минимум толщину и материал стенок для максимальной оценки доз. Используя типичное значение толщины стенок 3 мм алюминиевого сплава (плотность 2,7 г/см³), получаем следующее значение толщины стенки в массовых единицах – 0,91 г/см². Значение ЛПД в месте расположения аппаратуры ($1,07 \cdot 10^4$ рад) позволяет с помощью таблицы 1 оценить толщину защиты эффективной сферы, соответствующей «грубой» модели КА, а именно ~0,3 г/см².

Таким образом, суммарная толщина защиты для ЭРИ в приборах НА (с учётом толщины ЭВТИ 0,1 г/см²) составляет ~1,3 г/см², что приводит (см. таблицу 1) к значению ЛПД в местах расположения ЭРИ порядка 1,2 крад. Это позволяет сделать следующий вывод для ЭРИ НА: в случае подтверждения радиационной стойкости ЭРИ справочными данными необходимо использовать ЭРИ с РС не менее 3,6 крад, а в случае подтверждения РС ЭРИ радиационными испытаниями можно применять ЭРИ со стойкостью порядка 1,2–1,5 крад.

В заключение следует отметить, что проведённые расчёты радиационных условий на трассе полёта КА показывают, что для осуществления данной важной

для науки перспективной миссии достаточно в бортовой аппаратуре с трёхкратным (и более!) дозовым запасом использовать элементную базу с невысокой радиационной стойкостью уровня «Industrial».

список литературы

Алифанов О.М., Анфимов Н.А., Беляев В.С., Бодин Б.В. и др. Фундаментальные космические исследования. Кн. 2. Солнечная система. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2014. 456 с.

ГОСТ 25645.150-90. Галактические космические лучи. Модель изменения потоков частиц. М.: Госстандарт, 1991. 11 с.

ГОСТ Р 25645.165-2001. Лучи космические солнечные. Вероятностная модель потоков протонов. М.: Госстандарт, 2001. 12 с.

Лемешевский С.А., Москатиньев И.В., Графодатский О.С., Шириаков А.Е. и др. Космическая транспортная система для освоения малых космических тел // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 2. С. 47-55.

ОСТ 134-1034-2012. Аппаратура, приборы, устройства и оборудование космических аппаратов. Методы испытаний и оценки стойкости бортовой радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов к воздействию электронного и протонного излучений космического пространства по дозовым эффектам. М.: Госстандарт, 2012. 33 с.

ОСТ 134-1044-2007-изм.1. Аппаратура, приборы, устройства и оборудование космических аппаратов. Методы расчета радиационных условий на борту космических аппаратов и установление требований по стойкости радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов к воздействию заряженных частиц космического пространства естественного происхождения. 2016. 252 с.

Пичхадзе К.М., Хамидуллина Н.М., Зефирова И.В. Расчет локальных поглощенных доз с учетом реальной конфигурации космического аппарата // Космические исследования. 2006. Т. 44, № 2. С. 179-182.

Сачков М.Е. Перспективы наземных и внеатмосферных исследований комет и метеоров в эпоху после миссии ROSETTA // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 4. С. 19-23.

Хамидуллина Н.М., Зефирова И.В. Свидетельство о государственной регистрации программ для ЭВМ № 2008613789 «LocalDose&SEE», 08.08.2008 г.

Статья поступила в редакцию 21.10.2020

Статья после доработки 21.10.2020

Статья принята к публикации 21.10.2020

МОДЕЛЬ УНОСА МАССЫ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОГО ПОКРЫТИЯ, ИСПОЛЬЗУЕМОГО ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛОВОГО РЕЖИМА КОСМИЧЕСКИХ СПУСКАЕМЫХ АППАРАТОВ

MODEL OF THE MASS CARRYOVER OF A HIGH- TEMPERATURE COATING USED TO ENSURE THE THERMAL REGIME OF SPACE DESCENT VEHICLES



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



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



А.Л. Мелкишева²,
*melkischeva.anastasia@
yandex.ru;*
A.L. Melkischeva

В статье представлены методика и вычислительный алгоритм для расчёта уноса массы материала высокотемпературного покрытия, используемого для защиты космических аппаратов от теплового воздействия атмосферы при спуске на поверхность планеты. Приведены результаты исследования влияния теплофизических свойств материала покрытия на унос массы и тепловой режим спускаемого аппарата при движении в атмосфере.

*Ключевые слова:
математическая модель;
унос массы;
тепловой режим;
спускаемый аппарат;
траектория.*

DOI: 10.26162/LS.2020.50.4.003

The article presents a methodology and a computational algorithm for calculating the mass carryover of the high-temperature coating material used to protect space descent vehicles from the thermal effect of the atmosphere during descent to the planet's surface. Results are given on the influence of the thermophysical properties of the coating material on the mass carryover and thermal conditions of the descent vehicle when moving in the atmosphere.

*Key words:
mathematical model;
mass carryover;
thermal conditions;
descent vehicle;
trajectory.*

¹ ФГБУН Институт автоматизации проектирования РАН, Россия, г. Москва.
Institute for Computer Aided Design of the Russian Academy of Sciences, Russia, Moscow.

² АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.
Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

Введение

Движение космического спускаемого аппарата (СА) в плотных слоях атмосферы планеты сопровождается тепловым и силовым воздействием набегающего потока газа на конструкцию аппарата. Для защиты от этих воздействий на поверхность СА наносится высокотемпературное покрытие, блокирующее приток тепла к конструкции и обеспечивающее тепловой режим аппарата при движении в атмосфере (Финченко В.С. и др., 2019).

В настоящей статье представлена расчётная модель для определения уноса массы внешнего высокотемпературного покрытия СА в процессе его теплового разрушения на этапе аэродинамического торможения в атмосфере планеты (Венера, Земля и др.). Исследовалось влияние теплофизических свойств материала покрытия на его массовый унос. Полученные результаты использовались для учёта влияния разброса значений теплофизических характеристик материала покрытия на соответствующие изменения уноса массы СА, определяющие тепловой режим аппарата и влияющие на траекторию его полёта.

Отклонения теплофизических характеристик покрытия могут быть связаны как с особенностями технологического и производственного процесса при изготовлении и нанесении покрытия на поверхность СА, так и с погрешностями в определении теплофизических свойств материалов при проведении соответствующих испытаний. Поэтому для разработчиков систем обеспечения теплового режима (СОТР) СА необходимо знать, каким образом СОТР, предназначенная для номинальных (базовых) значений теплофизических параметров материала покры-

тия, зависит от их отклонений (разбросов) в пределах $\sim 10...15\%$.

Модель уноса материала покрытия реализована в общей постановке и применима для различных материалов, используемых в качестве внешних покрытий СА в широком диапазоне начальных и граничных условий.

1. Постановка задачи

Для проведения расчётов газодинамического и теплового воздействия атмосферного потока на аппарат используется комплексный подход (Голомазов М.М., Иванков А.А., 2017), в рамках которого совместно с определением траектории движения СА решается внешняя задача обтекания аппарата потоком газа с определением газодинамического поля течения и лучисто-конвективного теплообмена возле обтекаемой поверхности. Одновременно решается внутренняя задача теплообмена с определением прогрева конструкции СА и уноса массы высокотемпературного покрытия (если реализуются условия разрушения материала) как с внешней (обтекаемой газом) поверхности, так и с внутренних слоев покрытия. Такой подход позволяет при совместном решении газодинамической и тепловой задач точнее решить общую задачу теплового проектирования – обеспечение теплового режима СА на этапе аэродинамического торможения в атмосфере планеты. Важность учёта процессов термического разложения материалов, используемых в конструкциях посадочных КА, под воздействием интенсивных тепловых потоков отмечена в работе (Запонов А.Э. и др., 2019).

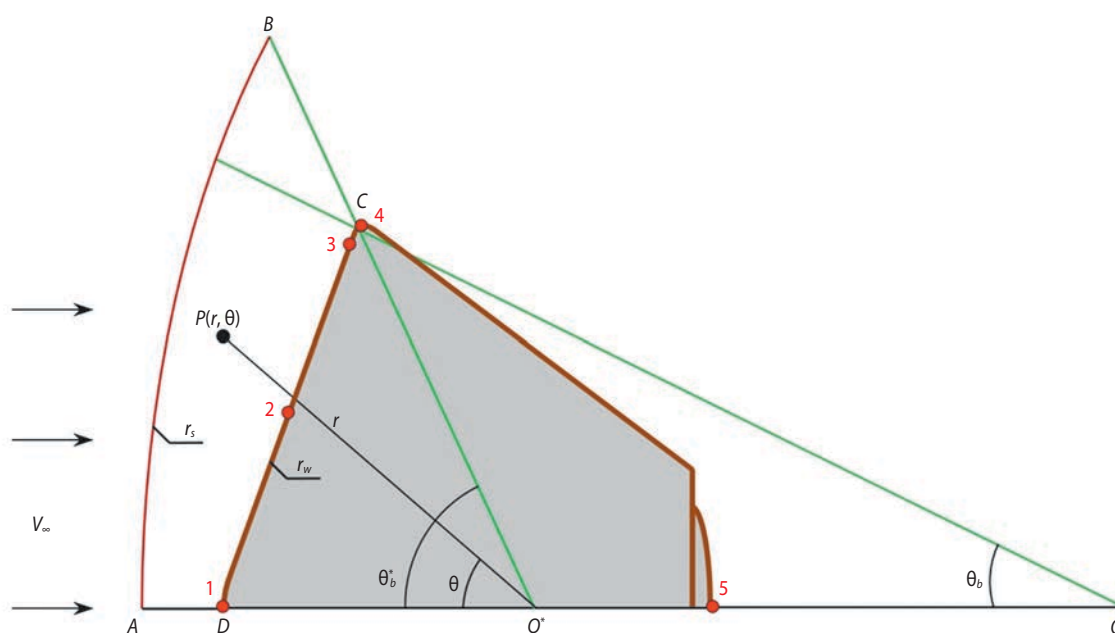


рисунок 1. Физическая картина течения газа возле СА

1.1. Расчёт поля течения и внешнего теплообмена возле СА

Расчёт поля течения и теплообмена у поверхности аппарата проводится с использованием системы уравнений радиационной газовой динамики (РГД) (Борисов В.М., Иванков А.А., 1992), в которой лучистый теплообмен учитывается в P_1 -приближении метода сферических гармоник (МСГ).

Расчёт траектории движения СА в атмосфере планеты ведётся с использованием системы уравнений баллистики, в которой предполагается, что движение аппарата происходит под действием аэродинамических сил и силы тяготения планеты, имеющей сферическую форму и центральное поле тяготения. Движение аппарата вокруг центра масс не рассматривается.

На рисунке 1 в исследуемом осесимметричном случае приведены газодинамическая картина течения и область решения задачи обтекания $ABCD$. В плоскости, проходящей через ось симметрии течения, изображены: образующие поверхностей – ударной волны r_s , обтекаемой поверхности тела r_w и верхнего граничного луча с углом наклона θ_b . Расчётная область $ABCD$ ограничена ударной волной r_s , осью симметрии AD , образующей поверхности тела r_w и верхним граничным лучом θ_b .

В области решения задачи обтекания СА течение газа дозвуковое и сверхзвуковое, с большими величинами давления и температуры газа, значительными величинами градиентов этих функций. Пренебрегается вязкостью и теплопроводностью газа; предполагается, что газ находится в состоянии локального термодинамического равновесия, что справедливо для исследуемого диапазона высот и интенсивного теплового воздействия атмосферы на аппарат.

Система уравнений РГД для установившихся пространственных (в общем случае) течений газа имеет вид:

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

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

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

$$\nabla \cdot \Pi_v = K_v \bar{H}_v, \quad \Pi_v = -\frac{4\pi}{3} \left(B_v - \frac{1}{4\pi K_v} \nabla \cdot \bar{H}_v \right) E, \quad (2)$$

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

Здесь ∇ – оператор градиента в трёхмерном евклидовом пространстве с радиус-вектором $\bar{r}$; $\bar{V}$ – вектор скорости газа; ρ, h, P, T, K_v – соответственно плот-

ность, удельная энтальпия, давление, температура газа и коэффициент поглощения излучения; $\bar{H}_v$ – 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.

Система уравнений состоит из двух подсистем: газодинамическая подсистема (1) включает законы сохранения массы, импульса и энергии для частицы газа; тепловая подсистема (2), соответствующая P_1 -приближению МСГ, содержит закон равновесия для излучающе-поглощающей среды и реологическое соотношение, которое даёт выражение для тензора Π_v .

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

Для функций поля излучения на поверхностях разрыва непрерывны нормальная компонента вектора $\bar{H}_v$ и компонента тензора Π_v – диагонального в P_1 -приближении. Переход от спектральных характеристик поля излучения к интегральным осуществляется в многогрупповом приближении в рамках 10-ступенчатой спектральной модели, представленной в документе РД 50-25645.114-84.

Краевая задача состоит в определении неизвестных функций – положения ударной волны r_s и значений интегральной 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 u 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. Подробно метод решения внешней задачи обтекания с определением газодинамического поля течения и лучистого теплообмена представлен в работе (Финченко В.С. и др., 2018).

При расчёте конвективных тепловых потоков используется приближённая методика, разработанная по результатам расчётных и экспериментальных работ, выполненных в ракетно-космической отрасли (Голомазов М.М., Иванков А.А., 2017). 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 СА, в качестве которого выбирается диаметр миделевого сечения аппарата D_m .

1.2. Расчёт прогрева стенки конструкции СА и уноса материала высокотемпературного покрытия

Расчёт прогрева стенки конструкции СА и уноса массы с поверхности высокотемпературного покрытия при тепловом воздействии атмосферного газового потока проводится в одномерной постановке, поскольку в исследуемом случае температурные градиенты в материале в нормальном к обтекаемой поверхности направлении существенно больше, чем в касательном. Используется нестационарное уравнение теплопроводности, дополненное учётом процессов внутреннего термического разложения материалов и фильтрации газа (Иванков А.А., 2012)

$$C\rho \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x} \left[\lambda(x) \frac{\partial T}{\partial x} \right] - C_g G_g \frac{\partial T}{\partial x} - Q_d, \quad (3)$$

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

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 СА; 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 (3) $C(x)$, $\rho(x)$ и $\lambda(x)$ – имеют сильный разрыв на стыке материалов с различными теплофизическими свойствами многослойной стенки СА. 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

$$T(0, x) = T_b(x), \quad 0 \leq x \leq \delta, \quad t=0. \quad (4)$$

Унос материала с обтекаемой поверхности описывают граничные условия 1-го рода. Принято, что унос материала начинается при достижении на поверхности материала его температуры разрушения T_d

$$T(t, x) = T_{d0}, \quad x = x_{d0}(t); \quad 0 \leq x_{d0} \leq \delta, \quad 0 < t \leq t_f, \quad (5)$$

где $x_{d0}(t)$ – положение разрушаемой поверхности, определяемое в процессе решения уравнения (3). Скорость разрушения обтекаемой газом поверхности находится из соотношения

$$V_{d0} = \frac{q_0 - \varepsilon_0 \sigma T^4}{\rho_0 I_{ef0}}, \quad (6)$$

где q_0 – суммарный тепловой поток к поверхности; ε_0 – степень черноты; σ – постоянная Стефана – Больцмана; I_{ef0} – эффективная энтальпия разрушения материала; индекс «0» относится к внешней поверхности покрытия. В формуле (6) пренебрегается тепловым потоком, идущим на нагрев стенки, что приводит к незначительному завышению уноса материала.

Если температура поверхности материала не достигает температуры разрушения T_d , то вместо условия 1-го рода (5) задаётся условие 2-го рода

$$-\lambda \frac{\partial T}{\partial x} = q_0 - \varepsilon_0 \sigma T^4, \quad x = x_{d0}, \quad 0 < t \leq t_f. \quad (7)$$

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

$$\lambda \frac{\partial T}{\partial x} = q_1 - \varepsilon_1 \sigma T^4, \quad x = \delta, \quad 0 < t \leq t_f, \quad (8)$$

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)

$$V_{dk} = \frac{[q]_k}{\rho_k I_{efk}}, \quad (9)$$

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

Решение уравнения (3) определяется при заданных начальных условиях (4) и следующих граничных условиях:

- на внешней поверхности СА задаётся условие (5) с учётом соотношения (6) или условие (7);
- на внутренней поверхности СА задаётся условие (8).

Если разрушение материалов происходит внутри стенки, то вместе с граничным условием 1-го рода используется соотношение (9).

1.3. Расчёт потери массы СА при тепловом разрушении высокотемпературного покрытия

Определим потерю массы аппарата ΔM за счёт разрушения материала покрытия при тепловом воздействии атмосферы.

Скорость уноса массы dM/dt вдоль траектории движения СА определяется следующим образом. Из решения уравнения теплопроводности находится распределение значения толщины уноса покрытия $\Delta\delta$ вдоль образующей поверхности S в виде

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

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 (см. рисунок 1), и для значения толщины уноса $\Delta\delta$ в заданной точке поверхности СА через скорость уноса массы V_{d0} имеют вид

$$dS = r^2 \sin \theta d\theta d\phi \left(1 + \left(\frac{dr}{r d\theta} \right)^2 \right)^{0.5}, \quad \Delta\delta(\theta) = V_{d0} dt,$$

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, вычисляемое вдоль образующей поверхности

$$\begin{aligned} dV &= \int_S \Delta\delta(\bar{r}) dS = \int_0^{2\pi} d\phi \int_0^{\theta_b} \Delta\delta(\theta) r_w^2(\theta) \sin \theta \left(1 + \left(\frac{dr_w}{r d\theta} \right)^2 \right)^{0.5} d\theta = \\ &= 2\pi \left(\int_0^{\theta_b} V_{d0} r_w^2(\theta) \sin \theta \left(1 + \left(\frac{dr_w}{r d\theta} \right)^2 \right)^{0.5} d\theta \right) dt. \end{aligned}$$

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

$$\begin{aligned} \Delta M &= \rho_m dV = 2\pi \rho_m \left(\int_0^{\theta_b} V_{d0} r_w^2(\theta) \sin \theta \times \right. \\ &\times \left. \left(1 + \left(\frac{dr_w}{r d\theta} \right)^2 \right)^{0.5} d\theta \right) dt, \end{aligned} \quad (10)$$

а скорость уноса массы – выражением

$$\frac{dM}{dt} = 2\pi \rho_m \left(\int_0^{\theta_b} V_{d0} r_w^2(\theta) \sin \theta \left(1 + \left(\frac{dr_w}{r d\theta} \right)^2 \right)^{0.5} d\theta \right). \quad (11)$$

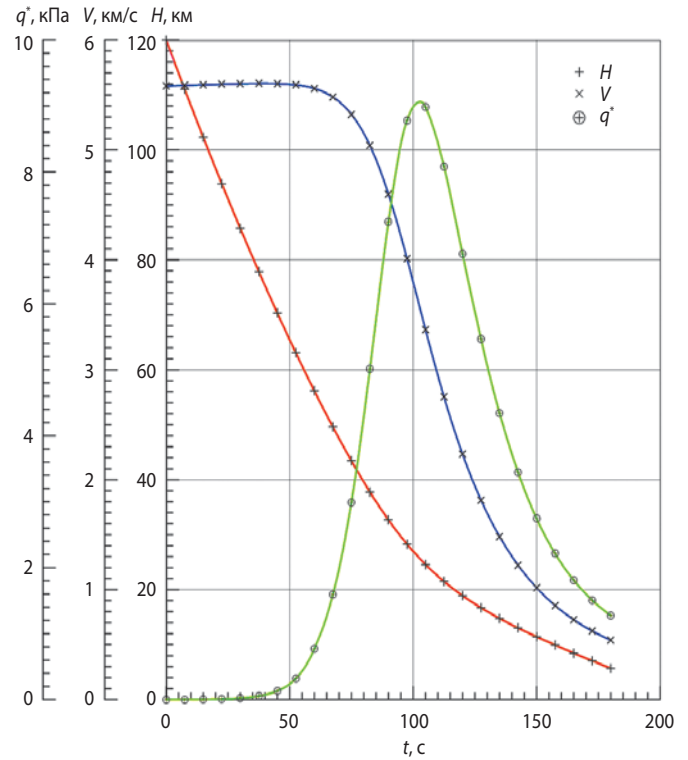


рисунок 2. Параметры траектории входа СА в атмосферу планеты

При отсутствии термического разрушения материала покрытия масса аппарата остаётся неизменной.

Подробно метод численного интегрирования выражений (10) и (11) представлен в работе (Голомазов М.М., Иванков А.А., 2017).

2. Результаты расчётов

В качестве условий входа СА в атмосферу планеты рассматривались следующие начальные значения баллистических параметров: высота $H_0 = 120$ км, скорость $V_0 = 5580$ м/с, угол $\theta_0 = -12.6^\circ$. Начальная масса СА полагалась равной 2000 кг. В расчётах использовались аэродинамические характеристики исследуемой формы СА по результатам работ (Голомазов М.М., Иванков А.А., 2018). Модель атмосферы выбиралась по результатам работы (Millour E. et al., 2014).

Особенности конфигурации аппарата приведены на рисунке 1.

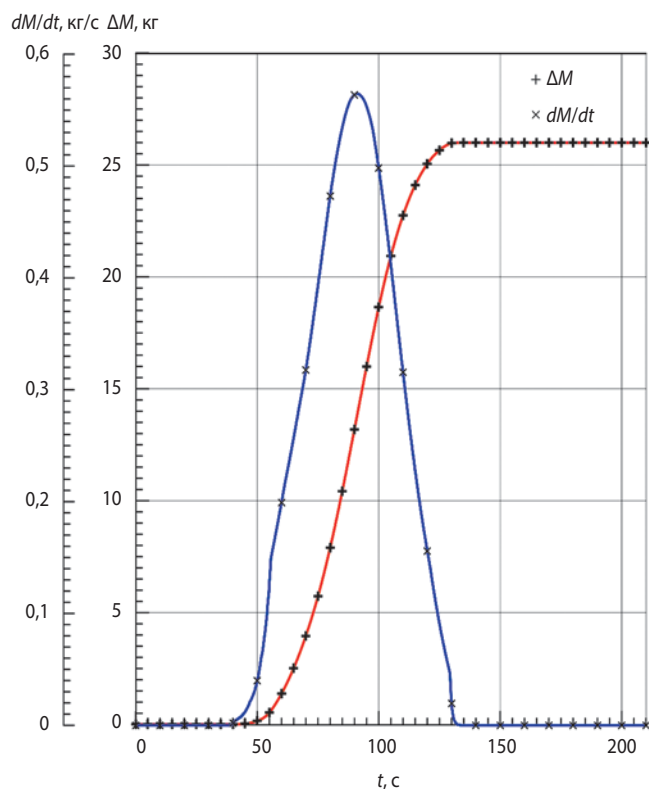
Описание аэродинамической формы и конструкции стенки СА представлено в работе (Голомазов М.М., Иванков А.А., 2017), согласно которой стенка СА представляет собой пятислойную конструкцию, где 1-й слой – высокотемпературное покрытие – композиционный материал с плотностью 750 кг/м³ и температурой разрушения 677°C (950 K); 2-й слой – конструкция из стеклотекстолита; слои с 3-го по 5-й – составная несущая конструкция СА, включающая обкладки из углепластика (слои 3-й и 5-й), между которыми –

алюминиевые соты (4-й слой). К конструкции стенки СА предъявляются следующие требования по тепловому режиму: допустимая температура $T_{д,1-2}$ стыка слоёв 1-2 – $T_{д,1-2} \leq 450^\circ\text{C}$ (723 К), а несущей конструкции СА (слои 3-5) $T_{д,3-5} - T_{д,3-5} \leq 130^\circ\text{C}$ (403 К).

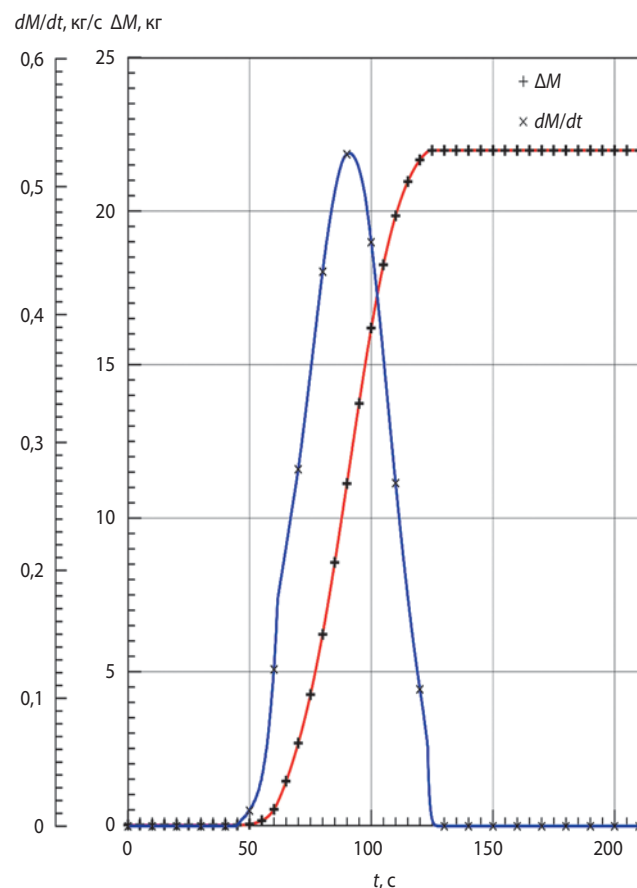
На рисунке 2 представлены баллистические параметры исследуемой траектории: высота H , скорость V и скоростной напор $q^* = \rho V^2/2$.

В рамках разработанной расчётной модели уноса массы СА проводились исследования влияния на унос покрытия его теплофизических свойств, таких как удельная теплоёмкость C , плотность ρ и коэффициент теплопроводности λ , а также температура разрушения T_{d0} и эффективная энтальпия разрушения I_{ef0} . Одновременно учитывалось влияние исследуемых процессов на тепловой режим аппарата.

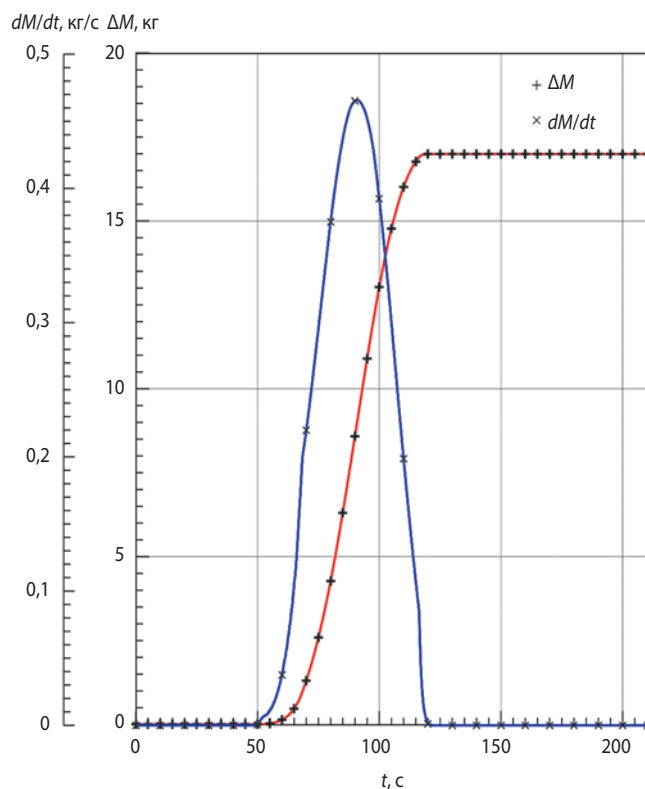
В ходе предварительных расчётов было установлено, что влияние на унос массы покрытия таких свойств, как удельная теплоёмкость C , плотность ρ и коэффициент теплопроводности λ по сравнению с влиянием температуры разрушения T_d и эффективной энтальпии разрушения I_{ef} было незначительным $\sim$ менее 0.5%, поэтому в дальнейших расчётах основное внимание было уделено исследованию влияния именно параметров T_{d0} и I_{ef0} . В последующем изложении будем опускать нижний индекс «0» в обозначении величин T_{d0} и I_{ef0} , подразумевая, что речь идёт о свойствах именно внешнего высокотемпературного покрытия.



рисунк 3. Распределение уноса ΔM и скорости уноса dM/dt массы покрытия для $T_{di}=800$ К



рисунк 4. Распределение уноса ΔM и скорости уноса dM/dt массы покрытия для $T_{di}=950$ К



рисунк 5. Распределение уноса ΔM и скорости уноса dM/dt массы покрытия для $T_{di}=1100$ К

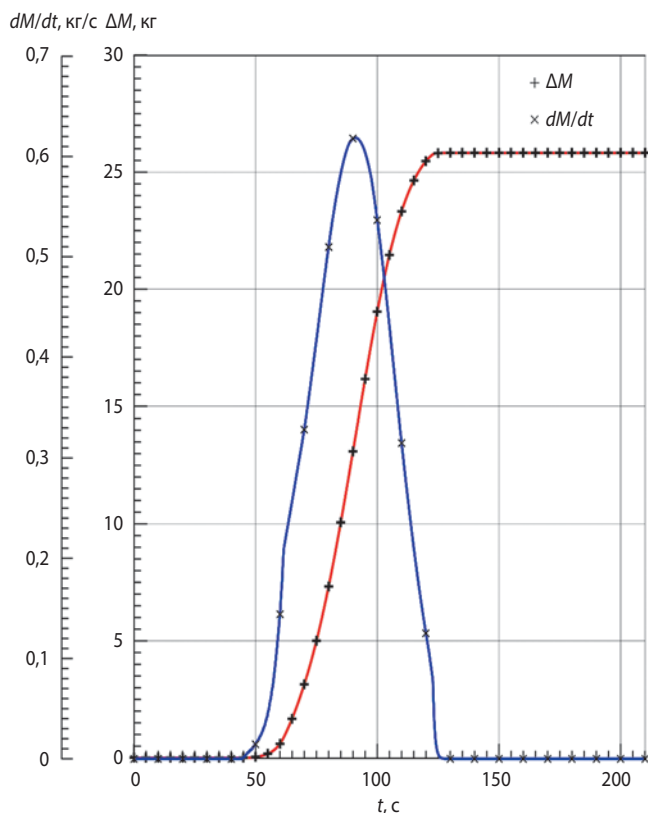


рисунок 6. Распределение уноса ΔM и скорости уноса dM/dt массы покрытия для $\bar{I}=0.85$

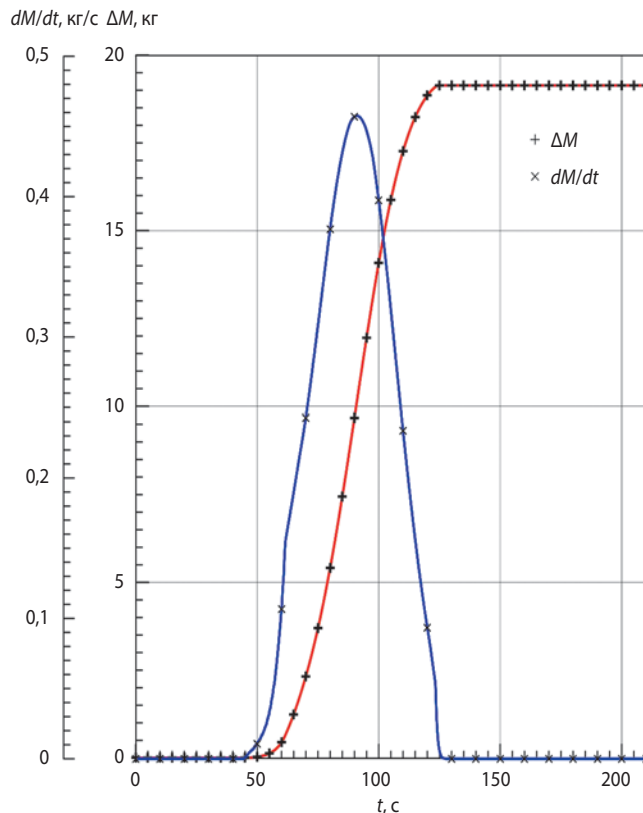


рисунок 7. Распределение уноса ΔM и скорости уноса dM/dt массы покрытия для $\bar{I}=1.15$

2.1. Исследование влияния температуры поверхности покрытия на унос массы покрытия

В данном разделе представлены результаты влияния на унос материала покрытия значения температуры разрушения T_d . Необходимость расчёта обусловлена тем, что значение T_d для материалов высокотемпературных покрытий определяется с погрешностью до $\pm 10...15\%$. Поэтому необходимо знать, как такая погрешность в определении температуры разрушения материала T_d влияет на унос массы и на тепловой режим СА.

Ответ на этот вопрос не вполне очевидный. Действительно, с одной стороны, увеличение T_d приводит к уменьшению величины уноса покрытия (за счёт уменьшения интервала разрушения), а с другой – к увеличению уровня температуры многослойной стенки СА, и, как следствие, к повышению температуры его несущей конструкции. Напротив, уменьшение T_d приводит к увеличению уноса покрытия и одновременно – к снижению уровня температуры стенки и несущей конструкции аппарата. Из физических соображений очевидно, что уменьшение температуры T_d (при фиксированном значении эффективной энтальпии I_{ef}) повышает эффективность покрытия, поскольку процессы теплового разрушения материала протекают с большим поглощением

тепла и, в конечном итоге, приводят к более эффективному отводу тепла от конструкции стенки.

В расчётах значение температуры разрушения T_d варьировалось в пределах ± 150 К от исходного (номинального) значения $T_d=950$ К при фиксированном (номинальном) значении энтальпии разрушения I_{ef} , которое определялось по зависимостям энтальпии разрушения от удельного теплового потока вида $I_{ef}(q)$, полученным в табличном виде по результатам тепловых испытаний.

На рисунках 3, 4 и 5 представлены результаты расчётов распределения вдоль траектории СА уноса массы ΔM с поверхности аппарата и скорости уноса массы dM/dt соответственно для значений $T_{di}=800, 950$ (номинальное значение) и 1100 К. Согласно представленным результатам, последовательное увеличение температуры T_d приводит к соответствующему уменьшению уноса массы ΔM и скорости уноса dM/dt . В этих расчётах при вариации T_d значение ΔM уменьшалось в пределах от 26 до 17 кг, а максимальное значение dM/dt – в пределах от 0.57 до 0.47 кг/с.

Результаты на рисунках 3...5 сведены в таблицу 1, в которой приведены рассчитанные значения величины уноса массы ΔM вдоль исследуемой траектории и максимальные значения скорости уноса массы $(dM/dt)_m$ СА, а также моменты времени t_m , в которые достигались эти значения.

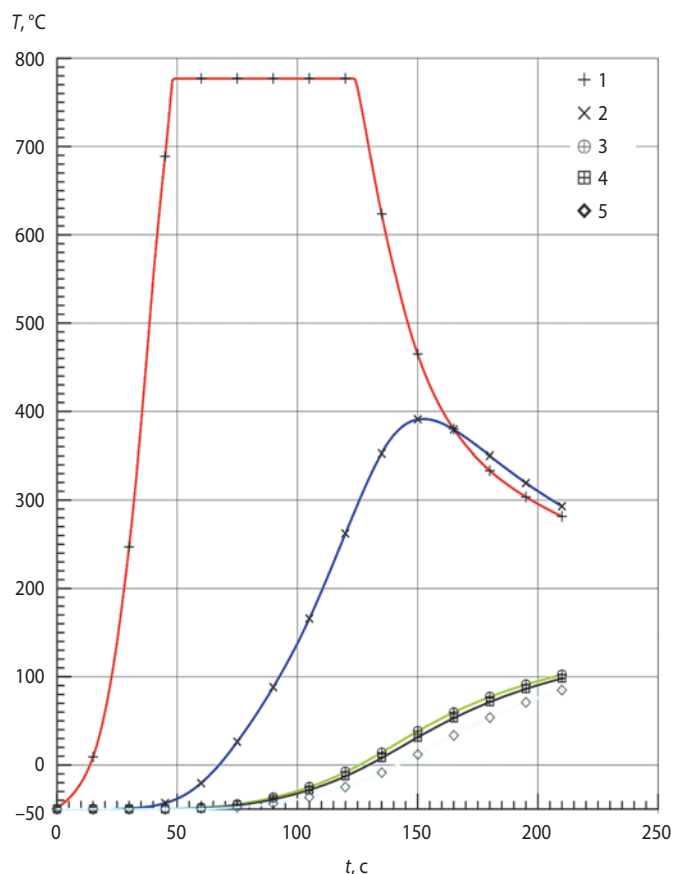


рисунок 8. Распределение температуры по сечению стенки для $T_d=1050$ К и $\bar{I}_{ef,i}=1.1$

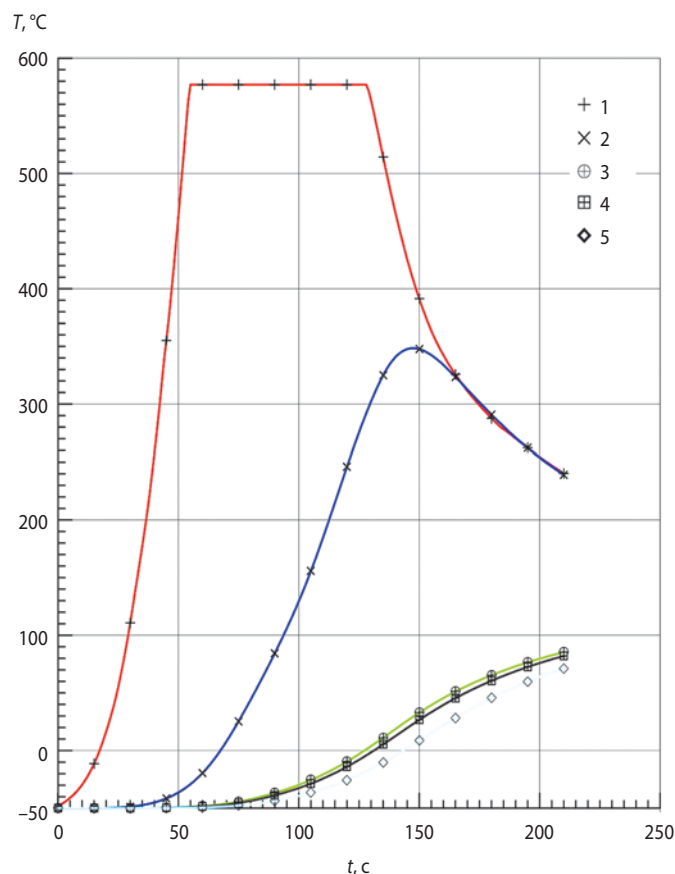


рисунок 9. Распределение температуры по сечению стенки для $T_d=850$ К и $\bar{I}_{ef,i}=0.9$

таблица 1 – Значения ΔM и максимальные значения $(dM/dt)_m$

T_d , К	ΔM , кг	t_m , с	$(dM/dt)_m$, кг/с
800	25.99	91.2	0.5646
900	23.41	91.0	0.5408
950	21.98		0.5262
1000	20.46		0.5088
1100	16.99	90.8	0.4659

2.2. Исследование влияния эффективной энтальпии на унос массы покрытия

В данном разделе представлены результаты исследования влияния на унос массы материала покрытия значений эффективной энтальпии I_{ef} , величина которой, как и температуры T_d , в процессе испытаний определяется с некоторой погрешностью $\sim \pm 10...15\%$. В этом случае также необходимо знать, как такая погрешность влияет на унос массы покрытия и тепловой режим СА в целом.

В расчётах параметр I_{ef} варьировался посредством безразмерной величины $\bar{I}_{ef,i}=I_{ef}/I_{ef0}$ в пределах по-

грешности $\Delta \bar{I}_{ef,i}=\pm 0.15$ от исходного (номинального) значения $\bar{I}_{ef,i}=1$, где $I_{ef,i}$ – значение эффективной энтальпии, непосредственно используемое в расчётах. Расчёты при вариации значения $\bar{I}_{ef,i}$ проводились при фиксированном (номинальном) значении температуры разрушения $T_d=950$ К.

На рисунках 6 и 7 представлены результаты расчётов распределения вдоль траектории СА уноса массы ΔM и скорости уноса массы dM/dt соответственно для значений $\bar{I}_{ef,i}=0.85, 0.15$ (результат для $\bar{I}_{ef,i}=1$ приведён на рисунке 4). Как следует из представленных результатов, увеличение эффективной энтальпии $I_{ef,i}$ в соответствии с формулой (6) приводит к снижению величины уноса массы ΔM и скорости уноса dM/dt . В этих расчётах при вариации величины $\bar{I}_{ef,i}$ в пределах $\bar{I}_{ef,i}=0.85...1.15$ значение ΔM уменьшалось соответственно в пределах от 25.8 до 19.1 кг, а максимальное значение производной dM/dt – в пределах от 0.62 до 0.46 кг/с.

Результаты на рисунках 6 и 7, а также для промежуточных значений $\bar{I}_{ef,i}$ представлены в таблице 2, где приведены рассчитанные значения ΔM и максимальные значения $(dM/dt)_m$, а также моменты времени t_m , в которые достигались эти значения.

МОДЕЛЬ УНОСА МАССЫ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОГО ПОКРЫТИЯ, ИСПОЛЬЗУЕМОГО ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛОВОГО РЕЖИМА КОСМИЧЕСКИХ СПУСКАЕМЫХ АППАРАТОВ

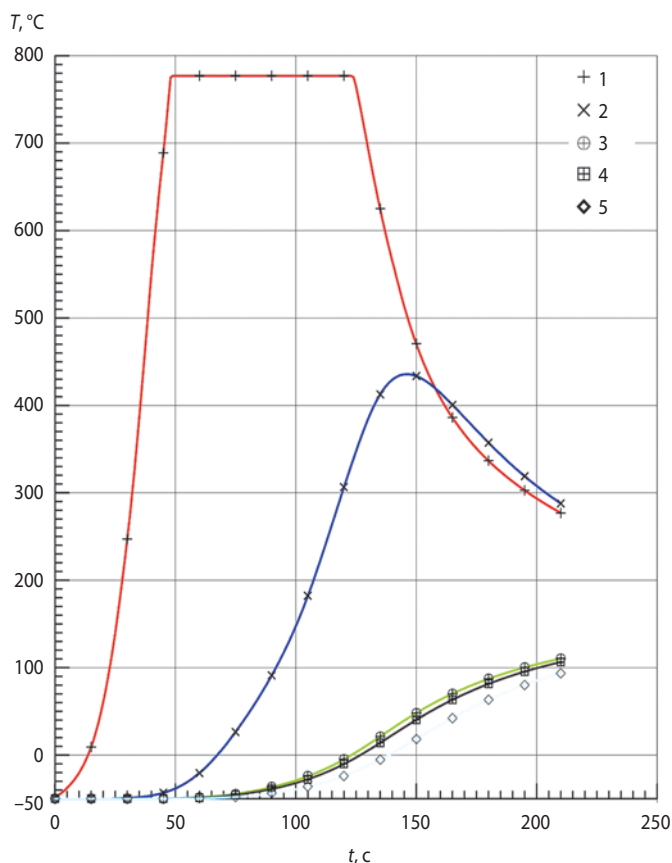


рисунок 10. Распределение температуры по сечению стенки для $T_{di}=1050$ К и $\bar{I}_{ef,i}=0.9$

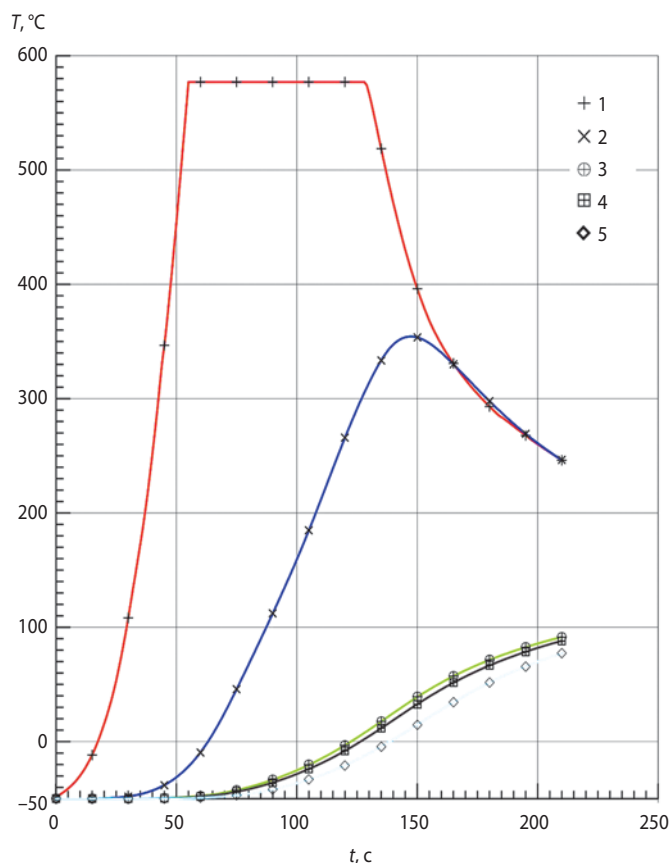


рисунок 11. Распределение температуры по сечению стенки для $T_{di}=850$ К и $\bar{I}_{ef,i}=1.1$

таблица 2 – Значения ΔM и максимальные значения $(dM/dt)_m$

$\bar{I}_{ef,i}$	ΔM , кг	t_m , с	$(dM/dt)_m$, кг/с
0.85	25.82	91.0	0.6188
0.95	23.13		0.5538
1.05	20.94		0.5012
1.15	19.14		0.4577

2.3. О влиянии уноса массы покрытия на тепловой режим СА

Рассмотрим результаты, показывающие влияние отклонений от номинальных значений температуры разрушения и эффективной энтальпии разрушения на тепловой режим СА. Поскольку эти отклонения иллюстрируют погрешности в определении этих величин, необходимо знать, как эти погрешности влияют на тепловой режим СА.

С этой целью представим вдоль траектории движения СА рассчитанные распределения температуры

$T(t)$ при изменении параметров T_{di} и $I_{ef,i}$ в пределах до $\pm 10\%$ от их номинальных значений, рассмотрев диапазоны величин $850 \leq T_{di} \leq 1050$ К, $0.9 \leq \bar{I}_{ef,i} \leq 1.1$. Рассмотрим четыре предельных расчётных случая с комбинацией крайних значений параметров $T_{di} = \{850, 1050\}$ К и $\bar{I}_{ef,i} = \{0.9, 1.1\}$, соответствующих граничным точкам представленных интервалов изменений. Результаты расчётов приведём для сечения стенки в критической точке 1 (см. рисунок 1) лобовой поверхности СА, подверженной наибольшему тепловому воздействию атмосферы. Результаты для выбранных значений T_{di} и $\bar{I}_{ef,i}$ приведены на рисунках 8...11.

Результаты, полученные для пары значений $T_{di}=1050$ К и $\bar{I}_{ef,i}=1.1$, при которых достигается минимальный унос покрытия, равный $\Delta M=17.07$ кг, представлены на рисунке 8. Здесь представлено распределение температуры $T_i(t)$ вдоль траектории СА по сечению стенки. Здесь приведены температуры на поверхности покрытия (кривая 1), на стыках слоев материалов 1-2, 2-3, 3-4 (кривые соответственно 2, 3 и 4) и на внутренней поверхности стенки (кривая 5).

На рисунках 9...11 обозначения кривых – аналогичные.

На рисунке 9 даётся распределение температуры $T_i(t)$ для другой пары значений $T_{di}=850$ К и $\bar{I}_{ef,i}=0.9$, при которых реализуется максимальный массовый унос покрытия, равный $\Delta M=27.47$ кг.

На рисунках 10 и 11 представлены распределения температуры $T_i(t)$ для двух других (промежуточных по уносу массы покрытия) комбинаций минимальных и максимальных значений параметров: $T_{di}=1050$ К и $\bar{I}_{ef,i}=0.9$ (рисунок 10) и $T_{di}=850$ К и $\bar{I}_{ef,i}=1.1$ (рисунок 11). Для этих пар значений T_{di} и $\bar{I}_{ef,i}$ соответствующие значения уносов массы для СА занимали промежуточное положение и находились в интервале $17.07 \leq \Delta M \leq 27.47$ кг.

Как следует из представленных результатов, тепловой режим конструкции СА для распределения толщины высокотемпературного покрытия, выбранного по номинальным значениям параметров T_{di} и $\bar{I}_{ef,i}$, находится в норме и не зависит от их отклонений в пределах 10...15%. Действительно, по результатам расчётов температуры несущей конструкции СА и стыка стеклосот с покрытием не превышают допустимых значений – соответственно 130°C и 450°C.

Отсюда следует вывод о том, что тепловой режим СА обладает определённой устойчивостью по отношению к отклонениям от номинальных значений на 10...15% основных теплофизических параметров покрытия, таких как температура T_d и энтальпия I_{ef} разрушения, в значительной степени определяющих тепловой режим СА на этапе аэродинамического торможения в атмосфере планеты.

заключение

Представлено описание математической модели и вычислительного алгоритма, используемых для определения уноса массы материала высокотемпературного покрытия СА в процессе его теплового разрушения. В рамках разработанной модели исследовалось влияние вариации различных теплофизических свойств материала покрытия на его массовый унос и на тепловой режим аппарата. В ходе расчётов установлено, что изменения основных теплофизических параметров материала – температуры разрушения T_d и эффективной энтальпии I_{ef} в пределах $\pm 10...15\%$ – не приводят к нарушению теплового режима СА, который, таким образом, обладает определённым запасом устойчивости по отношению к отклонениям упомянутых физических параметров, связанных как с особенностями технологии изготовления и нанесения покрытия на поверхность СА, так и с погрешностями определения этих характеристик при проведении тепловых испытаний.

список литературы

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.

Голомазов М.М., Иванков А.А. Программный комплекс для разработки систем тепловой защиты космических аппаратов, спускаемых в атмосферах планет // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 3. С. 41-53.

Голомазов М.М., Иванков А.А. Исследование аэродинамики перспективного десантного модуля, спускаемого в атмосфере Марса // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 2. С. 56-61.

Запонов А.Э., Сахаров М.В., Глазунов В.А., Тришин Р.А. Математическая модель движения газобразных материалов термического разложения композиционных материалов по пористому каркасу в условиях воздействия интенсивных тепловых потоков на посадочные космические аппараты // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 1. С. 48-52.

Иванков А.А. О численном решении задачи прогрева 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.

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

Финченко В.С., Иванков А.А., Голомазов М.М., Шматов С.И. О применении надувных тормозных устройств в конструкции аппаратов, предназначенных для исследования Венеры // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 2. С. 19-27.

Финченко В.С., Котляров Е.Ю., Иванков А.А. Системы обеспечения тепловых режимов автоматических межпланетных станций / Под ред. В.В. Ефанова, В.С. Финченко. Химки: АО «НПО Лавочкина», 2018. 400 с.

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 10.09.2020).

Статья поступила в редакцию 15.09.2020

Статья после доработки 15.09.2020

Статья принята к публикации 15.09.2020

**МАТЕМАТИЧЕСКОЕ
МОДЕЛИРОВАНИЕ И АНАЛИЗ
АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО И
ТЕПЛОВОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ
НА ДЕСАНТНЫЙ МОДУЛЬ
КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА
«ЭКЗОМАРС-2020»
ПРИ МЯГКОЙ ПОСАДКЕ**



А.В. Бабаков¹,
доктор физико-
математических наук,
avbabakov@mail.ru;
A.V. Babakov

**MATHEMATICAL MODELING
AND ANALYSIS OF
AERODYNAMIC
AND THERMAL EFFECTS
ON THE DESCENT MODULE OF
THE SPACECRAFT
EXOMARS-2020
DURING SOFT LANDING**



С.И. Шматов²,
кандидат технических наук,
shmatovsi@laspaces.ru;
S.I. Shmatov

Представлены результаты численного исследования структуры течения, возникающего между десантным модулем и посадочной поверхностью при работающей тормозной двигательной установке. Приводятся данные по силовому и тепловому воздействию возникающего течения на десантный модуль в зависимости от его расстояния и ориентации относительно посадочной поверхности и величины тяги тормозной установки. Представлены картины возникающего нестационарного вихревого движения среды.

Ключевые слова:
космические аппараты;
десантный модуль;
мягкая посадка; аэродинамика;
нестационарное течение;
численное моделирование;
картина обтекания;
вихревые течения.

DOI: 10.26162/LS.2020.50.4.004

Results of numerical study of flow structure occurring between descent module and landing surface at operating brake propulsion system are presented. Data on the force and thermal effect of the emerging flow on the descent module are given, depending on its distance and orientation relative to the landing surface and amount of the braking engine thrust. The pictures of the arising unsteady vortex motion of the medium are presented.

Key words:
spacecraft;
descent module;
soft landing; aerodynamics;
unsteady flow;
numerical modeling;
flow pattern;
vortex flows.

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

Institute for Computer Aided Design of the Russian Academy of Sciences, Russia, Moscow.

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

Введение

Изучение планет Солнечной системы и особенно планет земной группы и их спутников, начавшееся в 60-х годах прошлого века, продолжает оставаться одной из основных задач мировой космонавтики (Ефанов В.В., Шириаков А.Е., 2018). Причём наряду с научным это изучение приобретает и всё больший практический интерес. Успешность решения этих задач во многом зависит от надёжности технологий посадки космических аппаратов (КА) на поверхность изучаемого космического объекта. Для качественного проектирования и успешной эксплуатации современных десантных модулей (ДМ) необходима не только достаточно точная информация об интегральных силовых, моментных и тепловых характеристиках воздействия на элементы конструкции ДМ, но и детальная информация о структуре течения около ДМ и посадочной поверхности (ПП).

В 70-е и 80-е годы прошлого столетия были получены численные результаты (Голомазов М.М. и др., 1982; Дубинская Н.В., Иванов М.Я., 1976), выявившие ряд характерных особенностей взаимодействия одиночных струй с преградой, и неплохо согласующиеся с соответствующими экспериментальными данными (Голубков А.Г. и др., 1972; Лунев В.В. и др., 1971; Мельникова М.Ф., Нестеров Ю.Н., 1971).

На современных ДМ и возвращаемых аппаратах (ВА) тормозные двигательные установки (ТДУ) имеют многосопловую конфигурацию, что приводит к существенно трёхмерному и нестационарному характеру возникающего течения при посадке ДМ и ВА. Соответственно, задача численного моделирования такого течения должна рассматриваться в трёхмерной постановке. Всё это заметно усложняет задачу по сравнению со случаем одиночной струи и требует многократного увеличения вычислительных ресурсов. Поэтому задачи о взаимодействии многоблочных струй с преградами, несмотря на востребованность, остаются пока недостаточно изученными. И зачастую при разработке ДМ, особенно на ранних стадиях проектирования, используются приближённые инженерные методики для оперативного получения предварительных оценок силового воздействия струй на ДМ и ПП (Шматов С.И., 2017). Для получения более полной и точной информации о характеристиках течения около конкретных ДМ и ПП требуется либо наземная экспериментальная проработка ДМ (Кудимов Н.Ф. и др., 2013; Макаров В.П. и др., 2014), либо численное моделирование в полной постановке для каждого конкретного проекта. Признавая значимость экспериментальных исследований, надо отметить, что для рассматриваемой задачи изготовление моделей, подготовка оборудования и само проведение исследований требуют

больших затрат средств и времени, что сильно увеличивает стоимость работ и снижает их оперативность по сравнению даже с самыми затратными численными расчётами.

Уровень современных суперкомпьютеров, численных методов и технологий высокопроизводительных вычислений позволяет проводить численное моделирование подобных пространственно-нестационарных течений с удовлетворительной для проектантов точностью и за приемлемое время, о чём свидетельствуют работы (Бабаков А.В. и др., 2015; Глазунов А.А. и др., 2014).

В настоящей работе приводятся трёхмерная нестационарная постановка и результаты численного решения задачи о взаимодействии четырёхблочной сверхзвуковой струи ТДУ с ПП при посадке на неё ДМ «ЭКЗОМАРС-2020» в условиях марсианской атмосферы.

1. Используемая численная методика

Численные расчёты выполнены на базе комплекса программ «FLUX» (Бабаков А.В., 2016), основанного на консервативном численном методе потоков (Бабаков А.В. и др., 1975; Белоцерковский О.М., Северинов Л.И., 1973). Метод и комплекс программ предназначены для изучения пространственно-нестационарного движения сжимаемой среды при до-, транс- и сверхзвуковых скоростях. Ранее комплекс использовался для моделирования аэродинамики спускаемых аппаратов (Бабаков А.В. и др., 2014; Бабаков А.В., Финченко В.С., 2019; Белоцерковский О.М. и др., 2016) и мягкой посадки (Бабаков А.В. и др., 2015).

Программный комплекс основан на параллельных алгоритмах метода и реализован на современных суперкомпьютерных системах кластерной архитектуры. Используемый при расчётах вычислительный комплекс характеризуется производительностью 181 TFlops и объёмом оперативной памяти 17408 GB.

2. Постановка задачи

Рассматривается численное моделирование движения невязкой сжимаемой газовой среды около ДМ и ПП, возникающего при взаимодействии струй ТДУ с атмосферной средой и твёрдой поверхностью. Среда – гетерогенная, состоящая из двух химически нереагирующих газов с различными термодинамическими свойствами: атмосферного газа и газа ТДУ. Моделирование проводится в трёхмерной нестационарной постановке.

На рисунке 1а показана используемая правая система координат $OXYZ$, связанная с ДМ, и принятые обозначения.

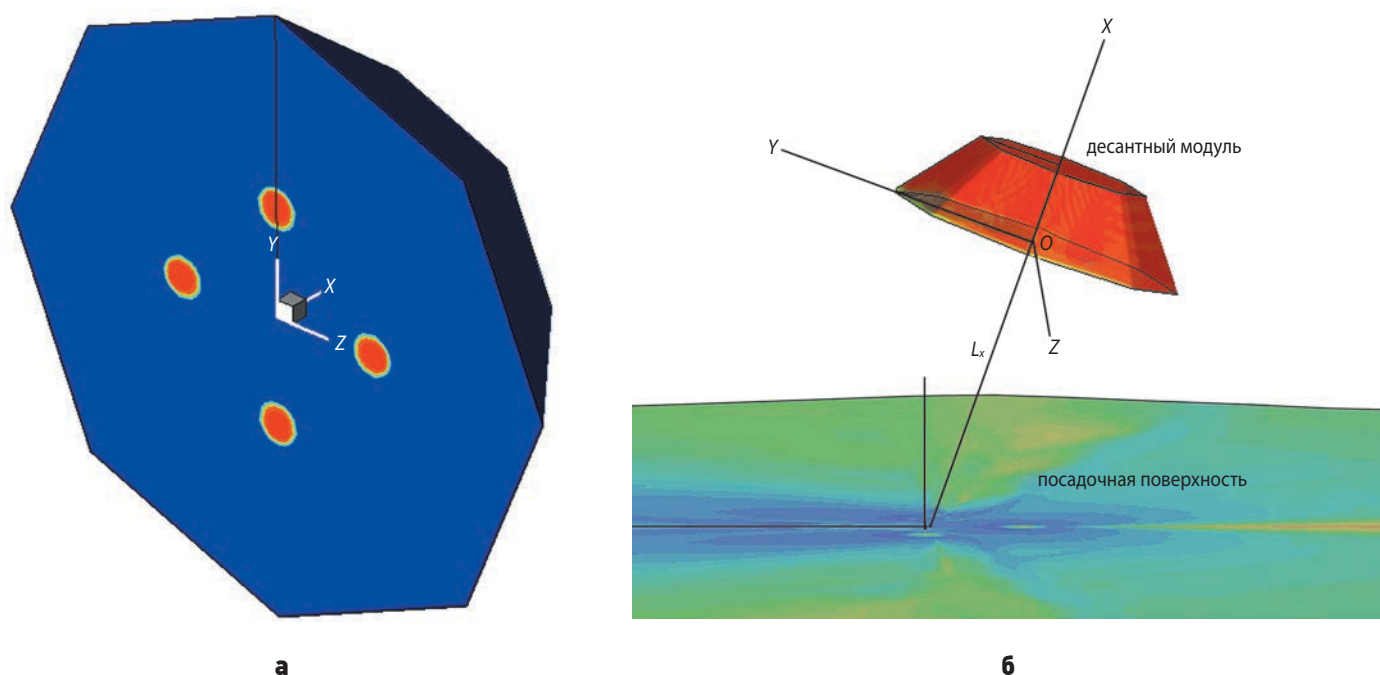


рисунок 1. Используемая система координат с обозначениями (а) и форма десантного модуля (б)

Упрощённая форма ДМ представляет собой правильную усечённую восьмиугольную пирамиду (рисунок 1б). В расчётах были приняты следующие геометрические размеры ДМ: радиус окружности, описанной около лобовой грани $R_0=1.695$ м; радиус окружности, описанной около донной грани $R_1=0.981$ м; расстояние между лобовой и донной гранями $L=0.912$ м.

Схема расположения сопел ТДУ также показана на рисунке 1б. Сопла ТДУ размещены равномерно по окружности радиуса $R_a=0.601$ м, радиус среза сопел ТДУ $r_a=0.096975$ м. Угол полураствора сопел ТДУ β равнялся 10° . Наклон δ осей сопел ТДУ к оси ДМ составлял 7° . Геометрические параметры ТДУ и расположение сопел выбраны близкими к представленным в (Александров Л.Г. и др., 2014). Вектор скорости на срезе каждого сопла принимался постоянным по модулю, но изменяющимся по направлению в зависимости от расстояния от оси конкретного сопла.

Расчёты осуществлялись на основе параллельных алгоритмов с использованием до 1000 вычислительных ядер. Пространственные вычислительные сетки включали до 20 миллионов конечных объёмов и характеризовались экспоненциальным сжатием к лобовой, боковой и донной поверхностям ДМ, а также к областям распространения струй ТДУ.

Начальные поля газодинамических параметров в момент времени $t=0$ во всей области интегрирования соответствуют параметрам атмосферного газа. Атмосфера принимается невозмущённой с нулевыми скоростями во всей области интегрирования.

На срезах сопел ТДУ задаются соответствующие режиму работы ТДУ динамические и газодинамические параметры.

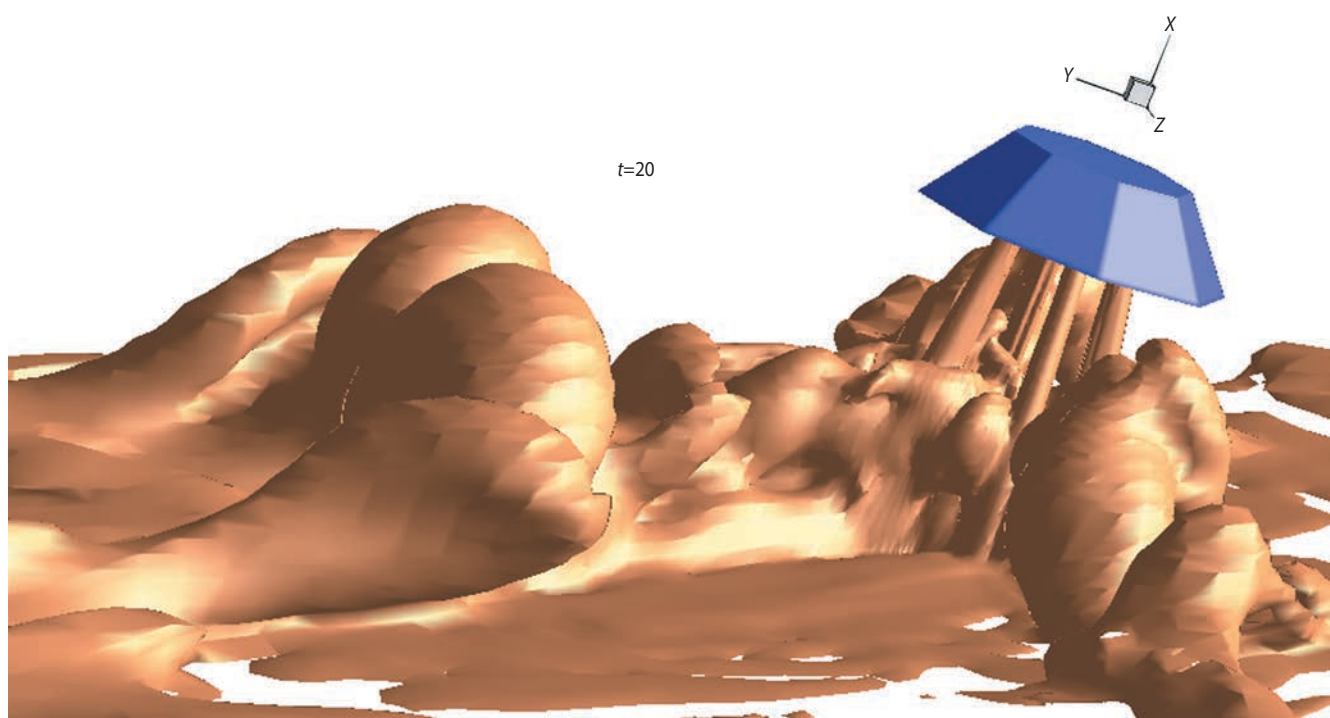
3. Результаты расчётов

Численные расчёты проведены для различных расстояний L_x и углов α наклона ДМ относительно ПП при двух режимах работы ТДУ, соответствующих минимальному и максимальному значениям тяги (Лихачев В.Н., Федотов В.П., 2014).

Расчёты выполнены для следующих значений параметров атмосферного газа: температура $T_H=225.6$ К, давление $P_H=586.72$ Па, плотность $\rho_H=0.01364$ кг/м³, отношение удельных теплоёмкостей $\gamma_H=1.329$, молекулярный вес $\mu_H=0.0436$ кг/моль.

На режиме 1 тяга ТДУ (в вакууме) составляла $G_{\min}=1947.0$ Н, расход $N_1=0.9$ кг/с. При этом параметры на срезах сопел ТДУ имели следующие значения: температура $T_A=219.0$ К, давление $P_A=510$ Па, плотность $\rho_A=0.003633$ кг/м³, отношение удельных теплоёмкостей $\gamma_A=1.3372$, молекулярный вес $\mu_A=0.01297$ кг/моль, число Маха на срезах сопел ТДУ $M_A=4.915$, модуль скорости на срезах сопел ТДУ $V_A=2129.0$ м/с.

На режиме 2 тяга ТДУ (в вакууме) и расход имели существенно большие значения и составляли соответственно: $G_{\max}=13637.0$ Н, $N_2=6.22$ кг/с. При этом параметры на срезах сопел ТДУ имели следующие значения: температура $T_A=319.5$ К, давление $P_A=4450$ Па, плотность $\rho_A=0.02499$ кг/м³, отношение удельных теплоёмкостей $\gamma_A=1.2922$, молекулярный



а



б

рисунок 2. Изоповерхности плотности газов ТДУ (а) и мгновенные линии тока (б) в момент времени $t=20$ (0.142 с)

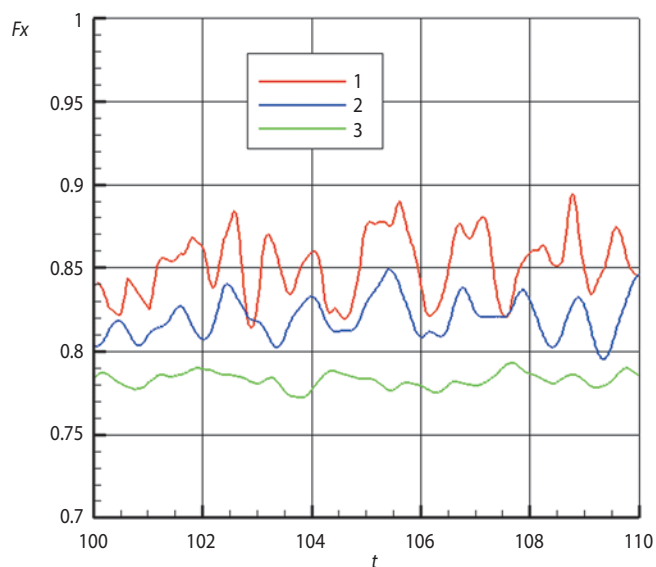
вес $\mu_A=0.01492$ кг/моль, число Маха на срезе сопел ТДУ $M_A=4.46$, модуль скорости на срезах сопел ТДУ $V_A=2139.0$ м/с.

Для указанных режимов работы ТДУ численные расчёты проведены для трёх значений угла наклона оси ДМ к ПП: $\alpha=0, 10, 20^\circ$ при фиксированном расстоянии между ДМ и ПП $L_x=2R_0$, а также при нуле-

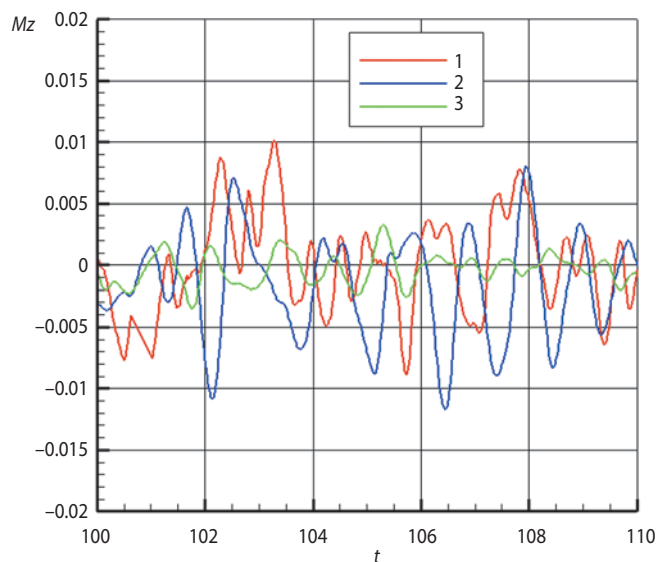
вом значении угла наклона оси ДМ к ПП для двух других значений расстояния между ДМ и ПП: $L_x=3R_0$ и $L_x=4R_0$.

В дальнейшем изложении используются безразмерные переменные (соответствующие им размерные значения при необходимости приводятся в скобках). При этом линейные размеры отнесены

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ И АНАЛИЗ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО И ТЕПЛОВОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ НА ДЕСАНТНЫЙ МОДУЛЬ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «ЭКЗОМАРС-2020» ПРИ МЯГКОЙ ПОСАДКЕ



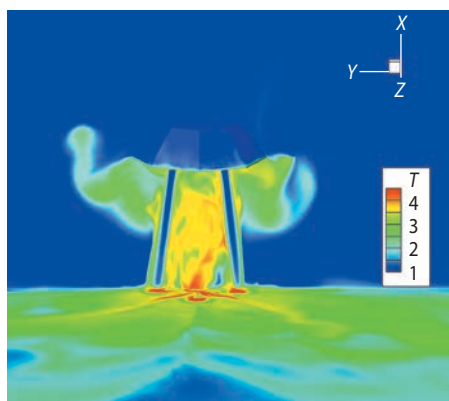
а



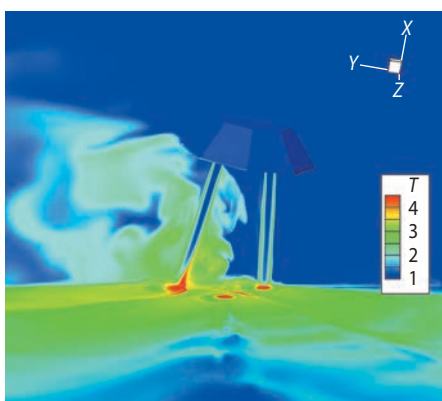
б

1 – $\alpha=0^\circ$; **2** – $\alpha=10^\circ$; **3** – $\alpha=20^\circ$.

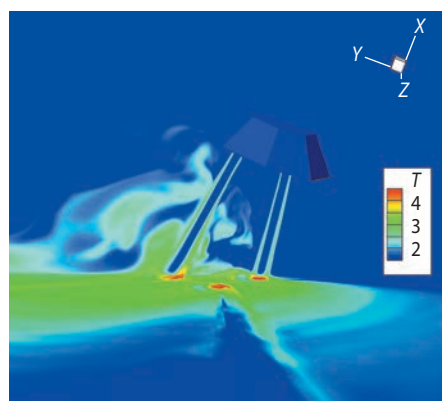
рисунок 3. Поведение во времени продольной силы F_x (**а**) и момента тангажа M_z (**б**) при различных углах наклона ДМ к ПП



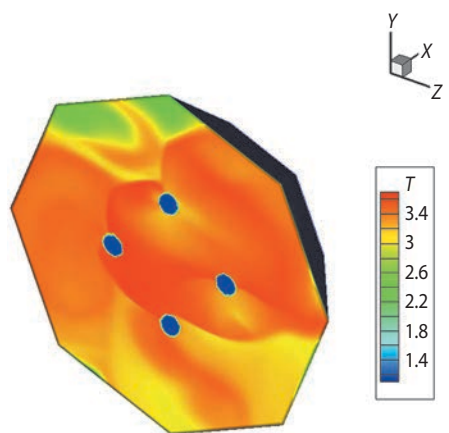
а



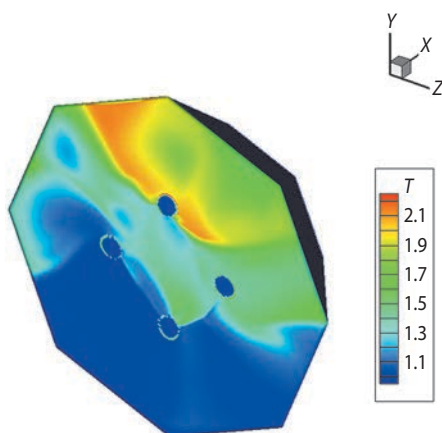
б



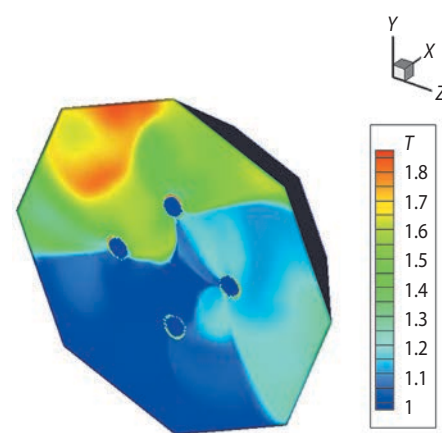
в



г



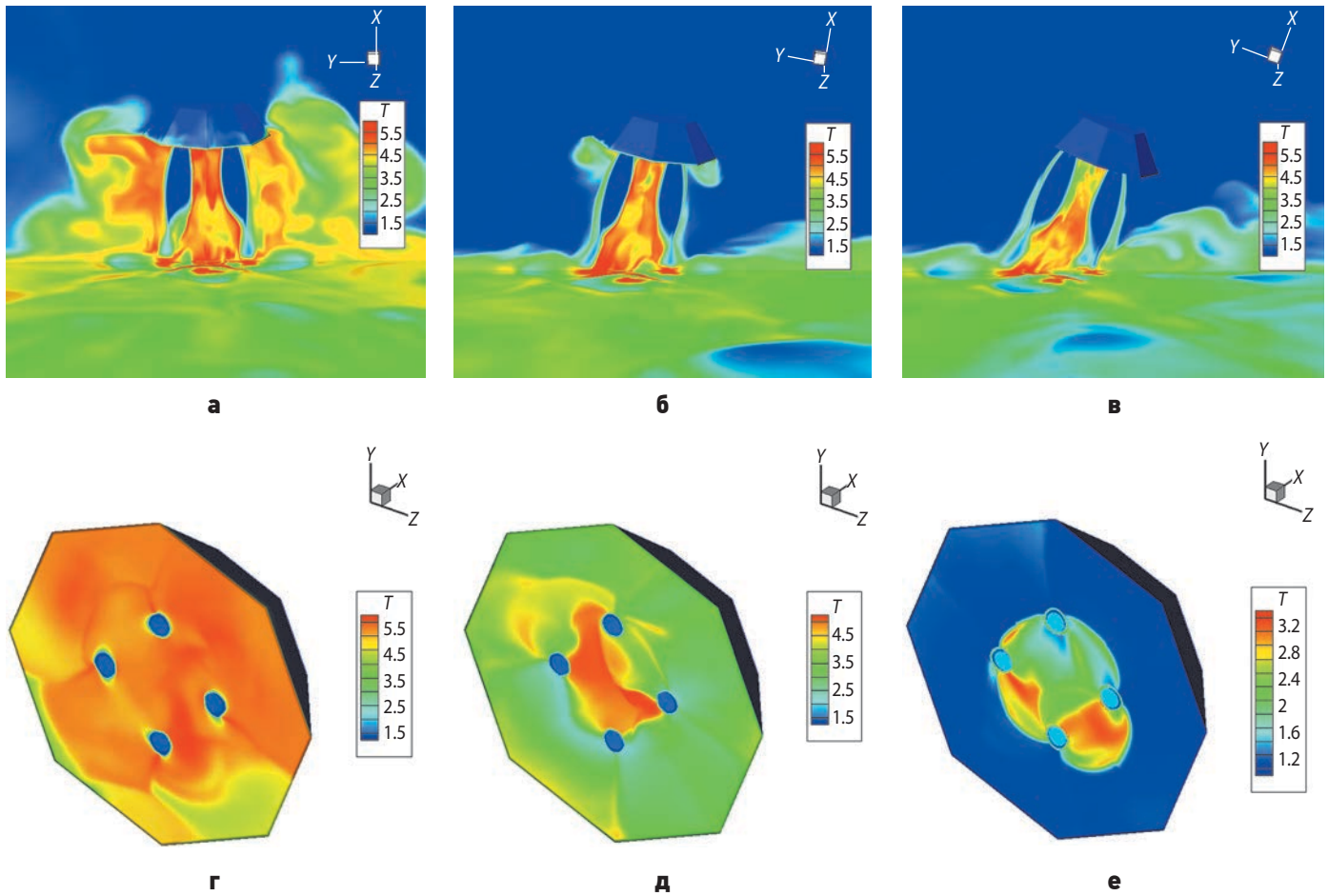
д



е

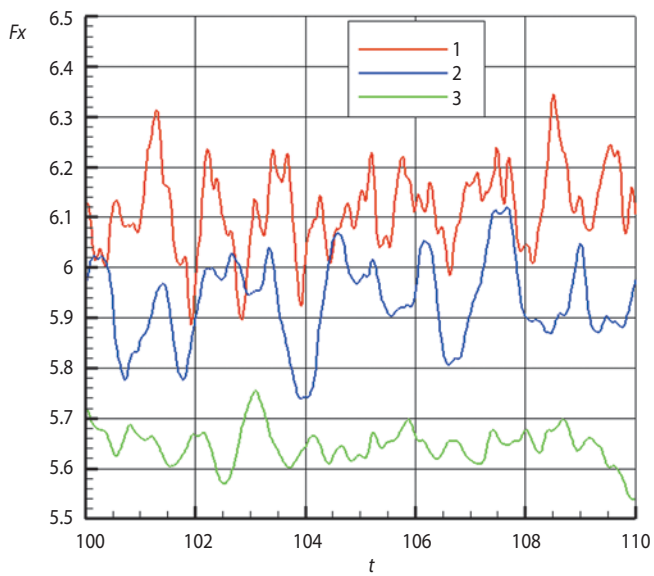
а, г – $\alpha=0^\circ$; **б, д** – $\alpha=10^\circ$; **в, е** – $\alpha=20^\circ$.

рисунок 4. Поля температуры в плоскости OXY и на ПП (**а, б, в**) и на лобовой поверхности ДМ (**г, д, е**) при различных углах наклона ДМ к ПП

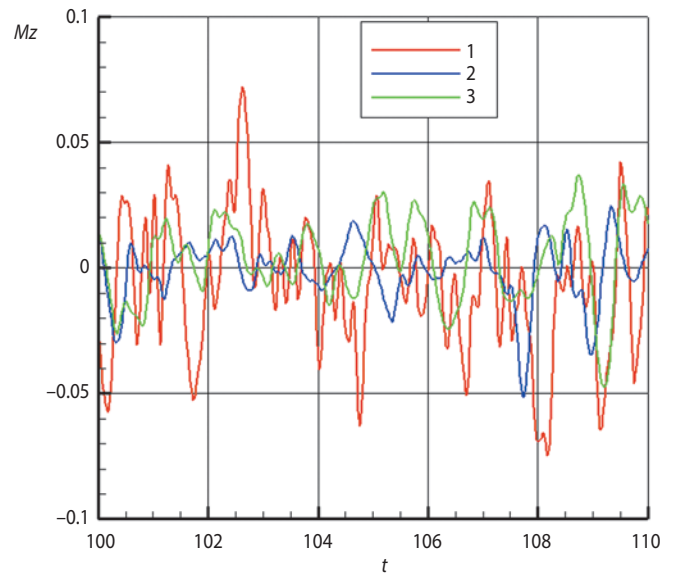


а, г – $\alpha=0^\circ$; **б, д** – $\alpha=10^\circ$; **в, е** – $\alpha=20^\circ$.

рисунок 5. Поля температуры в плоскости OXY и на ПП (**а, б, в**) и на лобовой поверхности ДМ (**г, д, е**) при различных углах наклона ДМ к ПП



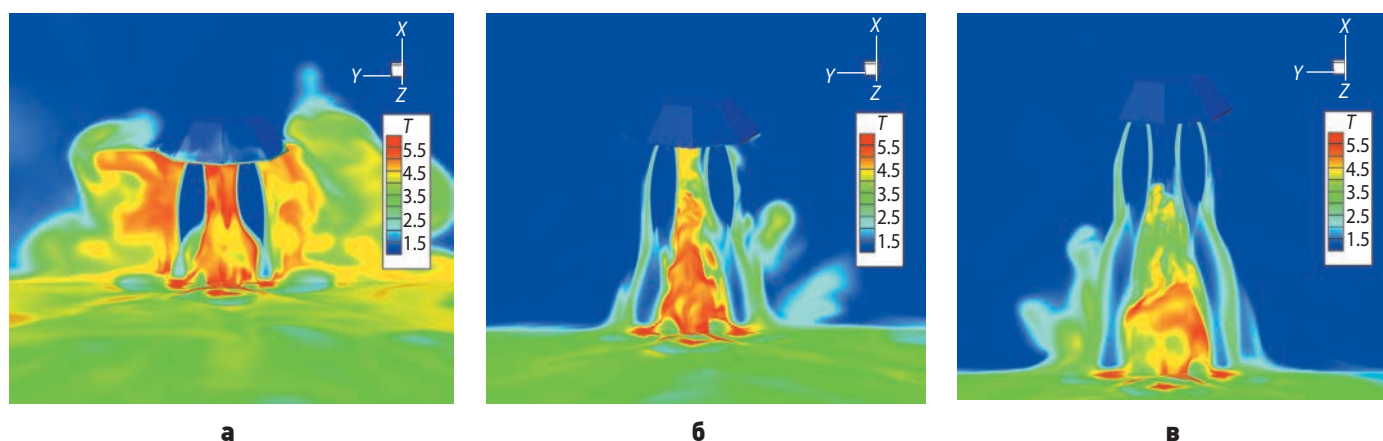
а



б

1 – $\alpha=0^\circ$; **2** – $\alpha=10^\circ$; **3** – $\alpha=20^\circ$.

рисунок 6. Поведение во времени продольной силы Fx (**а**) и момента тангажа Mz (**б**) при различных углах наклона ДМ к ПП



а – $L_x=2R_0$; б – $L_x=3R_0$; в – $L_x=4R_0$.

рисунк 7. Поля температуры в плоскости OXY и на ПП при различных расстояниях между ДМ и ПП

к радиусу R_0 , плотность и температура отнесены к соответствующим параметрам ρ_H и T_H в атмосферном газе, скорости – к скорости звука в атмосферном газе a_H , давление – к $\rho_H \cdot a_H^2$, тяга и силовые характеристики – к $\rho_H \cdot a_H^2 \cdot R_0^2$. Время отнесено к $t_0=R_0/a_H$. Для рассматриваемых ниже расчётов $a_H=239.1$ м/с, $t_0=7.089 \cdot 10^{-3}$ с. Момент тангажа Mz рассчитывался относительно точки с координатами $X_{ц}=Y_{ц}=Z_{ц}=0.000$.

3.1. Общая картина течения

Рассмотрим сначала характер возникающего между ДМ и ПП течения на примере расчёта со следующими значениями параметров: расстояние между ДМ и ПП $L_x=2R_0$, угол наклона ДМ к ПП $\alpha=20^\circ$, тяга $G=G_{\min}$.

На рисунке 2 для момента времени $t=20$ (0.142 с) после включения двигателей ТДУ приведены изоповерхности плотности газа ТДУ уровня 10% от плотности газа ТДУ на срезах сопел и мгновенные линии тока, построенные из точек, расположенных в плоскости OYZ .

Эти картины свидетельствуют о развитии нестационарного вихревого течения между ДМ и ПП, вызванного струями ТДУ.

В процессе численного расчёта течение около ДМ выходит на установившийся (в смысле осреднённых по времени значений газодинамических параметров), но нестационарный режим. Такой характер возника-

ющего вихревого движения свойствен всем рассматриваемым ниже расчётным вариантам и реализуется при временах больших $\sim 50 \div 100$ ($\sim 0.3 \div 0.7$ с).

3.2. Расчёты при различных углах наклона ДМ к ПП

Были проведены расчёты для двух значений тяги ТДУ: $G=G_{\min}$ и $G=G_{\max}$ при расстоянии между ДМ и ПП $L_x=2R_0$ и трёх значениях угла наклона оси ДМ к ПП: $\alpha=0, 10, 20^\circ$.

3.2.1. Расчёты при величине тяги $G=G_{\min}$

В проведённых расчётах течение между ДМ и ПП носит нестационарный характер. На это указывают зависимости от времени продольной силы Fx и момента тангажа Mz , представленные на рисунке 3.

Наблюдаемые колебания продольной силы и момента тангажа связаны с влиянием на лобовую поверхность ДМ нестационарного взаимодействия сверхзвуковых струй ТДУ с ПП.

На рисунке 4 представлены поля температуры в плоскости OXY , на ПП, а также на лобовой поверхности ДМ при различных углах наклона ДМ к ПП.

Из рисунка 4 видно, что при $\alpha=0^\circ$ отражённый от ПП газ ТДУ распространяется вплоть до лобовой поверхности ДМ. Около лобовой поверхности ДМ течение также нестационарное. На это указывают поля температуры на лобовой поверхности ДМ.

таблица 1 – Осреднённые по времени значения отношения продольной силы Fx к величине тяги G , момента тангажа Mz и значения максимальной температуры $T_{\max}$ на поверхности ДМ при различных углах наклона ДМ к ПП

α	0°	10°	20°
Fx/G	0.976	0.942	0.902
Mz	0	-0.002	-0.0007
$T_{\max}$	3.98 (898 K)	2.32 (523 K)	1.91 (431 K)

В таблице 1 представлены осреднённые по времени значения отношения продольной силы Fx к величине тяги $G=G_{\min}$, момента тангажа Mz и значения максимальной температуры $T_{\max}$ на поверхности ДМ при различных углах наклона ДМ к ПП. Здесь и далее осреднение по времени проводилось при установившемся около ДМ режиме течения на интервале времени $\Delta=100$.

3.2.2. Расчёты при величине тяги $G=G_{\max}$

Ниже приведены результаты расчётов, полученные при величине тяги $G=G_{\max}$, существенно большей рассмотренной выше, и при расстоянии между ДМ и ПП $L_x=2R_0$.

На рисунке 5 представлены поля температуры в плоскости OXY (а, б, в) и на лобовой поверхности ДМ (г, д, е), аналогичные представленным на рисунке 4 для $G=G_{\min}$.

Для рассматриваемой величины тяги ТДУ наблюдаются существенные колебания продольной силы Fx и момента тангажа Mz , рисунок 6.

В таблице 2 приведены осреднённые по времени значения отношения продольной силы Fx к величине тяги $G=G_{\max}$ и максимальной температуры $T_{\max}$ газа на поверхности ДМ при различных углах наклона ДМ к ПП.

таблица 2 – Осреднённые по времени значения отношения продольной силы Fx к величине тяги $G=G_{\max}$ и максимальной температуры $T_{\max}$ на поверхности ДМ при различных углах наклона ДМ к ПП

α	0°	10°	20°
Fx/G	1.007	0.976	0.929
$T_{\max}$	5.91 (1333 K)	5.56 (1254 K)	3.25 (733 K)

3.3. Расчёты при различных расстояниях между ДМ и ПП

Ниже представлены результаты расчётов при расстояниях между ДМ и ПП $L_x=2R_0$, $3R_0$ и $4R_0$ при величине тяги $G=G_{\max}$ и нулевом угле наклона ДМ к ПП ($\alpha=0^\circ$).

О характере течения между ДМ и ПП дают представление показанные на рисунке 7 поля температуры в плоскости OXY и на лобовой поверхности ДМ для различных расстояний между ДМ и ПП.

При указанных расстояниях между ДМ и ПП нестационарность возникающего между ДМ и ПП течения, как и в представленных выше расчётах, приводит к пульсациям силового воздействия потока на ДМ.

В таблице 3 представлены осреднённые по времени значения отношения продольной силы Fx к величине тяги $G=G_{\max}$ и максимальной температуры

$T_{\max}$ на поверхности ДМ при различных расстояниях между ДМ и ПП.

таблица 3 – Осреднённые по времени значения отношения продольной силы Fx к величине тяги $G=G_{\max}$ и максимальной температуры $T_{\max}$ на поверхности ДМ при различных расстояниях между ДМ и ПП

L_x	$2R_0$	$3R_0$	$4R_0$
Fx/G	1.007	0.990	0.989
$T_{\max}$	5.91 (1333 K)	4.74 (1069 K)	3.25 (733 K)

заключение

В результате численного моделирования поставленной выше задачи в трёхмерной нестационарной постановке был выявлен целый ряд факторов, которые могут оказать заметное негативное влияние на функциональное состояние научного и служебного оборудования, входящего в состав ДМ, а также на газопылевую обстановку в окрестности места посадки. Так, в зависимости от расстояния ДМ от ПП, ориентации ДМ относительно ПП, режима работы ТДУ потеря эффекта торможения может достигать 10% от тяги ТДУ.

При определённых режимах работы ТДУ вблизи ПП отражённые от неё струи ТДУ могут оказывать значительное тепловое воздействие на ДМ, на его лобовой поверхности возможно появление зон высокой температуры газа, превышающей 1300 K.

Результаты численного моделирования указывают также на существенно нестационарный вихревой характер течения между ДМ и ПП, что приводит к пульсациям силового воздействия на ДМ и образованию пылевых облаков, нарушающих работу приборов и спецоборудования на ДМ.

Выявление и изучение перечисленных негативных факторов необходимо для проектирования и реализации более совершенных ДМ и ТДУ.

Таким образом, представленные результаты показывают возможности реализованного на суперкомпьютере комплекса программ «FLUX» при проведении численного исследования структуры потока и его воздействия на ДМ при осуществлении посадки при работающей ТДУ.

Более того, наличие такого вычислительного инструмента может сыграть важную роль и при решении аналогичных актуальных задач. Таких, например, как определение силового воздействия струй двигателей малой тяги системы управления на элементы конструкции космических аппаратов и определение степени загрязнения в окрестности чувствительных приборов.

Расчёты проведены на вычислительных ресурсах Межведомственного Суперкомпьютерного центра РАН (МСЦ РАН).

Работа выполнена в рамках государственного задания Института автоматизации проектирования Российской академии наук.

список литературы

- Александров Л.Г., Морозов В.И., Степанов С.С. и др. Двигательная установка посадочной платформы десантного модуля // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 2. С. 116-119.
- Бабаков А.В. Программный комплекс «FLUX» для моделирования фундаментальных и прикладных задач аэрогидродинамики // Журнал вычислительной математики и математической физики. 2016. Т. 56, № 6. С. 1174-1184.
- Бабаков А.В., Белоцерковский О.М., Северинов Л.И. Численное исследование течения вязкого теплопроводного газа у тупого тела конечных размеров // Изв. АН СССР. Сер. МЖГ. 1975. № 3. С. 112-123.
- Бабаков А.В., Белошицкий А.В., Гайдаенко В.И., Дядькин А.А. Численное моделирование и анализ структуры течения около возвращаемого космического аппарата с работающими реактивными двигателями вблизи посадочной поверхности // Космическая техника и технологии. 2015. № 4. С. 1-8.
- Бабаков А.В., Белошицкий А.В., Гайдаенко В.И., Дядькин А.А. Расчет методом потоков структуры течения и аэродинамических характеристик при отделении лобового теплозащитного экрана от возвращаемого аппарата // Космическая техника и технологии. 2014. № 4. С. 20-25.
- Бабаков А.В., Финченко В.С. Численное моделирование аэродинамики лобового аэродинамического экрана спускаемого аппарата проекта «ЭКЗОМАРС» и анализ структуры потока в донной области и ближнем следе // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 4. С. 45-51.
- Белоцерковский О.М., Северинов Л.И. Консервативный метод потоков и расчет обтекания тела конечных размеров вязким теплопроводным газом // Журнал вычислительной математики и математической физики. 1973. Т. 12, № 2. С. 385-397.
- Белоцерковский О.М., Бабаков А.В., Белошицкий А.В., Гайдаенко В.И. и др. Численное моделирование некоторых задач аэродинамики возвращаемого аппарата // Математическое моделирование. 2016. Т. 28, № 2. С. 111-122.
- Глазунов А.А., Кагенов А.М., Еремин И.В., Кувишинов Н.Е. Численное исследование взаимодействия продуктов сгорания двигателей космических аппаратов с обтекаемыми поверхностями в условиях Марса // Известия высших учебных заведений. Физика. 2014. Т. 57, № 8/2. С. 97-103.
- Голомазов М.М., Давыдов Ю.М., Ежков В.В., Шматов С.И. Исследование полей течений в области взаимодействия сверхзвуковой недорасширенной струи с преградами // Изв. АН СССР. Сер. МЖГ. 1982. № 3. С. 181-184.
- Голубков А.Г., Козьменко Б.К., Остапенко В.А., Солотчин А.В. О взаимодействии сверхзвуковой недорасширенной струи с плоской ограниченной преградой // Изв. СО АН СССР. Сер. техн. наук. Вып. 3. 1972. № 13. С. 52-60.
- Дубинская Н.В., Иванов М.Я. Численное исследование стационарных режимов взаимодействия сверхзвуковой недорасширенной струи с плоской преградой, расположенной перпендикулярно ее оси // Изв. АН СССР. Сер. МЖГ. 1976. № 5. С. 49-57.
- Ефанов В.В., Шишаков А.Е. Исследование Марса и его спутников перспективными межпланетными станциями НПО имени С.А. Лавочкина (к 30-летию запуска КА «ФОБОС-2») // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 1. С. 3-9.
- Кудимов Н.Ф., Сафронов А.В., Третьякова О.Н. Результаты экспериментальных исследований взаимодействия многоблочных сверхзвуковых турбулентных струй с преградой // Труды МАИ. 2013. № 69. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=43076> (дата обращения: 17.06.2020).
- Лихачев В.Н., Федотов В.П. Управление движением посадочного модуля космического аппарата «ЭКЗОМАРС» на этапе спуска и посадки на поверхность Марса // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 2. С. 58-64.
- Лунев В.В., Губанова О.И., Пластинина Л.И. О центральной срывной зоне при взаимодействии сверхзвуковой недорасширенной струи с преградой // Изв. АН СССР. Сер. МЖГ. 1971. № 2. С. 135-138.
- Макаров В.П., Бирюков А.С., Михайлов Д.Н., Александров Л.Г. Отдельные аспекты наземной экспериментальной отработки космического аппарата «ЭКЗОМАРС-2018» // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 2. С. 124-127.
- Мельникова М.Ф., Нестеров Ю.Н. Воздействие сверхзвуковой нерасчетной струи на плоскую преграду, перпендикулярную оси струи // Ученые записки ЦАГИ. 1971. Т. 2, № 5. С. 44-58.
- Шматов С.И. Методика инженерного расчёта силового воздействия сверхзвуковых струй, истекающих из двигателей малой тяги, на элементы конструкции космических аппаратов в невязком приближении // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 4. С. 145-152.

Статья поступила в редакцию 24.09.2020

Статья после доработки 24.09.2020

Статья принята к публикации 24.09.2020

ПРИМЕНЕНИЕ РАСШИРЕННОГО ГИБРИДНОГО ФИЛЬТРА КАЛМАНА ДЛЯ ИДЕНТИФИКАЦИИ ПАРАМЕТРОВ БЕСПЛАТФОРМЕННОЙ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ В СОСТАВЕ БОРТОВОГО ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

EXTENDED HYBRID KALMAN FILTER FOR IDENTIFYING PARAMETERS OF THE INERTIAL MEASUREMENT UNIT AS PART OF THE SC ON-BOARD SOFTWARE



П.Е. Розин¹,
кандидат технических наук,
rozin@laspace.ru;
P.E. Rozin

Используемые в составе космических аппаратов бесплатформенные инерциальные системы (БИС), позволяющие измерять вектор угловой скорости вращения КА, имеют некоторые особенности функционирования. Идентификация характеристик БИС совместно с оценкой параметров ориентации непосредственно на борту КА в процессе управления угловым движением возможна с помощью расширенного фильтра Калмана. Как правило, эта задача решается наземными средствами Центра управления полётом по результатам обработки телеметрической информации. В статье рассмотрена возможность автоматизации процесса путём включения соответствующих алгоритмов в бортовое программное обеспечение КА.

Ключевые слова:
*расширенный гибридный фильтр Калмана;
идентификация параметров бесплатформенной
инерциальной системы;
калибровка.*

DOI: 10.26162/LS.2020.50.4.005

Inertial measurement units (IMU) which used in spacecraft and allow measuring the spacecraft angular velocity vector have some features of their work. The solution of the problem of identifying the characteristics of the IMU with the assessment of orientation parameters directly in on-board software during angular motion control can be carried out using the extended Kalman filter. Usually, this task is solved by the flight control center software based on the results of processing telemetry information. The article considers the possibility of automating the process by including the appropriate algorithms in the on-board software.

Keywords:
*extended hybrid Kalman filter;
identification of parameters of
the inertial reference system;
calibration.*

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

ВВЕДЕНИЕ

В процессе функционирования большинства космических аппаратов для решения задач ориентации и стабилизации в качестве измерительных приборов применяются бесплатформенные гироскопические измерители вектора угловой скорости, часто именуемые бесплатформенными инерциальными системами, и звёздные датчики.

Звёздные датчики определяют ориентацию осей визирной системы координат, связанной с чувствительным элементом прибора, относительно инерциального пространства. Среднеквадратичное отклонение (СКО) случайной составляющей ошибки каждого измерения приборов такого типа может лежать в пределах от десятых долей угловой секунды до десятка угловых секунд. Современные же БИС, к примеру на основе волоконно-оптических гироскопов, имеют случайную составляющую ошибки измерений порядка десятых и даже сотых долей угловой секунды. В качестве измеряемой величины БИС может формировать как данные о проекции вектора угловой скорости на измерительную систему координат, материализуемую чувствительными элементами, так и вектор приращений угла поворота за цикл обмена.

Комбинация звёздного датчика и БИС в системе управления космическим аппаратом (КА) обеспечивает надёжное решение широкого спектра задач ориентации и стабилизации современных КА. Такое утверждение справедливо ввиду того, что данные приборы в совокупности обеспечивают измерение вектора состояния системы (угловое положение и угловую скорость), необходимого для устойчивости процесса управления КА. Кроме того, при перерывах поступления измерительной информации со звёздного датчика, которая может возникать при его засветке со стороны Солнца или при попадании Земли в поле зрения, БИС обеспечивает решение задачи определения ориентации.

Как известно, БИС обладает некоторыми особенностями функционирования, к которым можно отнести: систематическое смещение нулевого сигнала каждого из чувствительных элементов; случайную составляющую дрейфа сигнала и её вариации в зависимости от различных факторов; погрешность и нестабильность погрешности масштабного коэффициента; взаимную неортогональность чувствительных элементов и неточность знания их положения относительно измерительной системы координат звёздного датчика.

Идентификация вышеперечисленных параметров является важной задачей совместной обработки измерений БИС и звёздного датчика с целью высокоточной оценки вектора состояния КА и организации

прецизионного управления его вращательным движением (Розин П.Е., Кусова В.Р., 2017; Беляев Б.Б. и др., 2013; Kok-Lam Lai et al., 2003).

1. Математическая модель измерений БИС и звёздного датчика

В зависимости от требуемой точности моделирования измерений БИС соотношения для их математического представления могут быть различными. Простейшую математическую модель измерений можно представить в виде соотношения:

$$\bar{\omega}_{\text{изм}} = \bar{\omega}_{\text{реал}} + \eta_u + \bar{\omega}_{\text{сист}}, \quad (1)$$

где η_u – случайная составляющая измерений; $\bar{\omega}_{\text{реал}}$ – вектор фактической угловой скорости вращения КА в проекции на оси связанной системы координат (СК); $\bar{\omega}_{\text{изм}}$ – измеренный БИС вектор угловой скорости вращения КА для случая совпадения ориентации осей чувствительности со связанными осями аппарата; $\bar{\omega}_{\text{сист}}$ – постоянный вектор систематического смещения (дрейфа) нулевого сигнала чувствительных элементов БИС.

Данная модель включает в себя только параметры шумовой составляющей сигнала и систематическое смещение нуля. В качестве более полной модели можно воспользоваться соотношениями, представленными в (Markley F. Landis, Crassidis John L, 2014). Формулы для вычисления измеренной угловой скорости имеют вид:

$$\begin{cases} \bar{\omega}_{\text{изм}} = (I_3 + S) \cdot \bar{\omega}_{\text{реал}} + \bar{\omega}_{\text{сист}} + \eta_u, \\ \dot{\bar{\omega}}_{\text{сист}} = \eta_w, \end{cases} \quad (2)$$

где I_3 – единичная диагональная матрица размерностью 3×3 ; S – матрица размерностью 3×3 , характеризующая смещение осей БИС от их действительного положения и погрешность масштабных коэффициентов чувствительных элементов (структура матрицы рассмотрена далее); η_w – случайная составляющая систематического смещения нулевого сигнала чувствительных элементов БИС. Для программной реализации соотношений (2) удобно записать их в дискретной форме:

$$\begin{cases} \bar{\omega}_{i+1} = (I_3 + S) \cdot \bar{\omega}_{i+1} + 0.5(\bar{\omega}_{i+1}^{\text{сист}} - \bar{\omega}_{i+1}^{\text{сист}}) + \\ + (T^{-1} \sigma_v^2 + \frac{1}{12} T \sigma_u^2)^{0.5} N_{v_i}, \\ \bar{\omega}_{i+1}^{\text{сист}} = \bar{\omega}_{i+1}^{\text{сист}} + \sigma_u T^{0.5} N_{u_i}, \end{cases} \quad (3)$$

где T – величина интервала дискретизации; σ_u – СКО случайного ухода нулевого сигнала; σ_v – СКО шумовой составляющей; N_{u_i} , N_{v_i} – векторные гауссовские процессы белого шума с нулевым математическим ожиданием и единичной ковариацией. Матрица S в уравнениях (2) и (3) определяется (4) (Kok-Lam Lai et al., 2003).

Учитывая погрешность масштабного коэффициента, которая принесет малые отклонения в значения диагональных элементов, окончательно запишем:

$$(1+S)\bar{\omega} = \begin{bmatrix} 1 & -\delta_{xz} & \delta_{xy} \\ \delta_{xz} & 1 & 0 \\ -\delta_{xy} & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1 & -\delta_{yz} & 0 \\ \delta_{yz} & 1 & -\delta_{yx} \\ 0 & \delta_{yx} & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ \omega_y \\ 0 \end{bmatrix} +$$

$$+ \begin{bmatrix} 1 & 0 & \delta_{zy} \\ 0 & 1 & -\delta_{zx} \\ -\delta_{zy} & \delta_{zx} & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & -\delta_{yz} & \delta_{zy} \\ \delta_{xz} & 1 & -\delta_{zx} \\ -\delta_{xy} & \delta_{yx} & 1 \end{bmatrix} \bar{\omega};$$

$$S = \begin{bmatrix} s_1 & k_{L1} & k_{L2} \\ k_{L1} & s_2 & k_{L3} \\ k_{L2} & k_{L3} & s_3 \end{bmatrix}. \quad (5)$$

Вектор $\bar{\omega}_{\text{реал}}$ из уравнений (1)–(3) при моделировании задачи управления КА определяется из уравнений динамики Эйлера, решение которых осуществляется одним из численных методов интегрирования, например Рунге – Кутты 4-го порядка:

$$\dot{\bar{\omega}}_{\text{реал}} = J^{-1}(\bar{M}_{\Sigma} - \bar{\omega}_{\text{реал}} \times J \bar{\omega}_{\text{реал}}), \quad (6)$$

где $\bar{M}_{\Sigma}$ – суммарный момент сил, действующих на КА; J – тензор инерции КА.

Если в качестве управляющих приборов на борту КА применяются двигатели-маховики (ДМ) с малой постоянной времени, обеспечивающие управление электромеханическим, а не динамическим моментом (Балковой Н.Н., 2018), то, пренебрегая малостью влияния ускорения КА на изменение скорости ДМ, запишем уравнение (6) в виде

$$\begin{cases} \dot{\bar{\omega}}_{\text{реал}} = J^{-1}(\bar{M}_{\Sigma} - \bar{\omega}_{\text{реал}} \times (J \bar{\omega}_{\text{реал}} + I \bar{\Omega}) - I \dot{\bar{\Omega}}), \\ \dot{\bar{\Omega}} = I^{-1} \bar{u} - \text{sign}(\bar{\Omega}) \bar{M}_{\text{ст}} - K_{\text{вт}} \bar{\Omega}, \end{cases} \quad (7)$$

где $\bar{\Omega}$ – вектор угловых скоростей вращения роторов ДМ в проекции на оси связанной СК; $\bar{M}_{\text{ст}}$ – вектор моментов сухого трения в проекции на оси связанной СК; $K_{\text{вт}}$ – коэффициент вязкого трения ДМ; $\bar{u}$ – вектор управления в проекции на оси связанной СК.

Естественно, при решении уравнений (7) нужно учитывать дискретность изменения кинетического момента двигателя-маховика, а также особенности прохождения околонулевых скоростей вращения, когда сопротивление не будет приводить к изменению кинетического момента. Кроме того, необходимо учитывать ограничения на предельную скорость вращения, максимальные и минимальные величины скорости изменения кинетического момента ДМ.

Рассмотрим уравнения, описывающие кинематику вращательного движения КА, при использовании в качестве кинематических параметров кватернионов. Здесь и далее под кватернионом будем понимать следующую четвёрку чисел, которые характеризуют переход от инерциальной СК к связанной с КА СК (Кавинов И.Ф., 1988):

$$\Lambda = [\cos \frac{\varphi}{2} \quad e_x \sin \frac{\varphi}{2} \quad e_y \sin \frac{\varphi}{2} \quad e_z \sin \frac{\varphi}{2}] =$$

$$= [\cos \frac{\varphi}{2} \quad \bar{e} \sin \frac{\varphi}{2}] = [\Lambda_0 \quad \Lambda_1 \quad \Lambda_2 \quad \Lambda_3], \quad (8)$$

где $\bar{e}$ – орт оси пространственного поворота; φ – угол пространственного поворота, на который нужно повернуть КА вокруг орта $\bar{e}$ для совмещения инерциальной и связанной с КА систем координат.

Уравнение кинематики имеет вид:

$$\dot{\Lambda} = 0.5 \Lambda \otimes \Lambda_{\omega}, \quad (9)$$

где $\otimes$ – оператор кватернионного умножения, который при программной реализации удобно представить в виде матричной операции:

$$\Lambda \otimes \Lambda_{\omega} = \begin{bmatrix} \Lambda_0 & -\Lambda_1 & -\Lambda_2 & -\Lambda_3 \\ \Lambda_1 & \Lambda_0 & -\Lambda_3 & \Lambda_2 \\ \Lambda_2 & \Lambda_3 & \Lambda_0 & -\Lambda_1 \\ \Lambda_3 & -\Lambda_2 & \Lambda_1 & \Lambda_0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix}, \quad (10)$$

$\Lambda_{\omega} = [0 \quad \bar{\omega}_{\text{реал}}] = [0 \quad \omega_x \quad \omega_y \quad \omega_z]$ – кватернион, векторная часть которого идентична вектору угловой скорости вращения КА, вычисляемого при численном интегрировании уравнений (7).

Упрощённая модель измерений звёздного датчика может быть представлена в виде добавления малого поворота, характеризующего шум измерений датчика, к текущей ориентации, вычисляемой при численном интегрировании уравнений (10)

$$\Lambda_{\text{изм}} = \Lambda \otimes \delta \Lambda. \quad (11)$$

Введём в рассмотрение $r_{\sigma_{3d}^x}$, $r_{\sigma_{3d}^y}$, $r_{\sigma_{3d}^z}$ – случайные числа с нормальным законом распределения, характеризующиеся среднеквадратичным отклонением σ_{3d} и нулевым математическим ожиданием. Тогда в упрощённой модели ошибок кватернион малого поворота $\delta \Lambda$ можно представить в виде

$$\delta \Lambda = [1 \quad \sin(0.5 r_{\sigma_{3d}^x}) \quad \sin(0.5 r_{\sigma_{3d}^y}) \quad 0.5 \sin(0.5 r_{\sigma_{3d}^z})]^0.$$

Поскольку при малых значениях $r_{\sigma_{3d}}$ имеем $\sin r_{\sigma_{3d}} \approx r_{\sigma_{3d}}$, то

$$\delta \Lambda \approx [1 \quad 0.5 r_{\sigma_{3d}^x} \quad 0.5 r_{\sigma_{3d}^y} \quad 0.5 r_{\sigma_{3d}^z}]^0.$$

2. Расширенный гибридный фильтр Калмана в задаче идентификации параметров БИС

Расширенный фильтр Калмана (Extended Kalman Filter – EKF) – один из классических алгоритмов фильтрации и оценивания, в основе которого лежит линеаризация стохастической модели системы в некоторой окрестности для оценки математического ожидания неизвестного вектора состояния и его ковариационной матрицы (Шавин М.Ю., 2019). Гибридным фильтром Калмана называют фильтр, у которого используется непрерывная модель для описания эволюции состояния системы, т.е. формирования

априорной оценки, и дискретная модель для этапа коррекции состояния, поскольку данные с измерительных приборов приходят периодически с фиксированной частотой.

Помимо использования фильтра Калмана в различных его модификациях (Иванов Д.С. и др., 2009; Kok-Lam Lai et al., 2003) для решения задачи оценки вектора состояния с целью повышения точности ориентации и стабилизации, находят своё применение как наблюдатели состояния (в частности, наблюдатель Люенбергера), так и метод наименьших квадратов (Reynolds R., 2003). Применение расширенного гибридного фильтра Калмана в задаче оценивания вектора состояния, характеризующего состояние БИС, подробно описано в (Markley F. Landis, Crassidis John L., 2014). Однако практическому применению расширенного фильтра Калмана с целью оценки характеристики БИС на борту космического аппарата непосредственно в процессе управления с учётом множества нелинейных параметров модели динамики КА уделяется недостаточное внимание.

Для простоты восприятия функционирования расширенного гибридного фильтра Калмана представим его работу в виде последовательности действий, согласно которым требуется выстраивать вычислительный процесс на борту КА.

Введём в рассмотрение расширенный вектор состояния КА размерности $[16 \times 1]$ $x(t)$ и фильтруемый вектор ошибок $\Delta x(t)$ размерности $[15 \times 1]$:

$$x(t) = [\Lambda^T \quad \bar{\omega}_{\text{сист}}^T \quad \bar{s}^T \quad \bar{k}_U^T \quad \bar{k}_L^T]^T, \quad (12)$$

$$\Delta x(t) = [\Delta \bar{\theta}^T \quad \Delta \bar{\omega}_{\text{сист}}^T \quad \Delta \bar{s}^T \quad \Delta \bar{k}_U^T \quad \Delta \bar{k}_L^T]^T,$$

где $\bar{\omega}_{\text{сист}}$ – вектор систематических смещений нулевого сигнала БИС; $\bar{s}$ – вектор масштабных коэффициентов БИС (входящий в матрицу S); $\bar{k}_U$ и $\bar{k}_L$ – векторы, составляющие компоненты матрицы S и характеризующие отклонения ориентации чувствительных элементов БИС от системы координат звёздного датчика; $\Delta \bar{\theta}$ – вектор малых отклонений измеренного звёздным датчиком кватерниона ориентации КА и оцениваемого фильтром кватерниона.

Ошибки в этом случае выражаются через отклонения: $\Delta \bar{\omega}_{\text{сист}} = \bar{\omega}_{\text{сист}} - \hat{\omega}_{\text{сист}}$, $\Delta \bar{s} = \bar{s} - \hat{s}_{\text{сист}}$, $\Delta \bar{k}_U = \bar{k}_U - \hat{k}_U$, $\Delta \bar{k}_L = \bar{k}_L - \hat{k}_L$,

где вектор оценки

$$\hat{x} = [\hat{\Delta \bar{\theta}}^T \quad \hat{\Delta \bar{\omega}_{\text{сист}}}^T \quad \hat{\Delta \bar{s}}^T \quad \hat{\Delta \bar{k}_U}^T \quad \hat{\Delta \bar{k}_L}^T]^T.$$

Ввиду малости компонент матрицы S из уравнения для модели измерений (3) справедливо: $(I_3 + S)^{-1} \approx (I_3 - S)$. Тогда соотношение для вычисления фактической угловой скорости вращения КА и её оценки можно записать в виде

$$\bar{\omega}_{\text{реал}} = (I_3 - S)(\bar{\omega}_{\text{изм}} - \bar{\omega}_{\text{сист}} - \eta_0), \quad (13)$$

$$\hat{\omega} = (I_3 - \hat{S})(\bar{\omega}_{\text{изм}} - \hat{\omega}_{\text{сист}}).$$

Вектор ошибок $\Delta x(t)$ можно представить в виде линейного уравнения (Markley F. Landis, Crassidis John L., 2014)

$$\Delta \dot{x}(t) = F(t)\Delta x(t) + G(t)w(t),$$

где

$$F(t) = \begin{bmatrix} -[\hat{\omega} \times] & -(I_3 - \hat{S}) & -\text{diag}(\bar{\omega}_{\text{изм}} - \hat{\omega}_{\text{сист}}) & -\hat{U} & -\hat{L} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \end{bmatrix},$$

$$[\hat{\omega} \times] = \begin{bmatrix} 0 & -\hat{\omega}_z & \hat{\omega}_y \\ \hat{\omega}_z & 0 & -\hat{\omega}_x \\ -\hat{\omega}_y & \hat{\omega}_x & 0 \end{bmatrix};$$

$$G(t) = \begin{bmatrix} -(I_3 - \hat{S}) & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & I_3 \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \end{bmatrix},$$

$$w(t) = [\eta_v^T \quad \eta_u^T]^T; \quad \eta_v = I_3 \sigma_v^2, \quad \eta_u = I_3 \sigma_u^2,$$

$$U = \begin{bmatrix} \omega_y^{\text{bc}} & \omega_z^{\text{bc}} & 0 \\ 0 & 0 & \omega_x^{\text{bc}} \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad L = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ \omega_x^{\text{bc}} & 0 & 0 \\ 0 & \omega_x^{\text{bc}} & \omega_y^{\text{bc}} \end{bmatrix},$$

$$\bar{\omega}^{\text{bc}} = \bar{\omega}_{\text{изм}} - \Delta \hat{\omega}_{\text{сист}}.$$

Для простоты представления будем полагать, что данные от звёздного датчика и БИС приходят одновременно с интервалом времени $\Delta t = 0.1$ с, при этом угловые скорости БИС на момент их получения однозначно соотносятся во времени с измерениями звёздного датчика.

Этап 1. Задание начальных условий работы фильтра

В начальный момент времени величины всех оцениваемых параметров, кроме данных об ориентации, которым присваивается значение кватерниона ориентации по данным звёздного датчика, задаются нулевыми

$$\Lambda_{\text{est}} = \Lambda_{\text{изм}}(0), \quad x(0) = 0_{1 \times 15},$$

где Λ_{est} – оценка кватерниона ориентации, полученная расширенным фильтром Калмана.

Полагая, что значение систематического смещения нуля БИС в проекции на оси связанной с КА системы координат есть $\omega_{\text{сист.п}}$, введём в рассмотрение ковариационные матрицы оцениваемых параметров

$$P_{\text{сист}}(0) = \text{diag}[\omega_{\text{сист.п}}^2 \quad \omega_{\text{сист.п}}^2 \quad \omega_{\text{сист.п}}^2],$$

$$P_{\text{БИС}}(0) = \text{diag}[\sigma_v^2 \quad \sigma_v^2 \quad \sigma_v^2],$$

$$\begin{aligned}
P_{MK}(0) &= \text{diag}[\sigma_s^2 \ \sigma_s^2 \ \sigma_s^2] = \text{diag}[S_{1,1}^2 \ S_{2,2}^2 \ S_{3,3}^2], \\
P_{Ku}(0) &= \text{diag}[\sigma_{ku}^2 \ \sigma_{ku}^2 \ \sigma_{ku}^2] = \text{diag}[S_{1,2}^2 \ S_{1,3}^2 \ S_{2,3}^2], \\
P_{Kl}(0) &= \text{diag}[\sigma_{kl}^2 \ \sigma_{kl}^2 \ \sigma_{kl}^2] = \text{diag}[S_{2,1}^2 \ S_{3,1}^2 \ S_{3,2}^2], \\
P_{ad}(0) &= \text{diag}[\sigma_{\text{зд}x}^2 \ \sigma_{\text{зд}y}^2 \ \sigma_{\text{зд}z}^2].
\end{aligned}$$

Тогда ковариационную матрицу системы в начальный момент времени можно представить в блочно-диагональном виде

$$P = \text{blkdiag}[P_{\text{сист}}(0) \ P_{\text{БИС}}(0) \ P_{\text{МК}}(0) \ P_{\text{Ку}}(0) \ P_{\text{Кл}}(0)].$$

Этап 2. Коррекция

Измерения звёздного датчика являются входными данными для этапа коррекции фильтра.

Последовательность действий:

1. Определяется рассогласование между измеренным кватернионом и его оценкой: $\Delta\Lambda = \Lambda_{\text{изм}} \otimes \tilde{\Lambda}_{\text{est}}$, где $\tilde{\Lambda}_{\text{est}}$ – кватернион, сопряжённый к Λ_{est} . Полагая, что интервал времени между двумя последовательными измерениями звёздного датчика достаточно мал, введём в рассмотрение вектор малых отклонений $\Delta\phi$, который может быть определён из кватерниона малого поворота $\Delta\Lambda$ как $\Delta\phi = \text{vect}(2\Delta\Lambda) = [2\Delta\Lambda_1 \ 2\Delta\Lambda_2 \ 2\Delta\Lambda_3]^T$, где $\Delta\Lambda_i$ ($i=1, 2, 3$) из соотношений (8).

2. Формируется матрица K коэффициентов обратной связи

$$K_k = P_k^- \cdot H^T \cdot (H \cdot P_k^- \cdot H^T + P_{ad})^{-1},$$

где $H = [I_3 \ 0_{3 \times 12}]$ – матрица измерений.

3. Вычисляется новая ковариационная матрица. Определяются новые значения вектора состояния:

$$P_k^+ = (I_{15} - K_k \cdot H) \cdot P_k^-,$$

$$\hat{x}_k^+ = \hat{x}_k^- + K_k \cdot \Delta\phi.$$

4. Формируются новые значения Λ_{est} оценки кватерниона ориентации

$$d\Lambda_{\text{est}} = [0 \ 0.5\Delta\bar{\theta}]^T; \Lambda_{\text{est}} = (\Lambda_{\text{est}} \otimes d\Lambda_{\text{est}})^0,$$

где $\Delta\bar{\theta}$ – векторная часть кватерниона из оценки вектора состояния $\hat{x}_k$, соответственно.

Этап 3. Прогноз

Формируется априорная оценка Λ_{est} и $\hat{\omega}$ по текущим значениям оценки матрицы $\hat{S}$ и оценке величин систематического ухода

$$\hat{S} = \begin{bmatrix} \hat{x}_7 & \hat{x}_{10} & \hat{x}_{11} \\ \hat{x}_{13} & \hat{x}_8 & \hat{x}_{12} \\ \hat{x}_{14} & \hat{x}_{15} & \hat{x}_9 \end{bmatrix},$$

$$\hat{\omega} = (I_3 - \hat{S})(\bar{\omega}_{\text{изм}} - \hat{x}_{4:6}),$$

где, согласно (12), (4) и (5),

$$\hat{s} = [\hat{s}_1 \ \hat{s}_2 \ \hat{s}_3]^T = [\hat{x}_7 \ \hat{x}_8 \ \hat{x}_9]^T,$$

$$\hat{k}_U = [\hat{k}_{U1} \ \hat{k}_{U2} \ \hat{k}_{U3}]^T = [\hat{x}_{10} \ \hat{x}_{11} \ \hat{x}_{12}]^T,$$

$$\hat{k}_L = [\hat{k}_{L1} \ \hat{k}_{L2} \ \hat{k}_{L3}]^T = [\hat{x}_{13} \ \hat{x}_{14} \ \hat{x}_{15}]^T,$$

$$\hat{\omega}_{\text{сист}} = \hat{x}_{4:6} = [\hat{x}_4 \ \hat{x}_5 \ \hat{x}_6]^T,$$

Здесь $\hat{x}_i$ – i -й элемент вектора оценки состояния системы, при условии начала нумерации с 0.

Формируются матрицы $F(t)$ и $G(t)$ по соотношениям (13) и новая ковариационная матрица P_k^- , после чего обнуляются значения $\Delta\hat{\theta}_x$, $\Delta\hat{\theta}_y$, $\Delta\hat{\theta}_z$ в векторе оценок $\hat{x}$:

$$P_k^- = (I_{15} - F(t)) \cdot P_k^+ \cdot (I_{15} - F(t))^T + G(t) P_B G^T(t),$$

$$P_B = \text{blkdiag}(\eta_v \ \eta_u),$$

$$\Lambda_{\text{est}} = 0.5(\Lambda_{\text{est}} \otimes \Lambda_{\hat{\omega}}), \Lambda_{\hat{\omega}} = [0 \ \hat{\omega}].$$

3. Оценка вектора состояния КА и параметров БИС в полёте

Как можно видеть из соотношений для фильтра, представленных в разделе 2, в оценке вектора состояния не участвуют соотношения, характеризующие управляющие и возмущающие ускорения, действующие на КА в полёте. Отсутствие их учёта делает невозможным надёжную оценку вектора состояния в некоторых случаях работы системы управления аппарата. К факторам, влияющим как на сходимость, так и на точность фильтра, можно отнести параметры, приводящие к существенным ошибкам линеаризации в рассматриваемой окрестности:

1 – наличие существенных внешних возмущающих моментов сил;

2 – наличие существенной нелинейной составляющей $\bar{\omega}_{\text{реал}} \times (J\bar{\omega} + I\bar{\Omega})$ в уравнении (7), которая оказывает влияние на динамику КА.

Рассмотрим применение представленного выше фильтра непосредственно в процессе стабилизации КА. Для идентификации параметров БИС по данным звёздного датчика необходимо совершать переориентацию КА из одного положения в другое, при этом обеспечивая достаточную малость калибровочных разворотов и требуемые ускорения.

Следуя положениям, предложенным в статье (Markley F. Landis, Crassidis John L., 2014), рассмотрим программу ориентации для идентификации параметров БИС по информации астродатчика. Эту программу будем формировать с использованием периодических тригонометрических функций вида $\omega_{\text{пр}} = A \sin(\Omega t)$ и $\omega_{\text{пр}} = A \cos(\Omega t)$. При этом формируется требуемое значение угловой скорости КА $\omega_{\text{пр}}$ в момент времени t . Рассмотрим КА с главными центральными моментами инерции: $J_{xx}=250$, $J_{yy}=270$, $J_{zz}=290$ [кг м²], управляемый двигателями-маховиками с характеристиками, приведёнными в таблице 1. Параметры БИС представлены в таблице 2. Начальные значения параметров ковариационных матриц при расчётах соответствовали значениям из таблицы 3.

ПРИМЕНЕНИЕ РАСШИРЕННОГО ГИБРИДНОГО ФИЛЬТРА КАЛМАНА ДЛЯ ИДЕНТИФИКАЦИИ ПАРАМЕТРОВ БЕСПЛАТФОРМЕННОЙ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ В СОСТАВЕ БОРТОВОГО ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

таблица 1 – Характеристики двигателя-маховика

параметр	обозначение и размерность	значение
момент инерции ротора	I , кг м ²	$3.185 \cdot 10^{-3}$
предельная скорость вращения	$\Omega_{\max}$, с ⁻¹	628
момент сухого трения	$M_{\text{ст}}$, Нм	$12 \cdot 10^{-4}$
коэффициент вязкого трения	$K_{\text{вт}}$, Нм/с ⁻¹	$1.433 \cdot 10^{-5}$
цена младшего разряда управляющего момента	–, Нм	$2.5 \cdot 10^{-5}$
максимальный управляющий момент	–, Нм	0.05

таблица 2 – Характеристики БИС

параметр	обозначение и размерность	значение
шумовая составляющая сигнала	σ_v , угл. с/такт	0.075
систематическое смещение нулевого сигнала	$\bar{\omega}_{\text{сист}}$, угл. с/такт	0.1, 0.15, 0.1
случайная составляющая дрейфа	σ_n , угл. с/такт	$6.5 \cdot 10^{-5}$
ошибки масштабного коэффициента каналов	ppm (10^{-6})	2000, 470, 1200

таблица 3 – Начальные значения элементов ковариационных матриц

обозначение, размерность	значение
$\sigma_{k_U}, \sigma_{k_L}, \sigma_s$ [ppm (10^{-6})]	2000
σ_v [угл. с/такт]	0.15
$\sigma_{\text{зд}}$ [угл. с]	6

Измерения звёздного датчика моделировались согласно соотношению (11) путём добавления малого кватерниона случайной составляющей со средне-квадратичным отклонением $\sigma_{\text{зд}}=6$ угл. с к реальному кватерниону, полученному из интегрирования уравнений (7). Случайная величина моделировалась нормально распределённой, с нулевым математическим ожиданием.

В качестве закона управления рассматривается пропорционально-дифференциальный регулятор вида:

$$\bar{u} = -K_p \text{sign}(\Delta \hat{\Lambda}_0) \Delta \hat{\Lambda}_{1:3} - K_d \dot{\omega},$$

где $\Delta \hat{\Lambda} = \tilde{\Lambda}_{\text{тр}} \otimes \Lambda_{\text{est}}$. Требуемый кватернион ориентации $\Lambda(k)_{\text{тр}}$ на k -м такте работы формируется из соотношений:

$$\Lambda_{\text{тр}}(0) = \Lambda(0);$$

$$\bar{\omega}_{\text{тр}} = \begin{bmatrix} A \sin(0.01 t_k) \\ A \sin(0.005 t_k) \\ A \cos(0.008 t_k) \end{bmatrix}, A = 0.05 \text{ [град]},$$

$$C = \frac{0.5 T}{|\bar{\omega}_{\text{тр}}|}, \alpha = 0.5 |\bar{\omega}_{\text{тр}}|,$$

$$\Lambda_{\text{тр}}(k+1) = \Lambda_{\text{тр}}(k) \otimes [\cos \alpha \quad \bar{\omega}_{\text{тр}} C \sin \alpha].$$

Матрица S из (3) принималась следующей:

$$S = \begin{bmatrix} 2000 & 1550 & 2500 \\ 1760 & 470 & 1100 \\ 2010 & 1800 & 1200 \end{bmatrix} 10^{-6}.$$

Представим результаты моделирования графически. На рисунке 1 показаны отклонения оценки систематических дрейфов чувствительных элементов БИС от реальных. На рисунке 2 – отклонения оценки погрешности масштабных коэффициентов чувствительных элементов БИС от реальных. На рисунке 3 – отклонения оценки несовпадения осей измерительных элементов k_U БИС от фактических. На рисунке 4 – отклонения оценки несовпадения осей измерительных элементов k_L БИС от фактических.

Рассмотрим отклонение оценки кватерниона ориентации Λ_{est} от фактического модельного значения в реализации, когда первые 2000 секунд осуществляется управление по предложенной программе, после чего КА стабилизируется относительно постоянной ориентации. Результаты представлены графически на рисунке 5. Для рассматриваемого расчётного случая погрешность оценок: систематического дрейфа нулевого сигнала: ± 0.01 угл. с/такт; масштабного коэффициента: ± 15 ppm; отклонения осей чувствительности: ± 50 ppm.

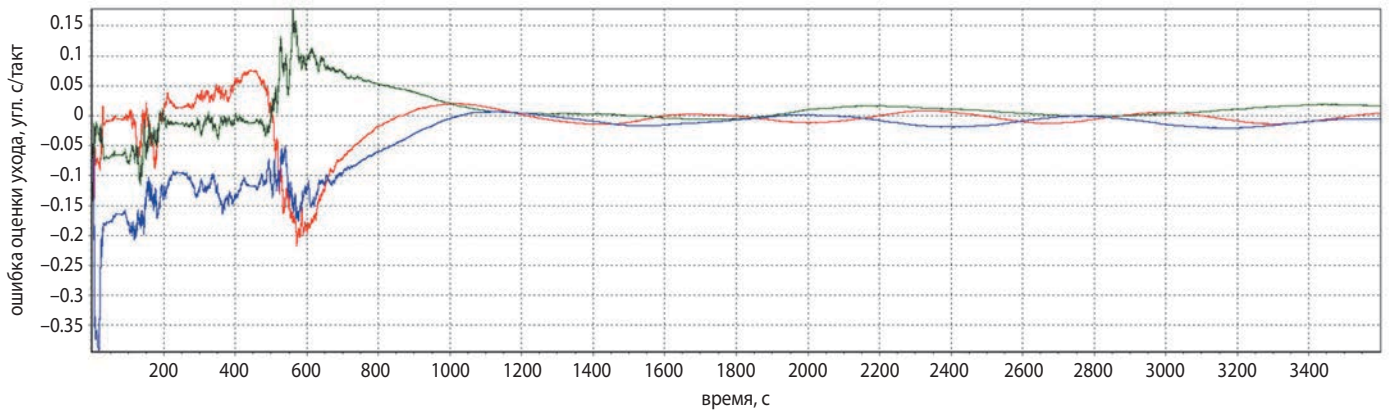


рисунок 1. Оценки систематических дрейфов

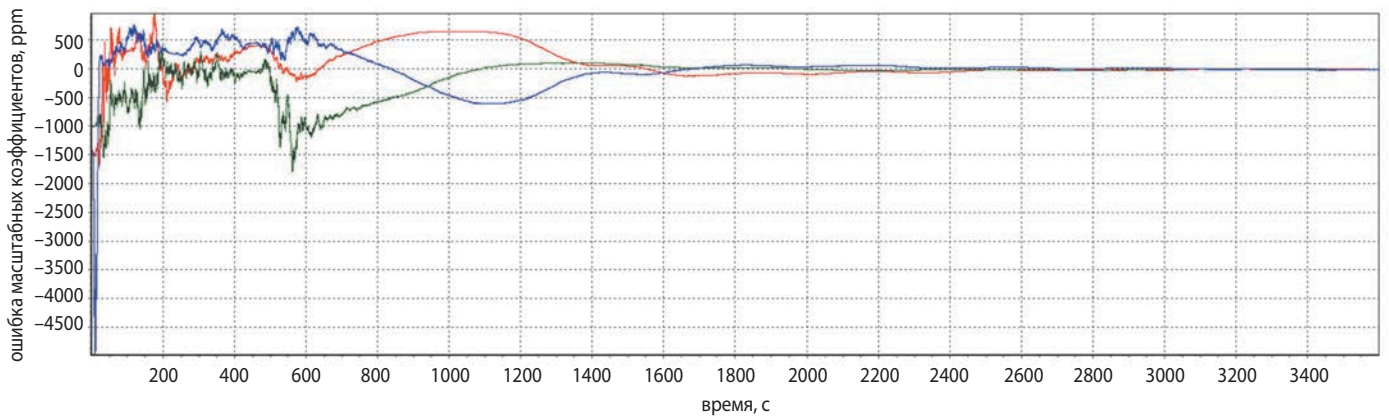


рисунок 2. Отклонения оценки погрешности масштабных коэффициентов

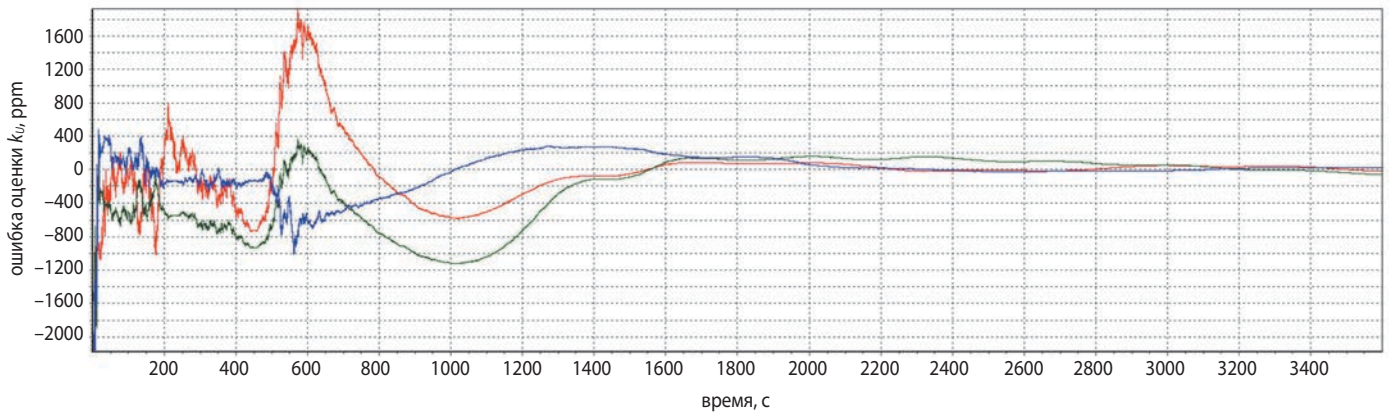


рисунок 3. Отклонения оценки элементов k_U

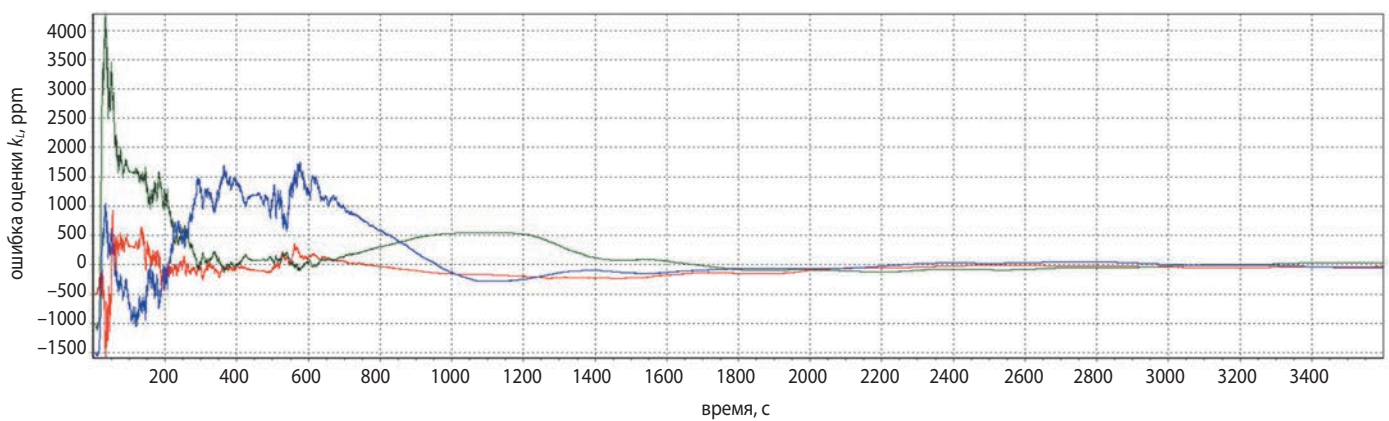


рисунок 4. Отклонения оценки элементов k_L

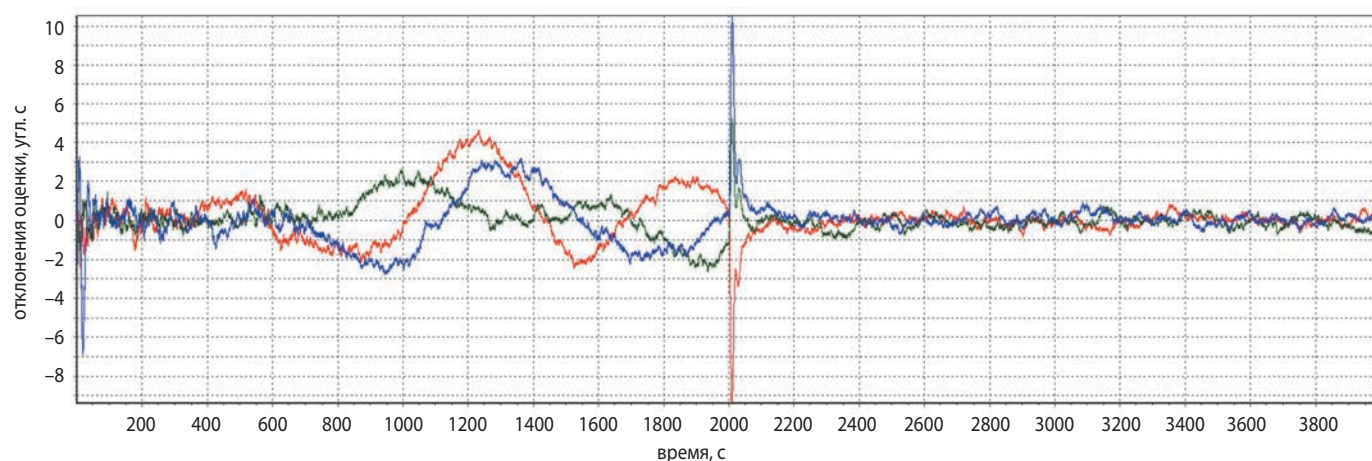


рисунок 5. Отклонения оценки ориентации

Как видно из результатов, представленных на рисунке 5, процесс оценки ориентации имеет динамическую ошибку во время отработки системой управления программы ориентации. В то же время в режиме стабилизации после завершения оценки параметров БИС среднеквадратичное значение отклонения оценки ориентации от фактического значения не превышает $\sigma=0.28$ угл. с.

4. Исследование программной реализации фильтра средствами микроконтроллера

Отдельный инженерный интерес представляет исследование производительности программного обеспечения (ПО), реализующего описанный выше расширенный гибридный фильтр Калмана, а также объём памяти, необходимый для его работы. Подобная оценка достаточно субъективна ввиду использования вполне конкретного микроконтроллера, особенностей применяемого языка программирования и подходов создания ПО. Тем не менее, такая оценка важна для понимания требований к аппаратным средствам и даёт ориентиры для выбора вычислительных средств бортового комплекса управления КА.

В качестве аппаратного средства, на котором осуществлялась проверка производительности ПО, реализующего расширенный гибридный фильтр Калмана для оценки параметров БИС, использовалась отладочная плата с микроконтроллером серии STM32F407VG с 32-разрядным ядром и архитектурной ARM Cortex-M4. Тактовая частота работы процессора задавалась равной 168 МГц.

Реализация приведённого в статье фильтра Калмана была выполнена на языке Си без использования механизмов динамического выделения памяти. Оценка времени исполнения кода проводилась входящим в состав ядра Cortex-M4 механизмом Data Watchpoint and Trace Unit (DWT), позволяющим осуществлять

отсчёт тактов процессора. Очевидно, что деление на частоту процессора количества тактов, прошедших с начального момента до конца исполнения кода, даёт непосредственно время исполнения. Для сравнения производительности вычисления осуществлялись с использованием как чисел с плавающей точкой одинарной точности (float), так и двойной точности (double). Исследовалось функционирование ПО при отключённой оптимизации кода на этапе компиляции, при максимальной оптимизации, направленной на повышение быстродействия и при среднем уровне оптимизации. В качестве компиляторов были рассмотрены популярные IAR C/C++ Compiler for ARM 8.30.1.114 и GCC 9.9.0.201906111633. Никакого дополнительного ПО на микроконтроллере при проведении исследований не было. Объём памяти, необходимый программе для работы при использовании чисел с плавающей точкой двойной точности (double), составляет ~11 Кбайт. Для чисел с плавающей точкой одинарной точности (float) этот объём, очевидно, в два раза меньше. Можно предположить, что, в зависимости от программной реализации, требуемый объём памяти может изменяться на $\pm 20\%$ от приведённого значения. Следует отметить, что общее время исполнения разделилось на этапы коррекции и прогноза в соотношениях 48% и 52%. То есть этапы работы фильтра сопоставимы по затратам вычислительной мощности.

Анализ результатов, представленных в таблицах 4 и 5, позволяет сделать вывод о более медленной работе программы при использовании чисел с плавающей точкой двойной точности. Обусловлено это тем, что 32-разрядный процессор при использовании этого типа данных осуществляет программную реализацию большого числа инструкций, в то время как для типа данных одинарной точности все операции выполняются аппаратными средствами встроенного математического сопроцессора.

таблица 4 – Время исполнения кода после компиляции IAR

оптимизация	тип числа с плавающей точкой	время выполнения кода, мс
отключена	double	50.83
	float	9.36
максимальная производительность	double	48.44
	float	3.81
средний уровень	double	49.62
	float	8.21

таблица 5 – Время исполнения кода после компиляции GCC

оптимизация	тип числа с плавающей точкой	время выполнения кода, мс
отключена	double	83.62
	float	28.94
O-2	double	56.52
	float	4.29
O-3	double	53.85
	float	2.34
O-speed	double	42.82
	float	1.91

Поскольку количество выполняемых инструкций идентично, то для пересчёта времени исполнения при работе процессора на другой частоте достаточно воспользоваться простым соотношением

$$t_N = \frac{T}{F} 168,$$

где F – частота процессора в МГц. Представленные результаты позволяют сделать вывод, что рассмотренный алгоритм расширенного гибридного фильтра Калмана для оценки параметров БИС может эффективно применяться непосредственно в полёте в составе современных 32-разрядных бортовых цифровых вычислительных машин (БЦВМ) с частотой процессора порядка 70 МГц и тактом задачи системы управления движением 100 мс при использовании встроенного математического сопроцессора с программной реализацией чисел одинарной точности с плавающей точкой. В отдельных случаях возможно применение алгоритма и при более низкой тактовой частоте процессора. Следует также учитывать, что результаты производительности зависят как от архитектуры процессора и используемого компилятора, так и от используемых настроек оптимизации. Естественно, для реализаций со встроенным математическим сопроцессором двойной точности время исполнения кода при работе с числами типа double будет существенно меньше.

ВЫВОДЫ

Анализ работы расширенного гибридного фильтра Калмана, реализованного в составе бортового ПО КА и используемого непосредственно в его процессе управления, показал хорошие результаты для оценки вектора состояния, характеризующего ориентацию

аппарата и параметры его БИС. Сходимость фильтра для рассмотренного примера обеспечивается за ~30 минут полёта.

Полученные данные моделирования программной реализации рассматриваемого в статье расширенного фильтра Калмана свидетельствуют о возможности применения этого алгоритма непосредственно на борту КА, в составе его бортового программного обеспечения. ПО предполагает использование современных 32-разрядных БЦВМ с частотой процессора порядка 70 МГц, в состав которых входит встроенный математический сопроцессор для чисел с плавающей точкой одинарной или двойной точности.

список литературы

Балковой Н.Н. Анализ особенностей применения двигателей-маховиков с компенсацией собственных помеховых моментов // Вестник МАИ. 2018. Т. 25, № 3. С. 203-211.

Беляев Б.Б., Добрица Б.Т., Розин П.Е. Метод повышения точности оценки вектора состояния при управлении угловым движением космического аппарата в режиме стабилизации // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 5. С. 11-15.

Иванов Д.С., Карпенко С.О., Овчинников М.Ю. Алгоритм оценки параметров ориентации малого космического аппарата с использованием фильтра Калмана // Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. 2009. № 48. С. 32.

Кавинов И.Ф. Инерциальная навигация в околоземном пространстве. М.: Машиностроение, 1988. 140 с.

Розин П.Е., Кусова В.Р. Методика юстировки гироскопического измерителя вектора угловой скорости КА в полёте // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 1. С. 32-35.

Шавин М.Ю. Численные методы нелинейной фильтрации для оценки состояния квадрокоптера с поворотными роторами // Труды МФТИ. 2019. Т. 11, № 3. С. 86-95.

Kok-Lam Lai, Crassidis John L., Harmanz Richard R. In-space spacecraft alignment calibration using the unscented filter // AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. 2003. DOI: 10.2514/6.2003-5563.

Markley F. Landis, Crassidis John L. Fundamentals of Spacecraft Attitude Determination and Control. Springer, 2014. 486 p.

Reynolds R. Maximum Likelihood Estimation of Stability Parameters for the Standard Gyroscopic Error Model // Flight Mechanics Symposium, NASA-Goddard Space Flight Center, Oct. 2003. NASA CP-2003-212246. P. 42.

Статья поступила в редакцию 02.10.2020

Статья после доработки 07.10.2020

Статья принята к публикации 07.10.2020

КОРРЕКЦИИ ВЫСОТЫ ПЕРИГЕЯ И НАКЛОНЕНИЯ ДЛЯ ПОДДЕРЖАНИЯ ДИНАМИЧЕСКОЙ УСТОЙЧИВОСТИ СПУТНИКОВЫХ СИСТЕМ НЕПРЕРЫВНОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ НА ВЫСОКОЭЛЛИПТИЧЕСКИХ ОРБИТАХ ТИПА «МОЛНИЯ»

CORRECTIONS OF PERIGEE ALTITUDE AND INCLINATION FOR MAINTENANCE OF DYNAMIC STABILITY OF THE CONTINUOUS SERVICE SATELLITE SYSTEMS ON HIGH-ELLIPTIC ORBITS OF MOLNIYA TYPE



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

Рассматриваются вопросы проведения коррекций высоты перигея и наклона с целью поддержания динамической устойчивости спутниковых систем (СС) непрерывного обслуживания с орбитальными структурами (ОС) на высокоэллиптических орбитах (ВЭО) типа «Молния». Коррекция высоты перигея предназначена для управления прецессией долготы восходящего узла (ДВУ) орбиты космического аппарата (КА) с целью обеспечения непрерывности обслуживания СС. Коррекция наклона предназначена для целенаправленного изменения эволюции аргумента перигея, определяющего геометрию расположения рабочего участка (РУ) КА относительно обслуживаемого района. Проведение этих коррекций в рамках управления ОС СС позволит минимизировать пространственно-временную деформацию (ПВД) ОС при длительных сроках активного существования (САС).

Ключевые слова: коррекция высоты перигея; коррекция наклона; управление орбитальной структурой; высокоэллиптическая орбита; динамическая устойчивость; космический аппарат; рабочий участок.

DOI: 10.26162/LS.2020.50.4.006

The issues of perigee altitude and inclination corrections execution are considered intended for maintenance of dynamic stability of the continuous service satellite systems (SS) with orbital characteristics (OC) on high-elliptic orbits (HEO) of Molniya type. Corrections of the perigee altitude is aimed for control of precision of the longitude of ascending node (LAN) of the spacecraft orbit in order to ensure the continuity of the satellite system service. Corrections of inclination is intended for intentional change of evolution of the perigee argument, determining a geometry of the operational region of the spacecraft (SC) relative to the serviced region. Execution of these corrections in terms of control of the SS OCs would allow minimization of spatial-temporal deformation (STD) of the OCs at long-term periods of active lifetime.

Key words: perigee altitude correction; inclination correction; control of orbital characteristics; high-elliptic orbit; dynamic stability; spacecraft; operational region.

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

Высокоэллиптические орбиты типа «Молния» находят широкое применение в так называемых спутниковых системах непрерывного обслуживания, предназначенных для круглосуточного выполнения какой-либо целевой задачи (наблюдение, связь, метеорология и др.). В настоящей статье рассматриваются ВЭО, входящие в орбитальные структуры СС, предназначенных для обслуживания районов Северного полушария Земли. Рассматриваемые ВЭО подвержены сильному влиянию эволюции их параметров, особенно при длительных сроках активного существования (САС) космических аппаратов. Неравномерность эволюции параметров орбит у отдельных КА СС может приводить к значительной пространственно-временной деформации (ПВД) ОС в целом. Для парирования неблагоприятного влияния эволюции и минимизации ПВД необходимо вводить управление ОС СС для решения так называемой задачи обеспечения динамической устойчивости СС (Назаренко А.И., Скребушевский Б.С., 1981; Назаров А.Е., 2007; Назаров А.Е., 2013; Шестихин В.И. и др., 2015).

Под динамической (баллистической) устойчивостью СС понимается свойство её ОС сохранять на заданном временном интервале такое взаимное расположение орбит и положение КА (спутников) на этих орбитах, при которых обеспечивается непрерывность обслуживания при различного рода ограничений на работу бортовых и наземных систем.

Под обслуживанием понимается выполнение КА целевой задачи, которое осуществляется на определённом участке орбиты – рабочем участке (РУ). Непрерывность обслуживания в СС обеспечивается организацией последовательного следования РУ по времени суток.

Нарушение динамической устойчивости СС может наступать из-за ПВД её ОС, обусловленной эволюцией элементов орбит КА. Кроме эволюции периода обращения КА, вызывающей уход географической долготы восходящего узла (ГДВУ) λ , от номинального значения, основными факторами, определяющими ПВД ОС, являются неравномерность скорости прецессии плоскостей орбит КА и отклонение линии апсид (аргумента перигея ω) от номинального положения.

Первый фактор определяет временную деформацию ОС СС и обусловлен нарушением взаимного расположения плоскостей орбит в пространстве и связанным с этим изменением относительного временного расположения моментов прохождения КА апогея. Так как середина РУ КА обычно совпадает с апогеем, то нарушение относительного расположения РУ соседних КА и нарушению непрерывности обслуживания.

Геосинхронность рассматриваемых ВЭО обеспечивается проведением периодических коррекций периода обращения КА с целью поддержания требуемого значения ГДВУ λ . Однако наряду с этим параметром на пространственную деформацию ОС, а именно на изменение геометрии положения КА на РУ относительного района обслуживания, влияет упомянутый выше второй фактор. Отклонение аргумента перигея ω от номинального значения оказывает влияние на полноту обслуживания заданного района и условия радиовидимости КА.

Для обеспечения динамической устойчивости рассматриваемых СС и устранения неблагоприятного влияния эволюции на выполнение целевой задачи необходимо предусмотреть соответствующее управление ОС СС. Следует отметить, что сложность определения такого управления возрастает с увеличением срока активного существования КА.

Проведённый анализ эволюции рассматриваемых ВЭО (Назаров А.Е., 2019) позволил выявить характерные особенности влияния изменения отдельных параметров орбит на ПВД ОС СС и определить возможные виды коррекций орбиты КА для парирования неблагоприятного влияния эволюции. В качестве таких коррекций можно рассматривать коррекции периода обращения КА $T_{ка}$, высоты перигея h_{π} и наклонения i . Таким образом, эти виды коррекций орбиты КА можно использовать для управления ОС СС, а именно: коррекцию T – для управления трассой КА; коррекцию h_{π} – для устранения неравномерности прецессии долготы восходящего узла (ДВУ) Ω_{γ} ; коррекцию i – для минимизации эволюции аргумента перигея ω .

Управление ОС СС можно разделить (Назаров А.Е., 2007; Назаров А.Е., 2013) на условно пассивное, активное и комбинированное.

Под условно пассивным управлением ОС СС понимается такое управление, при котором уменьшение ПВД ОС обеспечивается только за счёт оптимизации (дифференцированного выбора) начальных значений параметров ОС СС. При выборе соответствующих средств выведения этот способ управления не требует затрат бортового запаса характеристической скорости КА и может быть реализован путём набора конечного числа вариантов орбит выведения. При ограниченных возможностях средств выведения формирование требуемой начальной ОС можно обеспечивать проведением коррекций орбит КА с помощью двигательной установки (ДУ) КА на этапе их приведения на рабочую орбиту.

Активное управление предполагает компенсацию ПВД ОС за счёт непосредственного проведения в течение всего САС КА периодических коррекций поддержания соответствующих параметров орбит.

При наличии на борту КА значительных запасов характеристической скорости в качестве корректируемых параметров, кроме периода обращения КА для управления трассой, можно рассматривать высоту перигея h_π (эксцентриситет e) и наклонение орбиты i . При этом коррекция h_π предназначена для поддержания требуемой скорости прецессии ДВУ, а коррекция i – для поддержания в допустимом диапазоне аргумента перигея ω . Проведение таких коррекций позволяет сохранить номинальную ОС СС в течение всего срока её существования, однако, и затраты характеристической скорости для этой цели будут значительны.

Комбинированное управление может включать в себя как частичное, так и полное использование двух первых способов управления.

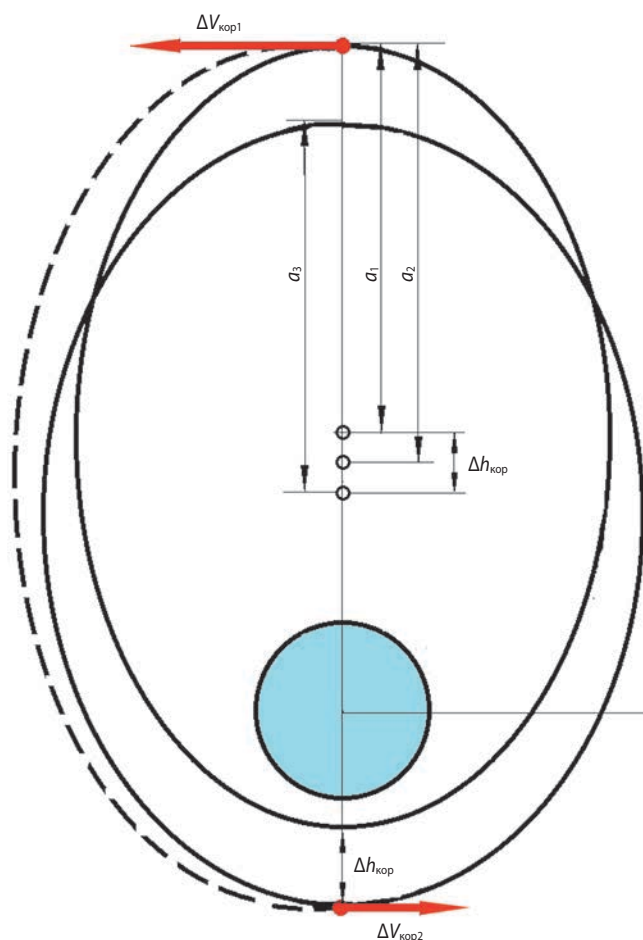
Очевидно, что активное управление в принципе может полностью устранить ПВД ОС. Однако технические ограничения, и прежде всего по бортовому запасу характеристической скорости, делают проблематичным реализацию данного способа управления. В то же время и технические возможности используемых средств выведения могут не обеспечивать полный набор требуемых вариантов орбит выведения, и тогда целесообразно рассматривать комбинацию первых двух способов управления. В этом случае формирование требуемой начальной ОС можно обеспечивать проведением коррекций орбит с помощью ДУ КА на этапе их приведения на рабочую орбиту.

Таким образом, выбор способа управления ОС СС должен определяться энергетическими возможностями средств выведения и запасами топлива на борту КА, а также спецификой целевой задачи, например, допустимостью проведения коррекции орбиты на РУ.

Цель данной статьи – рассмотрение особенностей реализации перечисленных выше видов коррекции орбит в интересах обеспечения динамической устойчивости ОС на ВЭО. Исключением является коррекция периода обращения КА для поддержания требуемой геометрии расположения трассы КА на поверхности Земли, которая здесь не рассматривается, так как достаточно освещена в литературе, в том числе и для других типов геосинхронных орбит.

1. Коррекция высоты перигея для компенсации неравномерности прецессии ДВУ

Основное влияние на скорость прецессии ДВУ оказывает нецентральность гравитационного поля (сжатие фигуры Земли), а именно, гармоника C_{20} . Поэтому высота перигея h_π , определяющая близость КА к Земле, является тем параметром орбиты, кор-



рисунк 1. Двухимпульсная схема коррекции высоты перигея h_π

рекцией которого можно управлять и скоростью прецессии ДВУ.

С учётом рассмотренных выше способов управления ОС коррекция h_π может быть использована как при комбинированном управлении на этапе приведения КА на рабочую орбиту, так и при активном управлении на этапе его удержания на рабочей орбите.

В первом случае коррекция h_π орбиты выведения может проводиться КА с целью его так называемого довыведения на требуемую для обеспечения динамической устойчивости ОС СС начальную высоту перигея. При такой стратегии развёртывания и восполнения СС можно минимизировать количество вариантов полётных заданий для средств выведения, что весьма актуально на практике. Во втором случае активное управление ОС предполагает проведение периодических коррекций поддержания h_π в заданном допустимом диапазоне.

Для реализации коррекций h_π геосинхронных ВЭО с целью управления ОС СС возможны различные схемы. Наиболее применяемой на практике является двухимпульсная схема, характеризуемая минималь-

ными энергетическими затратами. Данная схема представлена на рисунке 1.

Двухимпульсная схема коррекции h_π реализуется приложением трансверсальных корректирующих импульсов (КИ) в апогее и перигее орбиты. Импульс, прикладываемый в апогее орбиты, непосредственно изменяет высоту перигея. Импульс в перигее соответственно на такую же величину уменьшает или увеличивает высоту апогея для сохранения текущего значения периода обращения КА T и исключения дрейфа по ГДВУ λ , после второго импульса. Между КИ полёт происходит по переходной орбите. На рисунке 1 использованы обозначения начальной, переходной и конечной орбиты – соответственно «1», «2», «3» и соответствующие индексы в обозначениях параметров этих орбит.

Для расчёта параметров двухимпульсной коррекции h_π в качестве исходных данных приняты величина большой полуоси начальной орбиты a_1 и величина изменения высоты перигея $\Delta h_{\text{кор}}$. Так как коррекция с приложением трансверсальных КИ в апсидальных точках орбиты есть по сути коррекция периода обращения КА T , предлагается следующий алгоритм расчёта параметров коррекции.

Определяются периоды обращения начальной T_1 и переходной T_2 орбит: как $T_1 = \frac{2\pi \cdot a_1^{1,5}}{\sqrt{\mu}}$; $T_2 = \frac{2\pi \cdot a_2^{1,5}}{\sqrt{\mu}}$,

где $a_2 = a_1 + 0,5 \cdot \Delta h_{\text{кор}}$ – большая полуось переходной орбиты; μ – гравитационный параметр Земли.

Требуемые изменения периода обращения $\Delta T_{\text{кор}1}$ и $\Delta T_{\text{кор}2}$ для 1-го и 2-го КИ могут быть определены следующим образом:

$$\begin{cases} \Delta T_{\text{кор}1} = T_2 - T_1; \\ \Delta T_{\text{кор}2} = -\Delta T_{\text{кор}1}. \end{cases} \quad (1)$$

В общем случае скорость полёта КА по эллиптической орбите определяется следующим выражением:

$$V_i = \sqrt{\frac{\mu}{p_i} \cdot (1 + e_i^2 + 2 \cdot e_i \cdot \cos \vartheta_i)}, \quad (2)$$

где p_i и e_i – соответственно фокальный параметр и эксцентриситет орбиты с индексом « i »;

ϑ_i – значение истинной аномалии точки приложения КИ.

Тогда величина i -го КИ $\Delta V_{\text{кор}i}$ определится как

$$\Delta V_{\text{кор}i} = \Delta T_{\text{кор}i} \cdot \frac{\mu}{3a_i T_i V_i}. \quad (3)$$

По формулам (1)–(3) можно найти и величину импульса скорости $\Delta V_{\text{кор}2}$ для 2-го КИ. Однако для этого надо определить значения эксцентриситета e_2 и фокального параметра p_2 конечной орбиты. Это можно сделать с использованием следующих выражений:

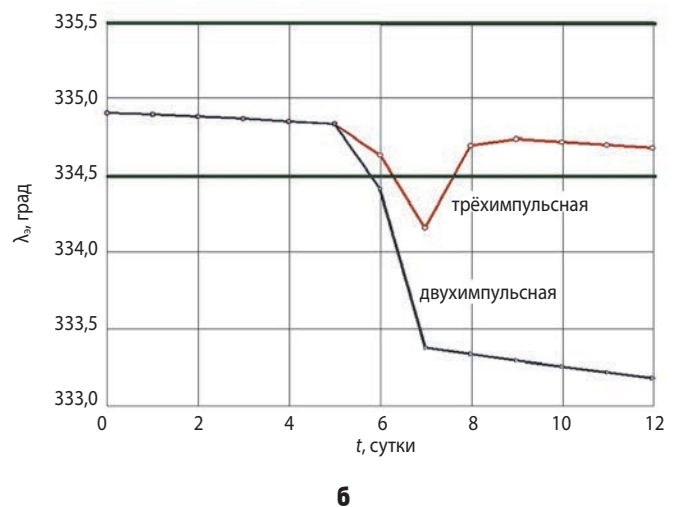
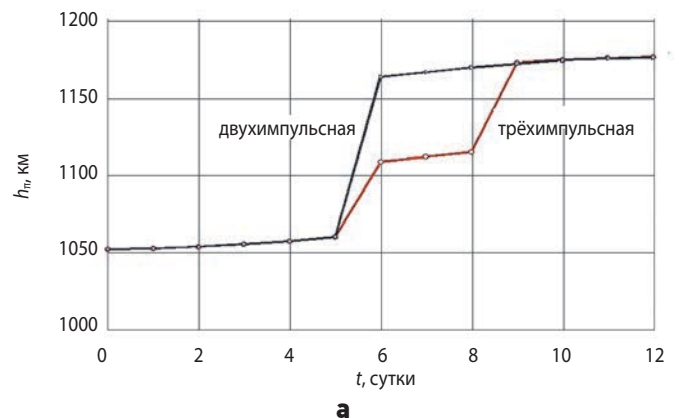
$$\begin{aligned} e_2 &= \frac{2a_1 e_1 - 0,5 \cdot \Delta h_{\text{кор}}}{2a_1 + \Delta h_{\text{кор}}}; \\ p_2 &= a_2 \cdot (1 - e_2^2). \end{aligned} \quad (4)$$

Зная массу КА $m_{\text{КА}}$ и тягу двигательной установки ДУ $R_{\text{ДУ}}$, можно рассчитать время работы ДУ $\tau_{\text{ДУ}i}$ при отработке i -го КИ:

$$\tau_{\text{ДУ}i} = \frac{m_{\text{КА}} \cdot \Delta V_{\text{кор}i}}{R_{\text{ДУ}}}. \quad (5)$$

При ограниченной величине тяги ДУ КИ являются протяжёнными, и это должно учитываться при определении времени включения ДУ относительно соответствующей апсидальной точки (середины КИ).

Последовательность проведения КИ может быть любой, однако она будет определять направление дрейфа КА по ГДВУ λ , на интервале между КИ. При увеличении h_π и приложении 1-го «разгонного» КИ в апогее период обращения КА будет больше стабильного и, следовательно, дрейф по λ будет в западном направлении. И, наоборот, при первом перигейном КИ, который должен быть «тормозным»,



рисунки 2. Изменение высоты перигея h_π (а) и ГДВУ λ (б) для различных схем проведения коррекции высоты перигея

КОРРЕКЦИИ ВЫСОТЫ ПЕРИГЕЯ И НАКЛОНЕНИЯ ДЛЯ ПОДДЕРЖАНИЯ ДИНАМИЧЕСКОЙ УСТОЙЧИВОСТИ СПУТНИКОВЫХ СИСТЕМ НЕПРЕРЫВНОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ НА ВЫСОКОЭЛЛИПТИЧЕСКИХ ОРБИТАХ ТИПА «МОЛНИЯ»

направление дрейфа будет восточным. Таким образом, изменяя последовательность приложения КИ, можно целенаправленно изменять и направление дрейфа ГДВУ λ_3 .

Уход по ГДВУ λ_3 будет тем меньше, чем меньше интервал времени между КИ. Для орбиты типа «Молния» минимальный интервал составляет ~ 6 часов. На этапе поддержания рабочей орбиты необходимо учитывать ограничение по выходу ГДВУ λ_3 из допустимого диапазона. Так, при $\Delta h_{\text{кор}}=100$ км для рассматриваемой ВЭО уход по λ_3 при минимальном интервале между КИ в половину витка составит $\sim 0,5^\circ$, а при интервале в полтора витка, что может потребоваться для измерений параметров орбиты после 1-го КИ, уход увеличится до $1,5^\circ$.

На рисунке 2 для примера проведения коррекции высоты перигея на этапе удержания КА на рабочей ВЭО типа «Молния» представлены графики изменения h_p (рисунок 2а) и ГДВУ λ_3 (рисунок 2б) на интервале времени $t=12$ суток для различных схем проведения коррекции: для рассмотренной выше двухимпульсной схемы и для рассматриваемой далее трёхимпульсной.

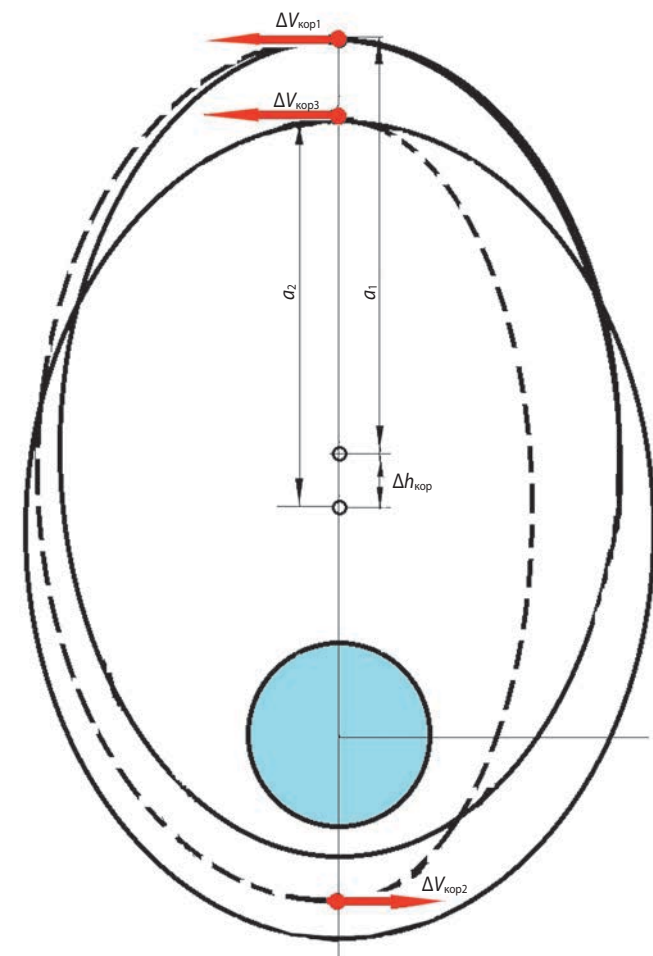


рисунок 3. Трёхимпульсная схема коррекции высоты перигея h_p

Графики построены по результатам моделирования движения центра масс КА на геосинхронной ВЭО с учётом проведения коррекции по увеличению высоты перигея на $\Delta h_{\text{кор}}=100$ км. В качестве основных исходных данных для расчёта параметров коррекции использованы начальные параметры орбиты $T_0=43065$ с, $h_{p0}=1050$ км, $\lambda_{30}=334,9^\circ$, а также масса КА $m_{\text{КА}}=2122$ кг, величина тяги ДУ $R_{\text{ДУ}}=2,3$ кг, допустимый диапазон изменения $\lambda_3=335,0\pm 0,5^\circ$.

Для двухимпульсной схемы первый КИ назначен в районе апогея 10-го витка, второй КИ – в районе перигея 12-го витка. Рассчитанные для данной схемы параметры коррекции представлены в таблице 1. Суммарные затраты характеристической скорости составили $\Delta V_{\text{хар}}=10,52$ м/с.

таблица 1 – Параметры коррекции для двухимпульсной схемы

номер КИ i	$\Delta T_{\text{кор}i}$, с	$\Delta V_{\text{кор}i}$, м/с	$\tau_{\text{ДУ}i}$, с
1	121,85	9,05	866,0
2	-121,85	1,47	140,3

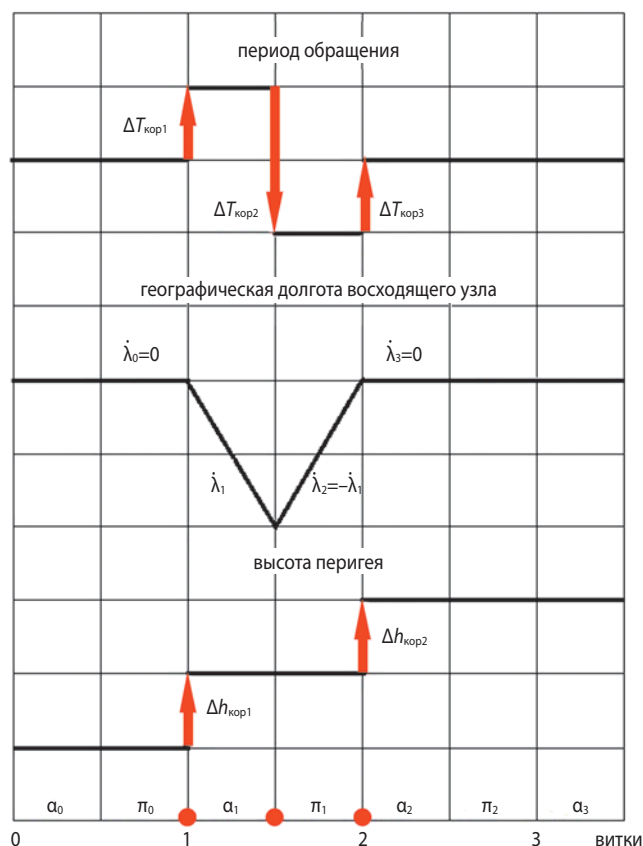
Из графиков видно, что высота перигея изменилась на заданную величину $\Delta h_{\text{кор}}=100$ км, однако произошло значительное (на $\sim 1,5^\circ$) изменение λ_3 и её выход из допустимого диапазона ($335\pm 0,5^\circ$).

Для исключения выхода λ_3 из допустимого диапазона требуемая величина $\Delta h_{\text{кор}}$ может быть реализована проведением нескольких двухимпульсных коррекций. Увеличить время нахождения λ_3 в допустимом диапазоне может и выбор порядка приложения КИ с направлением дрейфа λ_3 в сторону дальней границы диапазона.

В качестве недостатков двухимпульсной схемы при её использовании на этапе поддержания КА наряду с нежелательным уходом ГДВУ λ_3 можно отметить необходимость проведения апогейного КИ на РУ, что может не допускаться с точки зрения выполнения целевой задачи.

Для уменьшения ухода ГДВУ λ_3 предлагается использовать трёхимпульсную схему, обеспечивающую практически такие же затраты характеристической скорости, как и у двухимпульсной, но с некоторым увеличением времени на проведение операции по изменению высоты перигея. Трёхимпульсная схема представлена на рисунке 3.

При трёхимпульсной схеме трансверсальные КИ реализуются также в апсидальных точках орбиты, но в последовательности «апогей-перигей-апогей». При этом изменение периода обращения КА апогейными КИ должно равняться по модулю изменению перигейным КИ с обратным знаком. Таким образом, при равенстве величин изменения периода обращения КА апогейными КИ величина каждого должна



$\dot{\lambda}_0$ – скорость дрейфа ГДВУ λ_3 до проведения коррекции;
 $\dot{\lambda}_1, \dot{\lambda}_2, \dot{\lambda}_3$ – скорость дрейфа ГДВУ λ_3 после первого, второго и третьего КИ; α_i, π_i – моменты прохождения КА апогея и перигея на i -м витке.

рисунок 4. Схема изменения параметров орбиты при реализации трёхимпульсной схемы коррекции высоты перигея h_π

быть в два раза меньше изменения при перигейном КИ. Благодаря такому условию уход ГДВУ λ_3 на интервале между первым и вторым КИ компенсируется дрейфом λ_3 в противоположном направлении на интервале между вторым и третьим КИ. Интервалы между КИ должны быть равными и кратными половине витка.

На рисунке 4 схематично показано проведение предлагаемого варианта трёхимпульсной коррекции в виде графиков изменения периода обращения, высоты перигея и ГДВУ. По оси абсцисс отложены условные номера витков и отмечены моменты прохождения КА апсидальных точек.

В трёхимпульсной схеме первый КИ, прикладываемый в апогее α_1 орбиты, изменяет (увеличивает) период обращения на величину $\Delta T_{\text{кор}1}$, соответствующую изменению (увеличению) h_π на половину требуемой величины $\Delta h_{\text{кор}1}$. Второй КИ в перигее π_1 изменяет (уменьшает) период обращения на величину $\Delta T_{\text{кор}2} = -\Delta T_{\text{кор}1}$ и соответственно изменяет (уменьшает)

ет) высоту апогея на величину требуемого изменения высоты перигея Δh_π . Третий КИ изменяет (увеличивает) период обращения КА на величину $\Delta T_{\text{кор}3}$, доводя его до начального значения и устраняя дрейф по ГДВУ λ_3 , появившейся после второго КИ. При этом высота перигея изменяется (увеличивается) до требуемого значения $\Delta h_\pi = \Delta h_{\text{кор}1} + \Delta h_{\text{кор}2}$.

Соотношения (1) применительно к трёхимпульсной коррекции можно записать следующим образом:

$$\begin{cases} \Delta T_{\text{кор}1} = 0,5 \cdot (T_2 - T_1); \\ \Delta T_{\text{кор}2} = -2 \cdot \Delta T_{\text{кор}1}; \\ \Delta T_{\text{кор}3} = \Delta T_{\text{кор}1}. \end{cases}$$

На представленном выше рисунке 2 приведены графики (выделены красным цветом) изменения h_π и ГДВУ λ_3 при использовании рассматриваемой трёхимпульсной схемы коррекции. Из графиков видно, что высота перигея изменилась на заданную величину $\Delta h_{\text{кор}} = 100$ км.

Для принятых выше исходных данных в таблице 2 представлены параметры трёхимпульсной коррекции. Суммарные затраты характеристической скорости составили $\Delta V_{\text{хар}} = 10,52$ м/с, что соответствует и затратам для двухимпульсной схемы.

таблица 2 – Параметры коррекции для трёхимпульсной схемы

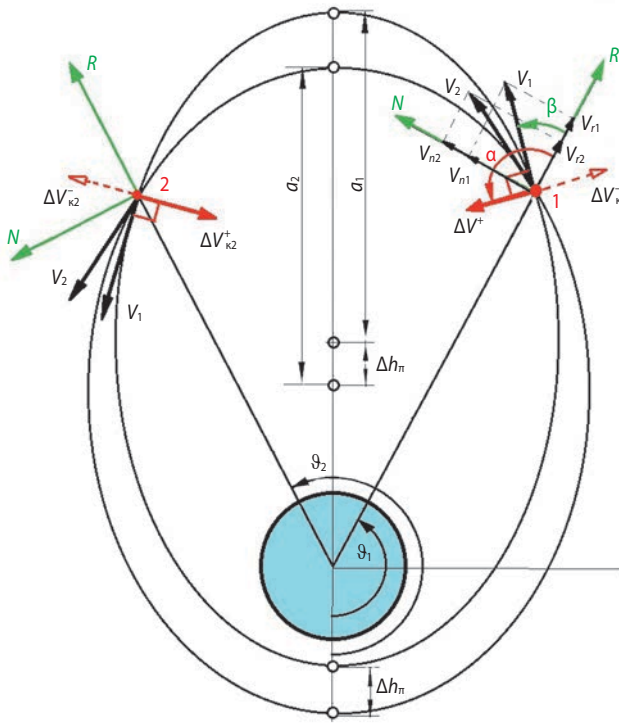
номер КИ i	$\Delta T_{\text{кор}i}$, с	$\Delta V_{\text{кор}i}$, м/с	$\tau_{\text{ДУ}i}$, с
1	60,9	4,53	433,0
2	-121,85	1,47	140,3
3	60,9	4,53	433,0

Сравнительный анализ рассматриваемых двух схем коррекции h_π показывает, что использование трёхимпульсной схемы позволяет исключить нежелательный выход λ_3 из допустимого диапазона. В качестве недостатков трёхимпульсной схемы отметим необходимость проведения апогейных КИ на РУ, что может не допускаться с точки зрения выполнения целевой задачи, и увеличенное время на проведение операции.

В качестве альтернативы трёхимпульсной схеме коррекции h_π можно использовать одноимпульсную схему, показанную на рисунке 5.

В этой схеме КИ прикладывается в одной из двух возможных точек орбиты, а именно в точках пересечения начальной и конечной орбит. На рисунке 5 эти точки обозначены соответственно цифрами «1» и «2».

Особенностью данной схемы коррекции является возможность изменения высоты перигея (эксцентриситета) практически без изменения периода обращения КА. Это условие обеспечивается выбором



рисунк 5. Одноимпульсная схема коррекции высоты перигея h_{π}

направления КИ в орбитальной системе координат (ОСК), при котором отсутствует проекция составляющей КИ на вектор орбитальной скорости.

Для расчёта параметров данного варианта коррекции h_{π} необходимо определить время приложения КИ и его направление в ОСК.

Время приложения КИ t_i определяется как момент прохождения КА соответствующей i -й точки пересечения орбит. Этот момент может быть рассчитан с использованием условия равенства текущих значений радиус-векторов начальной r_1 и конечной r_2 орбит:

$$r_1(t_i) = r_2(t_i). \quad (6)$$

Перепишем условие (6) с использованием элементов рассматриваемых орбит:

$$\frac{p_1}{1 + e_1 \cos \vartheta} = \frac{p_2}{1 + e_2 \cos \vartheta}, \quad (7)$$

где p_1 и e_1 – фокальный параметр и эксцентриситет начальной орбиты; p_2 и e_2 – соответствующие элементы конечной орбиты; ϑ – значение истинной аномалии точки пересечения орбит.

Это значение ϑ можно определить из условия (7) как:

$$\vartheta = \arccos \frac{p_2 - p_1}{p_1 e_2 - p_2 e_1}. \quad (8)$$

Следует заметить, что значение ϑ , полученное по формуле (8), будет лежать в диапазоне от 0 до π ,

т.е. соответствовать точке пересечения «1» $\vartheta_1 = \vartheta$. Вторая точка «2» расположена симметрично относительно апогея и может быть определена как $\vartheta_2 = 2\pi - \vartheta$.

С использованием известных значений большой полуоси a_1 и эксцентриситета e_1 начальной орбиты, заданной величины изменения высоты перигея Δh_{π} , а также равенства $a_2 = a_1$ можно определить все необходимые параметры для расчёта ϑ , а именно:

$$e_2 = e_1 - \frac{\Delta h_{\pi}}{a_1}; \quad p_1 = a_1 \cdot (1 - e_1^2); \quad p_2 = a_1 \cdot (1 - e_2^2).$$

Таким образом, определив соответствующее значение истинной аномалии ϑ_i для i -й точки приложения КИ, время приложения КИ t_i можем найти по времени перигея t_{π} начальной орбиты и времени полёта от перигея до точки приложения КИ $\Delta t_{\pi i}$, которое находится решением уравнения Кеплера, т.е. $t_i = t_{\pi} + \Delta t_{\pi i}$.

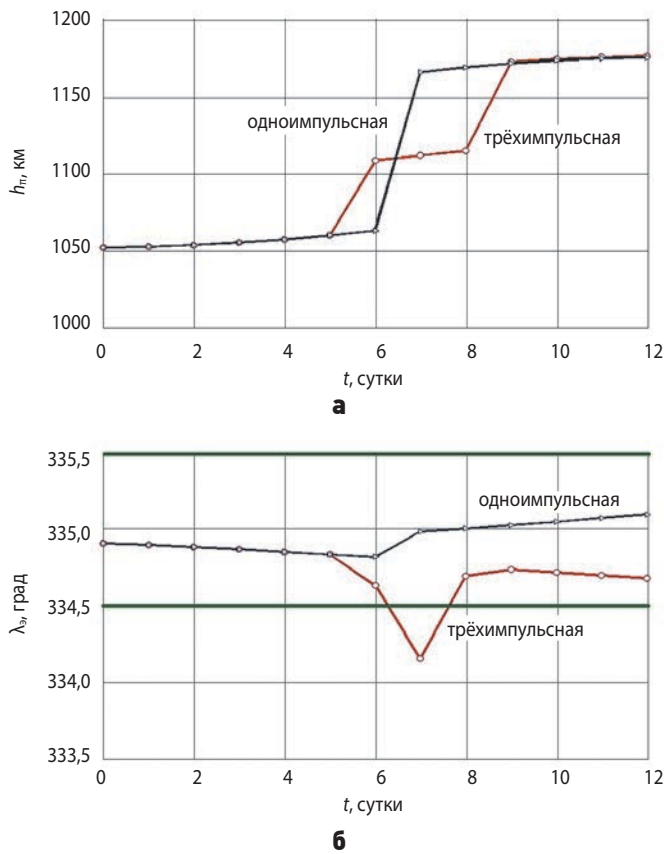
Для расчёта направления и величины КИ используются векторы скорости КА V и их составляющие, а именно радиальная V_r и нормальная V_n (Эльясберг П.Е., 1965). Ниже представлены формулы для расчёта этих данных для начальной (индекс 1) и конечной (индекс 2) орбит:

$$\begin{aligned} V_1 &= \sqrt{\frac{\mu}{p_1} \cdot (1 + e_1^2 + 2 \cdot e_1 \cdot \cos \vartheta_i)}, \\ V_{r1} &= \sqrt{\frac{\mu}{p_1}} \cdot e_1 \cdot \sin \vartheta_i, \\ V_{n1} &= \sqrt{\frac{\mu}{p_1}} \cdot (1 + e_1 \cdot \cos \vartheta_i); \\ V_2 &= \sqrt{\frac{\mu}{p_2} \cdot (1 + e_2^2 + 2 \cdot e_2 \cdot \cos \vartheta_i)}, \\ V_{r2} &= \sqrt{\frac{\mu}{p_2}} \cdot e_2 \cdot \sin \vartheta_i, \\ V_{n2} &= \sqrt{\frac{\mu}{p_2}} \cdot (1 + e_2 \cdot \cos \vartheta_i). \end{aligned} \quad (9)$$

Для минимизации изменения периода обращения (большой полуоси) конечной орбиты направление КИ $\Delta V_{\text{кор}}$ должно быть перпендикулярным к вектору линейной скорости КА V . На рисунке 5 показано расположение КИ ΔV_{k1}^+ и ΔV_{k2}^+ соответственно для точек «1» и «2» для варианта коррекции увеличения h_{π} . При уменьшении h_{π} направление соответствующих КИ ΔV_{k1}^- и ΔV_{k2}^- должно быть противоположным.

В качестве характерного угла, который определяет направление КИ $\Delta V_{\text{кор}}$, примем угол β – угол в плоскости орбиты между вектором скорости КА V и радиус-вектором r , определяемый как $\beta = \arccos \left(\frac{V_{n1}}{V_1} \right)$.

Направление КИ рассмотрим в ОСК в плоскости орбиты КА. Ось R этой ОСК направлена по радиус-



рисунк 6. Изменение высоты перигея h_p (а) и ГДВУ λ_p (б) для одноимпульсной и трёхимпульсной схем коррекции высоты перигея

вектору r , а ось N перпендикулярна r и направлена по полёту КА. Положение КИ в ОСК задаётся углом α , отсчитываемым по полёту от направления r в диапазоне от 0 до 2π . Для случая увеличения h_p угол $\alpha = \beta + \pi/2$, а при уменьшении h_p направление КИ должно быть противоположным, т.е. $\alpha = \beta - \pi/2$.

Для нахождения величины КИ $\Delta V_{\text{кор}}$ воспользуемся составляющими вектора скорости для начальной (9) и конечной (10) орбит:

$$\Delta V_{\text{кор}} = \sqrt{(V_{r2} - V_{r1})^2 + (V_{n2} - V_{n1})^2}. \quad (11)$$

Определив, используя выражение (11), величину $\Delta V_{\text{кор}}$, зная тягу ДУ $R_{\text{ДУ}}$ и массу КА $m_{\text{КА}}$, можно рассчитать по (5) время работы ДУ $\tau_{\text{ДУ}}$.

На рисунке 6 представлены графики изменения h_p и λ_p при использовании одноимпульсной схемы коррекции. Для сравнения приводятся и аналогичные графики для рассмотренной выше трёхимпульсной схемы.

При моделировании одноимпульсной схемы получены следующие параметры коррекции: середина КИ в точке орбиты с $\vartheta = \vartheta_1 = 161,4^\circ$, направление КИ задаётся углом $\alpha = 144,08^\circ$, затраты характеристической скорости $\Delta V_{\text{хар}} = 17,03$ м/с, время работы ДУ $\tau_{\text{ДУ}} = 1629,7$ с. В результате коррекции h_p изменилась

на заданную величину $\Delta h_{\text{кор}} = 100$ км, при этом в отличие от трёхимпульсной схемы произошло незначительное изменение текущего значения λ_p внутри допустимого диапазона ($335 \pm 0,5^\circ$).

Сравнительный анализ рассматриваемых двух схем коррекции h_p показывает, что использование одноимпульсной схемы отличается более коротким временем проведения операции по изменению h_p , практически отсутствием дрейфа λ_p , однако требует больших энергетических затрат.

Тем не менее, несмотря на значительные энергозатраты, использование одноимпульсной схемы может быть актуально на этапе поддержания КА на рабочей орбите, особенно при малых допустимых диапазонах изменения ГДВУ λ_p .

На этапе приведения КА на рабочую орбиту, когда определённый дрейф КА по ГДВУ специально организуется, наиболее целесообразна двухимпульсная схема. При этом для минимизации суммарных затрат характеристической скорости рационально совмещение коррекции h_p с коррекцией периода обращения КА для обеспечения требуемого дрейфа орбиты выведения по ГДВУ λ_p .

На этапе поддержания КА на рабочей орбите целесообразно использовать трёхимпульсную схему, обеспечивающую возможность устранения нежелательного дрейфа по ГДВУ при минимальных энергетических затратах.

2. Коррекция наклонения для управления аргументом перигея

Особенностью способа управления аргументом перигея ω посредством проведения коррекции наклонения i является целенаправленное использование характера эволюции ω в зависимости от значения i . Можно провести некоторую аналогию между удержанием ω в заданном диапазоне посредством проведения коррекции i и удержанием ГДВУ λ_p в заданной трубке долгот с помощью коррекции периода обращения КА T .

Для рассматриваемых орбит существует значение i , при котором практически отсутствует изменение ω . Такое значение будем называть критическим $i_{\text{кр}}$, его можно рассматривать как аналог стабильного значения периода обращения $T_{\text{ст}}$, используемого при расчёте параметров коррекции удержания λ_p в заданной трубке долгот. Как и эволюция T , эволюция i (долгопериодическая составляющая) при его значениях, близких к $i_{\text{кр}}$, имеет в среднем линейный характер, а траектория изменения ω близка к параболе, как и траектория изменения λ_p . Таким образом, стратегия удержания ω может быть аналогична стратегии

КОРРЕКЦИИ ВЫСОТЫ ПЕРИГЕЯ И НАКЛОНЕНИЯ ДЛЯ ПОДДЕРЖАНИЯ ДИНАМИЧЕСКОЙ УСТОЙЧИВОСТИ СПУТНИКОВЫХ СИСТЕМ НЕПРЕРЫВНОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ НА ВЫСОКОЭЛЛИПТИЧЕСКИХ ОРБИТАХ ТИПА «МОЛНИЯ»

удержания λ_* в заданной трубке долгот. При положительной эволюции i коррекции должны проводиться на нижней границе трубки удержания ω и заключаться в уменьшении i до значения ниже $i_{кр}$, а при отрицательной эволюции – соответственно, противоположным образом.

Величина изменения наклона при коррекции $\Delta i_{кор}$ зависит от величины диапазона удержания ω , который в свою очередь, определяется ограничением по изменению ω с точки зрения решения целевой задачи.

При определении оптимальной величины изменения наклона $\Delta i_{кор}$ в программе коррекций поддержания целесообразно исходить из условия максимизации интервалов времени между коррекциями. Решение этой оптимизационной задачи может быть осуществлено с применением численных методов, использующих с учётом сложного характера эволюции наклона достаточно точную модель прогнозирования движения КА на интервале между коррекциями.

Коррекции наклона проводятся бинормальным корректирующим импульсом (БКИ) на оптимальном с точки зрения энергозатрат участке орбиты. Качественно можно сформулировать условие этой оптимальности: эффективность БКИ определяется достижением компромисса выполнения двух условий – наибольшим удалением точки приложения от центра Земли и её наименьшим удалением от плоскости экватора.

Протяжённость участка приложения БКИ будет зависеть от уровня тяги ДУ КА и требуемой величины изменения наклона $\Delta i_{кор}$.

Для определения оптимальной точки приложения БКИ рассмотрим выражение для частной производной изменения наклона от затрат характеристической скорости $\frac{\partial i}{\partial V}$:

$$\frac{\partial i}{\partial V} = \frac{\cos(u)}{1 + e \cdot \cos(u - \omega)} \cdot \sqrt{\frac{a}{\mu}} \cdot (1 - e^2). \quad (12)$$

Анализ (12) показывает, что максимальная эффективность коррекции по изменению i (минимальные затраты характеристической скорости) будет в точке орбиты, для которой первый множитель в выражении (12) будет иметь максимальное абсолютное значение. Поэтому аргумент широты оптимальной точки приложения БКИ $u_{кор}$ можно определить в виде

$$u_{кор} = \max_{u=0, \pi} \left| \frac{\cos(u)}{1 + e \cdot \cos(u - \omega)} \right|. \quad (13)$$

Очевидно, что оптимальное значение $u_{кор}$ и соответственно затраты характеристической скорости будут зависеть от значений ω и эксцентриситета e (высоты перигея h_{π}). Для рассматриваемых ВЭО с апоге-

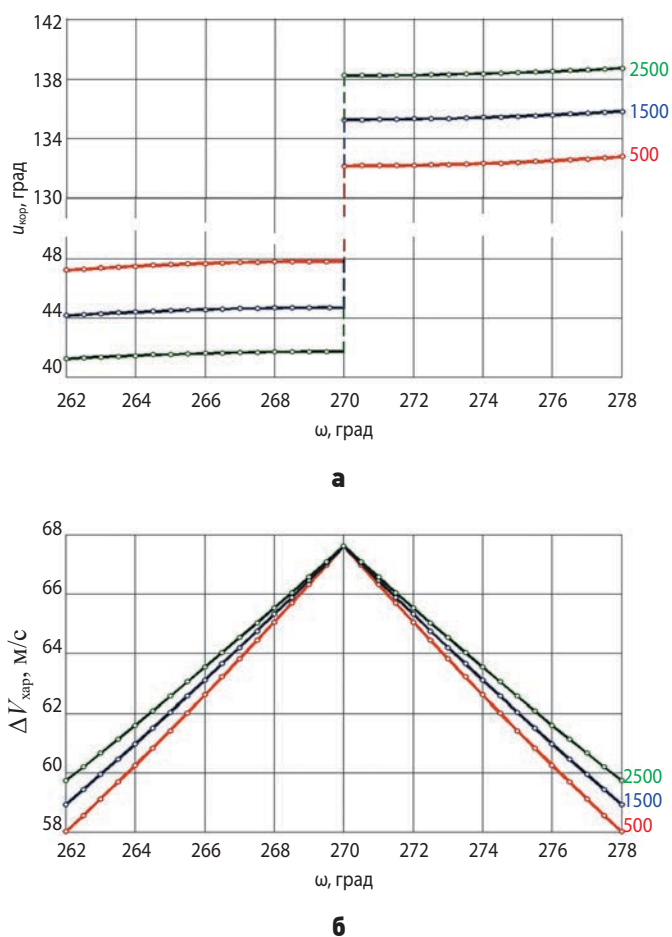


рисунок 7. Зависимость оптимальных значений $u_{кор}$ и затрат характеристической скорости $\Delta V_{хар}$ от ω

ем в Северном полушарии поиск оптимального $u_{кор}$ можно ограничить диапазоном от 0 до π . Использование абсолютного значения в (13) вызвано характером изменения функции $u_{кор} = f(u)$, имеющей два локальных экстремума с разными знаками соответственно на восходящей и нисходящей (относительно апогея) части витка.

На рисунке 7 представлены графики зависимостей оптимальных значений $u_{кор}$ (рисунок 7а) и затрат характеристической скорости $\Delta V_{хар}$ на изменение наклона на 1° (рисунок 7б) от текущего значения ω для различных значений h_{π} .

Анализ графиков показывает, что максимальные затраты характеристической скорости на коррекцию наклона будут иметь место при $\omega = 270^\circ$. Так, для изменения i на 1° $\Delta V_{хар}$ составит ~ 67 м/с. При этом величина $\Delta V_{хар}$ не зависит от значения h_{π} , а оптимальных точек приложения БКИ будет две, и располагаются они симметрично относительно $u = 90^\circ$. Для $h_{\pi} = 1500$ км значения $u_{кор}$ составят 45° и 135° , и направление БКИ в этих точках должно быть противоположным.

При отклонении ω от 270° потребные затраты характеристической скорости уменьшаются, а оптимальная точка приложения БКИ смещается в сто-

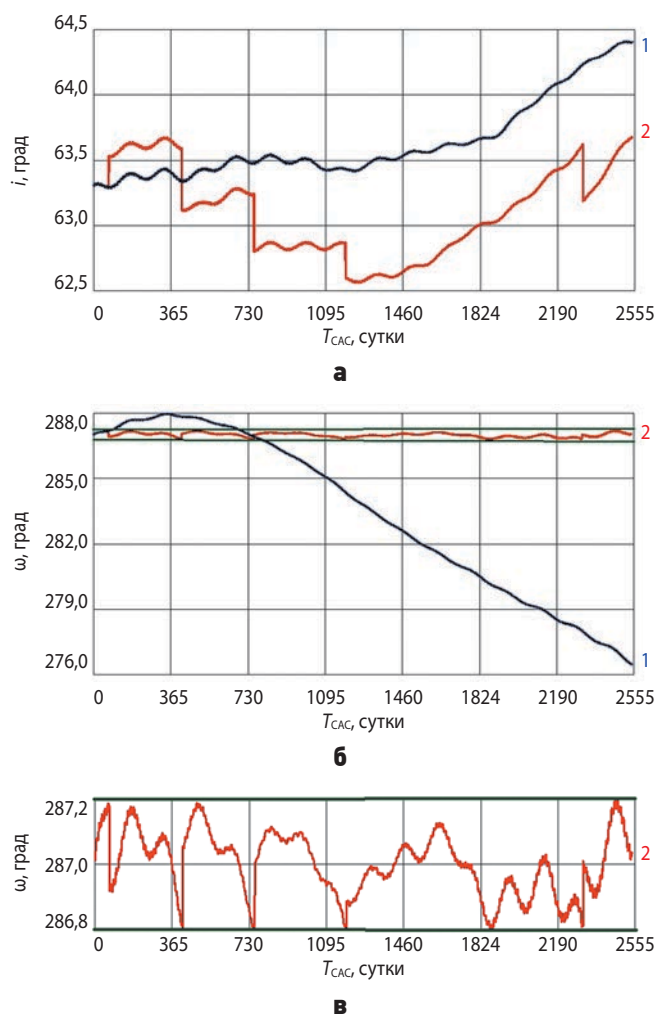


рисунок 8. Изменение i (а) и ω (б, в) без учёта «1» и с учётом «2» программы коррекций удержания ω в диапазоне $287 \pm 0,2^\circ$

рону соответствующих узлов орбиты. При $\omega > 270^\circ$ точка смещается в сторону нисходящего узла, а при $\omega < 270^\circ$ – в сторону восходящего.

Для расчёта параметров коррекции наклона необходимо рассчитать время приложения КИ, середины которого определяется оптимальным значением $u_{\text{кор}}$ в соответствии с (13). Далее, используя значение частной производной (12) для определённого $u_{\text{кор}}$ и заданную величину $\Delta i_{\text{кор}}$, можно рассчитать требуемую характеристическую скорость $\Delta V_{\text{кор}}$. Длительность работы ДУ может быть определена аналогично выражению (5). Направление БКИ известно и совпадает с бинормалью.

На рисунке 8 в качестве примера использования коррекций i для удержания ω в заданном диапазоне представлены графики изменения i (рисунок 8а) и ω (рисунок 8б) без учёта «1» и с учётом «2» отработки программы коррекций наклона для САС КА 7 лет (2555 суток). Рассмотрен диапазон удержания $\omega = 287 \pm 0,2^\circ$. На рисунке 8в характер изменения ω в диапазоне удержания представлен в более крупном масштабе.

В таблице 3 приведены основные параметры программы коррекции i для удержания ω в течение САС КА 7 лет.

таблица 3 – Параметры коррекции удержания ω

номер КИ i	$\Delta i_{\text{кор}}, \text{с}$	$\Delta V_{\text{кор}}, \text{м/с}$	$\tau_{\text{ДУ}}, \text{с}$
1	0,321	29,247	284,2
2	0,523	46,655	447,3
3	0,442	38,884	364,8
4	0,269	23,335	215,0
5	0,356	31,246	284,8

В данном примере использование программы коррекций наклона позволило компенсировать эволюцию аргумента перигея и обеспечить его удержание в заданном диапазоне. Хотя энергетические затраты на коррекцию наклона весьма значительны, тем не менее, они существенно ниже затрат на проведение непосредственно коррекций аргумента перигея. К преимуществам предлагаемого способа управления следует отнести и уменьшение периодичности проведения коррекций.

список литературы

Назаренко А.И., Скребушевский Б.С. Эволюция и устойчивость спутниковых систем. М.: Машиностроение, 1981. 284 с.

Назаров А.Е. Динамическая устойчивость спутниковых систем непрерывного обслуживания на высокоэллиптических геосинхронных орбитах // Общероссийский научно-технический журнал «Полет». 2007. № 7. С. 39-49.

Назаров А.Е. Обеспечение динамической устойчивости орбитальной структуры космической системы «Арктика-М» // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 2. С. 58-64.

Назаров А.Е. Обеспечение динамической устойчивости спутниковых систем непрерывного обслуживания на высокоэллиптических орбитах типа «Молния» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 4. С. 27-35.

Эльясберг П.Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. М.: Наука, 1965. 540 с.

Шестихин В.И., Назаров А.Е., Зеленовский Ю.В. К вопросу обеспечения устойчивости высокоорбитальных группировок спутниковых систем непрерывного наблюдения (к 50-летию космической деятельности НПО им. С.А. Лавочкина) // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 3. С. 132-139.

Статья поступила в редакцию 21.10.2020

Статья после доработки 21.10.2020

Статья принята к публикации 21.10.2020

НОВАЯ ТЕХНОЛОГИЯ ЭЛЕКТРОННО-ЛУЧЕВОЙ СВАРКИ ДЛЯ СОЕДИНЕНИЯ РАЗНОРОДНЫХ МАТЕРИАЛОВ АКСИАЛЬНЫХ ТЕПЛОВЫХ ТРУБ

NEW TECHNOLOGY OF ELECTRON BEAM WELDING TO JOIN DISSIMILAR MATERIALS OF AXIAL GROOVED HEAT PIPES



Л.И. Паршуков¹,
кандидат физико-
математических наук,
parshukov@laspace.ru;
L.I. Parshukov



Ю.В. Панин¹,
кандидат
технических наук,
paninIUV@laspace.ru;
Y.V. Panin



К.Н. Коржов¹,
korzhovKN@laspace.ru;
K.N. Korzhov

В настоящей работе представлены результаты исследований процессов сварки стыкового соединения алюминиевых сплавов деталей аксиальных тепловых труб. Показаны преимущества применения электронно-лучевой сварки и результаты отработки новых режимов сварки применительно к аксиальным тепловым трубам.

Ключевые слова:

*аксиальная тепловая труба;
тепловая труба;
разнородное соединение;
электронно-лучевая сварка;
сварка алюминиевых сплавов.*

DOI: 10.26162/LS.2020.50.4.007

ВВЕДЕНИЕ

В процессе эксплуатации во внутренней полости аксиальных тепловых труб (ТТ) возможно образование неконденсирующихся газов (НГ), что при недопустимом их количестве может привести к ухудшению рабочих характеристик ТТ. Причиной образования НГ может быть химическое взаимодействие отдель-

The article presents the results of research of welding joints of axial grooved heat pipes parts made of aluminum alloys. The advantages of using electron-beam welding and the results of developing new welding modes as applied to axial heat pipes are shown.

Key words:

*axial grooved heat pipe;
heat pipe;
heterogeneous joint;
electron-beam welding;
aluminum alloys welding.*

ных компонент теплоносителя с материалом корпуса аксиальной тепловой трубы (АТТ) – в частности при-
садок для сварочных работ. Одним из важнейших во-
просов при изготовлении АТТ является обеспечение
чистоты её внутренней поверхности (Алексеев С.В.
и др., 2006).

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

Предлагаемый ряд мероприятий по очистки поверхности корпуса АТТ перед сваркой заглушек и заправочного штенгеля был бы недостаточным, если бы в процессе сборки использовались способы сварки, вносящие примеси в металл сварного шва. В связи с этим изготовители АТТ стремятся к снижению количества компонент, используемых при сварке.

Применяемые в АТТ алюминиевые сплавы (6060, 6061, 6063, АД31) – пластичные, хорошо поддаются процессу экструзии, позволяют использовать АТТ с широким кругом теплоносителей: аммиак, пропилен, этан, метан, азот, однако эти сплавы «условно» свариваемые, что усложняет процесс сварки (Barantsevich V.L. et al., 2001).

Применение электронно-лучевой сварки для получения сварных соединений из разнородных металлов позволяет решить эти проблемы. Применение электронно-лучевой сварки способствует очищению свариваемого материала от примесей, что приводит к повышению прочностных свойств металла сварного шва. За счёт более точного управления значениями теплового источника в зоне сварки неразъёмные соединения разнородных металлов получаются с высокими значениями отношения глубины к его ширине, что обеспечивает минимальные размеры зоны термического влияния и высокие механические характеристики этих соединений.

Полученные результаты исследований используются для получения стыковых соединений алюминиевого сплава АД31, имеющего низкую свариваемость, с алюминиевым сплавом АД1. Настоящее исследование является продолжением работ по развитию на предприятии технологии сварки и пайки (Пономарев К.Е. и др., 2019) различных элементов ТТ из разнородных материалов.

1. Методика исследования

Теоретическое исследование напряжённо-деформированного состояния материала при локальном тепловом воздействии выполнено в рамках структурно-аналитической теории прочности (Лихачев В.А., Малинин В.Г., 1992). Эксперименты проводились на сварных соединениях из алюминиевых сплавов АД1 и АД31. Сварку выполняли на промышленной установке. Исследования макроструктуры велись с помощью металлографического микроскопа типа ММР-4. Прочностные характеристики и герметические свойства сварных соединений проводились по ТУ У74-3174ПМ. Выявление дефектов в металле сварных швов осуществляли согласно ОСТ 92-1114-80, а также с использованием томографии.

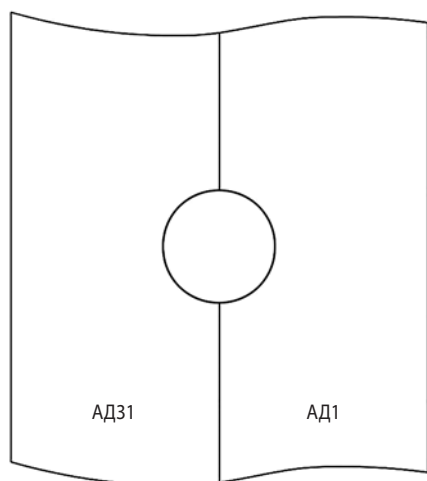
2. Результаты исследований

При тепловых воздействиях температурные поля в образцах сварных соединений находили из решения уравнений теплопроводности при двигающемся по поверхности образцов гауссовском источнике тепла с учётом потерь за счёт излучения по закону Стефана – Больцмана. Для определения напряжённо-деформированного состояния в образцах была создана математическая модель в рамках структурно-аналитической теории (Пономарев К.Е., Стрельников И.В., 2017), учитывающая дислокационную пластичность.

Результаты математических экспериментов для материала, приближённого по своим свойствам к исследуемым сплавам, показали, что при рассматриваемых условиях нагружения наибольшие изменения полной остаточной деформации происходят в зоне воздействия теплового потока. Вклад в массоперенос за счёт движения дислокаций и вакансионного механизма, которые являются составляющими полной остаточной деформации, существенно зависит от величины теплового потока. Расчёты показали, что разогрев шва и околошовной зоны до высоких температур в процессе сварки вызывает их расширение в направлении, перпендикулярном оси шва. Действие со стороны менее нагретой части сварного соединения на высокотемпературную зону вызывает в ней деформации сжатия, переходящие в пластическую деформацию. Деформация, возникающая при полном остывании, препятствует сокращению шва и вызывает в нём растягивающие напряжения. Растягивающие напряжения возникают в сварных швах в первые моменты охлаждения. С целью понижения остаточных напряжений в сварном шве рекомендуется не допускать быстрого охлаждения сварного соединения. Данная рекомендация положительно влияет на отсутствие также пор в металле сварного шва.

Использование предложенной математической модели позволяет выбрать оптимальные режимы электронно-лучевой сварки с целью снижения уровня остаточных напряжений и пористости металла сварного шва, следовательно, повышения прочности шва. При этом воздействие должно проводиться быстро во времени для предотвращения перегрева окружающих шов основных материалов алюминиевых сплавов АД1 и АД31.

Предложенная математическая модель реализована с помощью сварки образцов алюминиевых сплавов и перемещения электронного луча по стыку. При этом использовали развёртку в виде круга, представленную на рисунке 1, с частотой 550...650 Гц. Сдвиг электронного луча при движении по стыку осуществлялся в сторону АД1 на расстояние:



рисунки 1. Развёртка в виде круга

$$r = \frac{\alpha_1 \cdot d}{\alpha_2 + \alpha_1},$$

где α_1 – температуропроводность сплава АД1, м²/с;
 α_2 – температуропроводность сплава АД31, м²/с;
 d – диаметр электронного луча, мм;
 r – смещение электронного луча относительно стыка, при этом диапазон смещения луча относительно стыка (r) (0,1...1) мм.

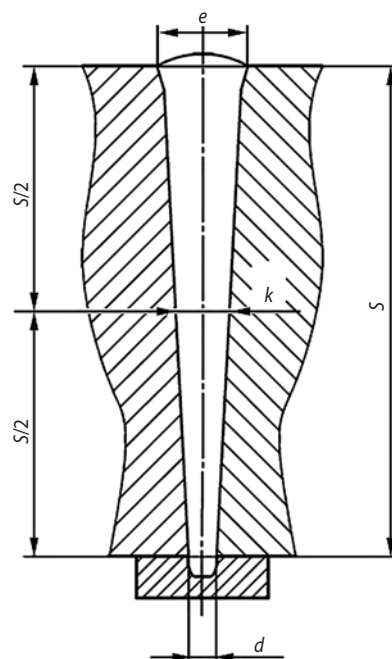
Выбор указанных значений погонной энергии электронного луча (327...537 Дж/см) имеет следующий смысл: нижнее значение диапазона погонной энергии – 327 Дж/см обусловлено необходимостью полного проплавления стыка, величина верхнего предела – 537 Дж/см определяется необходимостью удержания сварочной ванны от вытекания.

Выбор указанных значений частоты развёртки электронного луча имеет следующий смысл. При осуществлении развёртки ниже 550 Гц происходит неравномерное расплавление кромок металлов, что приводит к сохранению в расплаве шва границы между металлами. Осуществление развёртки выше 650 Гц приводит к возможности появления дефекта в виде прожога.

При сварке соединения руководствовались РТМ 1.4.1380-84, в котором указываются требования к геометрическим размерам сварного шва, приведённые на рисунке 2, и указывается зависимость диаметра электронного луча от толщины свариваемых деталей (таблица 1).

таблица 1 – Зависимость диаметра электронного луча от толщины свариваемых деталей

S , мм	d , мм
от 1 до 2	0,5...0,8
от 2 до 5	0,6...1,0



рисунки 2. Толщины свариваемых деталей

Применение развёртки в виде круга приводит к увеличению площади зоны действия луча и повышает устойчивость парогазового канала проплавления, а также существенно снижается пикообразование в корне шва.

Сдвиг относительно стыка происходит в сторону алюминиевого сплава АД1. Выбор диапазона смещения луча относительно стыка (r) (0,1...1) мм имеет следующий смысл: если $r > 1$ мм, то из-за недостаточного тепловложения в сварочную ванну получим дефект в виде несплавления; если $r < 0,1$ мм, то из-за испарения материала с меньшей температуропроводностью получим дефект в виде подреза. При сварке со смещением сдвиг электронного луча приводит к асимметричному тепловложению за счёт деления погонной энергии (рисунки 3); происходит стабилизация зоны сварки, вследствие чего материалы с разными теплофизическими свойствами расплавляются равномерно, что позволяет получить детали с прочностью не ниже 90% от прочности свариваемого сплава.

Суть заявленной технологии приведена в примерах его осуществления на образцах.

3. Примеры осуществления

На промышленной электронно-лучевой установке производили сварку соединения деталей из алюминиевых сплавов АД1 и АД31. Согласно литературным данным, алюминиевый сплав АД31 относится к группе трудносвариваемых сплавов. Толщина свариваемых кромок 1,25 мм, теплофизические свойства представлены в таблице 2.

таблица 2 – Теплофизические свойства алюминиевых сплавов

свойства	АД1		АД31	
	20°C	300°C	20°C	300°C
$\alpha, 10^{-6} \text{ м}^2/\text{с}$	87,1	–	79,4	73,0
$T_{\text{плав}}, ^\circ\text{C}$	660		660	

Первая часть исследования была направлена на получение диапазона погонной энергии при электронно-лучевой сварке до полного проплавления образцов.

Ускоряющее напряжение неизменно: $U_{\text{уск}}=60 \text{ кВ}$ и ограничивается возможностью электронно-лучевой установки. Значение скорости сварки и сварочного тока выбрано исходя из экспериментов.

Первый эксперимент заключался в сварке образца толщиной 1 мм при скорости 2,7 мм/с, частоте 500 Гц и сварочном токе 1 мА (погонная энергия $60 \cdot 1/2,7 \text{ Дж/см}$). В результате внешнего осмотра образца выявлен дефект в виде несплавления в корне шва, что соответствует недостаточной погонной энергии для полного расплавления.

Во втором эксперименте при неизменной скорости сварки было увеличено значение сварочного тока до 1,5 мА и произведена сварка с погонной энергией, равной 327 Дж/см. После внешнего осмотра образца дефектов в виде непроваров и прожогов обнаружено не было. Нижнюю границу погонной энергии определили значением 327 Дж/см как минимальную энергию, необходимую для полного проплавления стыка толщиной 1 мм. Верхнее значение погонной энергии так же определяли экспериментально.

В третьем эксперименте, не изменяя скорости сварки, увеличили значение сварочного тока до 2 мА. Сварка произведена с погонной энергией, равной 429 Дж/см. В результате внешнего осмотра образца дефектов в виде непроваров и прожогов обнаружено не было.

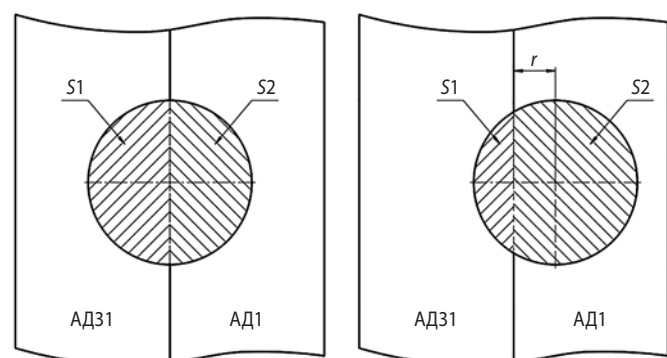


рисунок 3. Схема сварки со смещением



рисунок 4. Увеличенная в 10 раз макроструктура сварного шва тепловой трубы

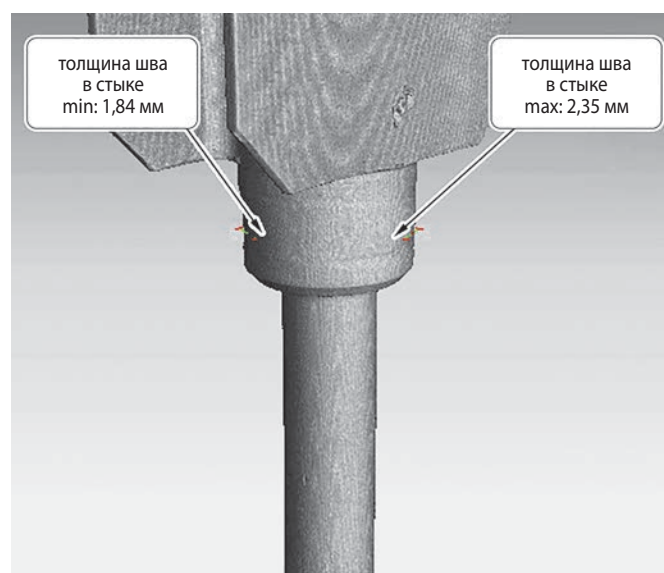


рисунок 5. Внешний вид сварного шва тепловой трубы Ø 8 мм

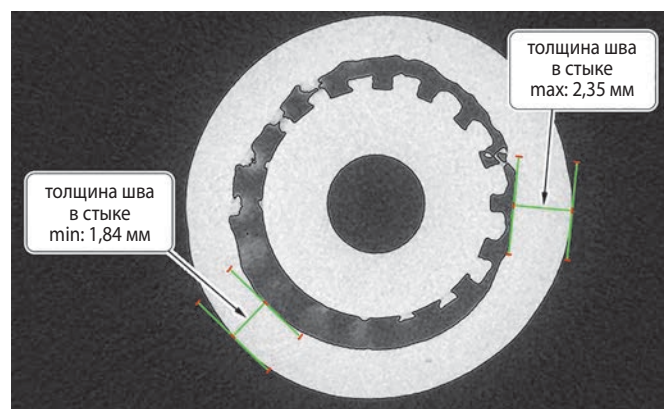


рисунок 6. Поперечное сечение сварного шва тепловой трубы Ø 8 мм

В четвёртом эксперименте при неизменной скорости сварки было увеличено значение сварочного тока до 2,5 мА и произведена сварка с погонной энергией равной 537 Дж/см. В результате внешнего осмотра образца был обнаружен дефект в виде прожога. Верхнюю границу диапазона погонной энергии приняли 537 Дж/см как максимальную энергию, при которой происходит расплавление и удержание сварочной ванны.

Вторая часть исследования была направлена на проверку деления энерговложения при сварке разнородного соединения при изменении смещения электронного луча.

Для подтверждения зависимостей, представленных в исследованиях, было рассмотрено три случая различного смещения.

Пятый эксперимент заключался в сварке без смещения ($r=0$). Параметры сварки: $U_{\text{уск}}=60$ кВ, $I_{\text{св}}=2$ мА, $V_{\text{св}}=2,7$ мм/с, $d=1,2$ мм. При внешнем осмотре сварного шва после сварки выявлен подрез. Был сделан вывод, что при движении электронного луча по стыку без смещения происходит выгорание материала с меньшей температуропроводностью, то есть алюминиевого сплава АД31.

В шестом эксперименте с такими же режимами сварки, размерами и химическим составом были сварены образцы со смещённым лучом в сторону АД1 на 0,5 мм. Смещение было рассчитано. После сварки выполняли внешний осмотр сварного шва, дефектов не выявлено.

Седьмой эксперимент заключался в смещении электронного луча на 1,1 мм в сторону АД1. Смещение заведомо было выбрано больше рассчитанного значения. В результате внешнего осмотра в корне сварного шва был обнаружен непровар, вызванный нехваткой теплового вложения для расплавления сплава АД31.

Полученные сварные швы были подвергнуты рентгенографическому контролю на наличие дефектов. Согласно данным исследования дефекты в сварных швах не обнаружены. Металлографические исследования показали также отсутствие окисных плёнок и газовых пор (рисунок 4).

Испытания на прочность в 10%-ной гелиево-воздушной смеси при давлении 150 кгс/см² в течение пяти минут сварные швы тепловой трубы выдержали. Герметичность сварных швов тепловой трубы при внутреннем давлении 100 кгс/см² 10%-ной гелиево-воздушной смеси в вакуумной камере соответствует конструкторской документации. Томографические исследования подтвердили отсутствие занижения сварного шва (рисунок 5) и однородность проплавов сварных швов (рисунок 6).

ВЫВОДЫ

Электронно-лучевую сварку стыковых соединений из алюминиевых сплавов АД1 и АД31, включающую сборку деталей металлов встык, направление электронного луча на стык и осуществление сварки путём перемещения электронного луча по стыку, следует проводить с использованием развёртки электронного луча в виде круга. Погонная энергия при сварке должна находиться при этом в диапазоне $q_{\text{п}}=327...537$ Дж/см, а сдвиг электронного луча должен быть осуществлён в сторону АД1 на расстояние r .

Отработка новых режимов сварки АТТ позволяет сократить количество брака при проведении сварочных работ, что окажет положительное влияние на ресурс АТТ. После внедрения в технологию производства результаты исследования могут быть использованы в перспективных проектах предприятия (Засова Л.В. и др., 2018) при изготовлении различных элементов ТТ и других конструкций из разнородных материалов.

список литературы

Алексеев С.В., Прокопенко И.Ф., Рыбкин Б.И. Низкотемпературные тепловые трубы для космической техники: в 2-х т. Т. 2. Технология и исследования в наземных условиях. М.: Новости, 2006. 255 с.

Засова Л.В., Коваленко И.Д., Горинов Д.А., Аббакумов А.С. и др. «ВЕНЕРА-Д» – проект автоматической станции для исследования Венеры // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 3. С. 13-17.

Лихачев В.А., Малинин В.Г. Структурно-аналитическая теория прочности. Л.: Наука, 1992. 400 с.

Пономарев К.Е., Стрельников И.В. К вопросу применения вибрационной обработки сварных конструкций космических аппаратов для повышения точности и размерной стабильности: обзор // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 4. С. 89-95.

Пономарев К.Е., Строганов А.М., Стрельников И.В. Разработка технологии пайки трубопроводов малого диаметра из алюминиевых материалов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 4. С. 67-71.

Barantsevich V.L., Goncharov K.A., Orlov A.A., Golovin O.A. Investigation Results of Axial Grooved Heat Pipes with High Thermal Capacity // 31th International Conference on Environmental Systems, Orlando, Florida, USA July 9-12, 2001 SAE TECHNICAL PAPER SERIES 01, ICES-75.

Статья поступила в редакцию 19.11.2020

Статья после доработки 19.11.2020

Статья принята к публикации 19.11.2020

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕПЛОВОЙ СТОЙКОСТИ ТРЁХ ТИПОВ ИМИТАТОРОВ СТЫКОВ МАТЕРИАЛОВ МАРСИАНСКОГО СПУСКАЕМОГО АППАРАТА В ГИПЕРЗВУКОВОМ ПОТОКЕ

EXPERIMENTAL STUDY OF THE THERMAL STABILITY OF THREE TYPES MATERIALS JOINTS SIMULATORS OF MARTIAN DESCENT MODULE IN THE HYPERSONIC FLOW

С.М. Дроздов¹,
доктор физико-математических наук,
smdrozdov@yandex.ru;
S.M. Drozdov

А.С. Ртищева¹,
кандидат технических наук,
al.rtisheva@mail.ru;
A.S. Rtishcheva

И.М. Шеметов¹,
аспирант,
cresthen@mail.ru;
I.M. Shemetov

А.Ф. Клишин²,
кандидат технических наук,
nam@laspace.ru;
A.F. Klishin

А.М. Никитин²,
nam@laspace.ru;
A.M. Nikitin

В статье приведены результаты исследований аэродинамического нагрева и процессов разрушения в гиперзвуковом потоке аэродинамической трубы «Т-117» (ФГУП «ЦАГИ») моделей, представляющих собой изготовленные из натурных материалов с натурными размерами образцы-имитаторы крышек такелажного выреза, технологического отверстия защитного кожуха и обтекателя кронштейна защитного кожуха марсианского спускаемого аппарата.

Ключевые слова: гиперзвуковой поток; спускаемый модуль; материалы покрытий; термостойкость.

DOI: 10.26162/LS.2020.50.4.008

ВВЕДЕНИЕ

Создание тепловой защиты (ТЗ) марсианского спускаемого аппарата (СА) предусматривает наземную отработку надёжности функционирования ТЗ в плазменных потоках, соответствующих этапу аэродинамического торможения СА в атмосфере планеты (Ефанов В.В., Ширшаков А.Е., 2018; Efanov V.V., Shirshakov A.E., 2019). При этом сложной проблемой является экспериментальное определение теплового режима (с учётом уноса теплозащитных материалов) образцов-имитаторов стыка конструкции тепловой защиты СА с разного рода узлами (крышками, люками, выступающими над её поверхностью элемента-

The article presents results of the investigation of aerodynamic heating and destruction process of models tested in the hypersonic stream of TsAGI's «T-117» wind tunnel. The models were made of materials used on the Martian descent module and represented full-scale samples of lifting cutout covers, service holes of protective casing and bracket fairing protective casing truss of separation system.

Key words: hypersonic flow; descent module; coating materials; thermal stability.

ми и т.д.). На результаты испытания влияют многие факторы – сложность конструкции самих образцов-имитаторов и их элементов, а также технологические особенности их изготовления и нанесения используемых материалов покрытия.

В статье представлены результаты экспериментального исследования на заданных режимах гиперзвукового обтекания (Голомазов М.М. и др., 2017; Голомазов М.М. и др., 2019) термостойкости и прогрева материалов зоны стыков (примыкания) элементов конструкции марсианского СА в составе образцов-имитаторов, изготовленных с применением штатной

¹ ГНЦ РФ ФГУП «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского», Россия, Московская область, г. Жуковский.

Central Aerohydrodynamic Institute (TsAGI), Russia, Moscow region, Zhukovsky.

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

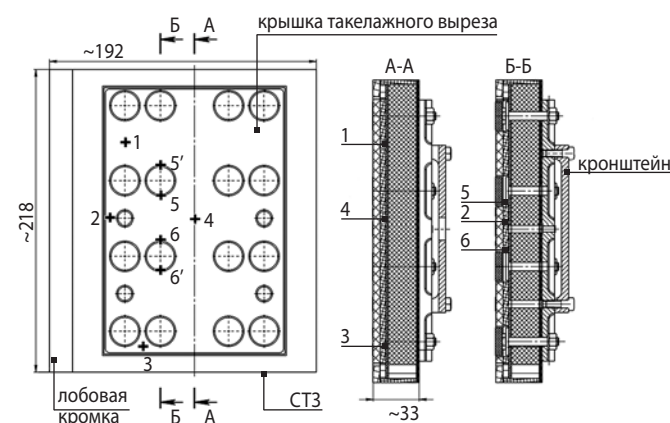
технологии: двух типов крышек-люков защитного кожуха СА и обтекателя (защитного экрана) кронштейна защитного кожуха СА.

1. Исследуемые модели и экспериментальные режимы

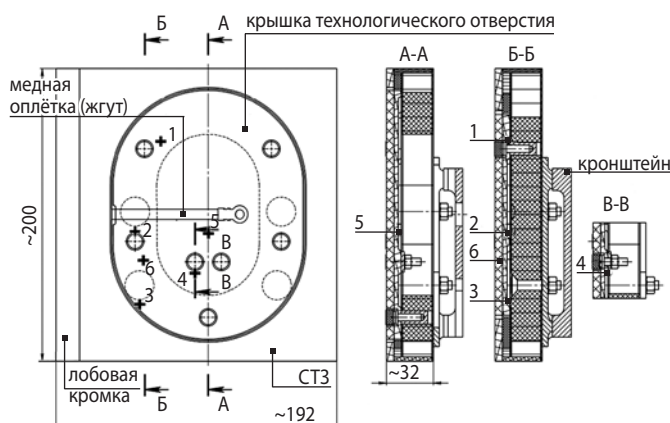
В качестве исследуемых моделей для испытаний в ФГУП «ЦАГИ» из АО «НПО Лавочкина» были поставлены образцы-имитаторы двух крышек-люков защитного кожуха и обтекателя кронштейна (системы отделения фермы) защитного кожуха СА, схемы и размеры которых представлены на рисунках 1–3. (Номерами 1–4; 5(5'); 6(6'); 7 и 8 отмечены места установки термопар для измерения температуры.)

На образцах-имитаторах крышек такелажного выреза ТВ-Т-01 и ТВ-Т-02 термопары 1–4 установлены под слоем внешнего материала покрытия и стеклотекстолита, а термопары 5(5') и 6(6') – только под слоем внешнего материала покрытия.

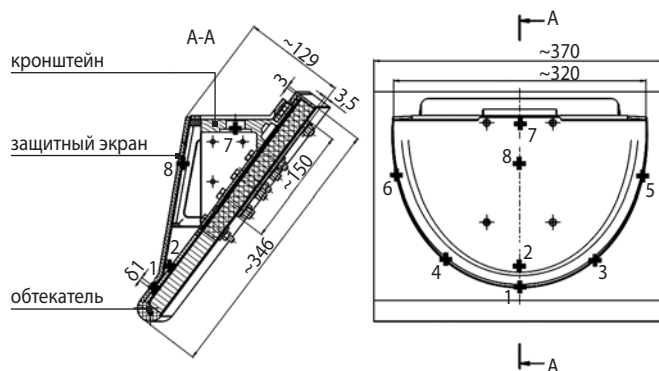
На образцах-имитаторах крышек технологического отверстия ТО-Т-01 и ТО-Т-02 термопары 1–5 установлены под слоем материала покрытия и стеклотекстолита, а термопара 6 – под слоем материала покрытия.



рисунки 1. Эскиз образца-имитатора крышки такелажного выреза (модели ТВ-Т-01 и ТВ-Т-02)



рисунки 2. Эскиз образца-имитатора технологического отверстия (модели ТО-Т-01 и ТО-Т-02)



рисунки 3. Эскиз образца-имитатора обтекателя кронштейна (модель ОК-Т-01)

Следует отметить, что на образцах ТО-Т-01 и ТО-Т-02 имеется натурный элемент конструкции в виде медной оплётки (жгута) с припаянной к ней клеммой и гайкой. При этом термопара 2 установлена вблизи зоны вывода медной оплётки наружу, термопара 6 установлена не на поверхности, а в щели (рисунок 2).

На образце-имитаторе обтекателя кронштейна ОК-Т-01 термопары 1–6 установлены на подложке из стеклотекстолита, причем термопары 3 и 4, а также 5 и 6 расположены симметрично друг относительно друга на стыке элементов конструкции (рисунок 3).

Термопара 1 находится на стыке элементов конструкции прямо по потоку, термопара 2 также расположена прямо по потоку на некотором расстоянии от термопары 1. Термопара 7 установлена на подвешенной стороне модели в отверстии, термопара 8 – на внутренней стороне конической поверхности.

На рисунке 4 показан внешний вид моделей до испытаний.

Для максимально возможного моделирования условий полёта марсианского СА в гиперзвуковой аэродинамической трубе «Т-117» (Boldyrev S. et al., 2002; Дроздов С.М. и др., 2019) проведены тепловые испытания образцов-имитаторов на режиме с числом Маха $M \approx 13,6$. Осреднённые параметры потока, полученные в испытаниях, приведены в таблице 1.

В испытаниях производились измерения температуры модели, видеосъёмка состояния модели в потоке и запись полученной на интерферометре картины ударных волн и других градиентов плотности обтекающего воздуха. Для измерения температуры использовались термопары типа хромель-копель со стандартной градуировочной характеристикой, приведённой в ГОСТ 8.585-2001.

Для всех образцов производилось измерение массы до и после испытаний и определялась средняя массовая скорость уноса материала покрытия. На «плоских» образцах ТВ-Т-01 и ТО-Т-02 выполнены подробные (200 точек) промеры толщины до и после эксперимента для определения линейной скорости уноса материала покрытия.

таблица 1 – Режимы испытаний

№ пуска	образец	p_0 , ат	T_0 , К	M	α , град	$\Delta\tau_{\text{экс}}$, с	q_{wmax} , Вт/см ²	q_{wmin} , Вт/см ²
5744	ТВ-Т-02	104	2083	13,75	45	35,0	13,4	4,2
5746	ТВ-Т-01	110	2276	13,61	45	47,2	14,7	4,6
5747	ТО-Т-02	110	2312	13,58	45	48,9	14,6	4,6
5748	ТО-Т-01	109	2227	13,65	45	46,8	14,4	4,5
5759	ОК-Т-01	111	2264	13,62	8,2	43,5	(6,0)	(2,0)
5760	ОК-Т-01	110	2283	13,61	8,2	43,2	(6,0)	(2,0)

2. Результаты испытаний

В испытаниях получен большой объём информации, полностью представленный в научно-техническом отчёте ФГУП «ЦАГИ». Для иллюстрации основных выводов приведены некоторые данные испытаний образцов ТО-Т-02 и ОК-Т-01. На рисунке 5 показаны состояние образца ТО-Т-02 на 40-й секунде пуска № 5747 и визуализация его обтекания.

Ввод модели осуществлялся после установления заданного режима в рабочей части «Т-117». После ввода модели в гиперзвуковой поток наблюдалось формирование устойчивого течения с отходом ударной волны от затупленного торца. В первые секунды экспери-

мента происходило вспучивание слоя краски с последующим ее отслоением. В момент времени $t=13,4$ с гайка с клеммой, которая была припаяна к медной проволоке, оторвались и были унесены потоком. В момент времени $t=5$ с термопара 6, установленная в стыке (щели) слоя материала внешнего покрытия (см. рисунок 2), начала реагировать на тепловое воздействие потока (рисунок 6). С момента времени $t=12$ с увеличение температуры начали фиксировать термопары 1–5, установленные под слоем материала внешнего покрытия и стеклотекстолита. Монотонное возрастание температуры наблюдалось на всех термопарах. К концу эксперимента термопара 6 показала достаточно высокое значение температуры $T_6=146^\circ\text{C}$.



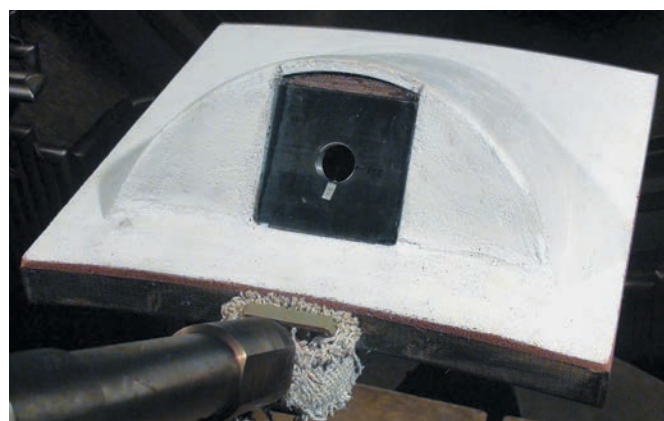
а



б



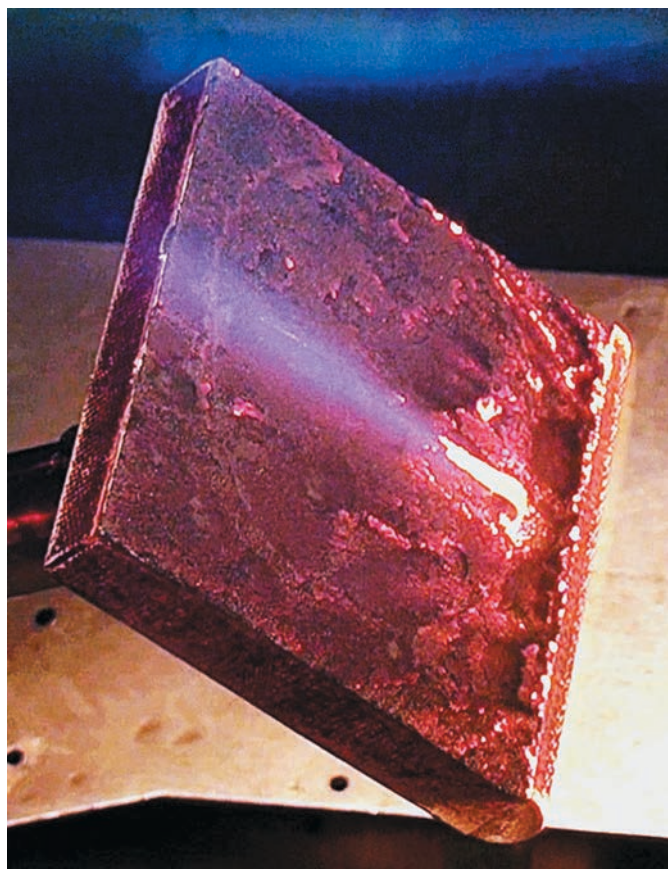
в



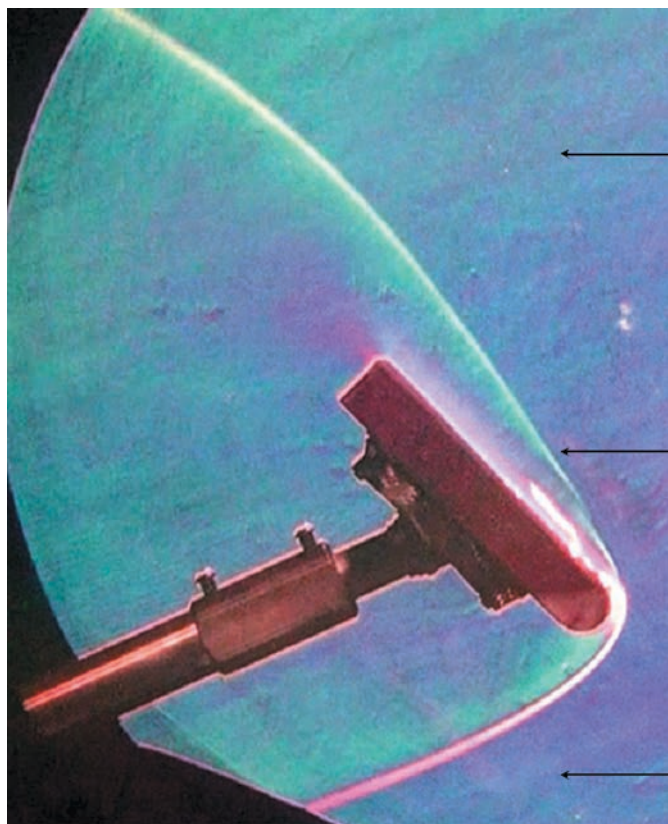
г

а – образец ТВ-Т-01; б – образец ТО-Т-01; в, г – образец ОК-Т-01.

рисунок 4. Состояние поверхности образцов-имитаторов до испытаний



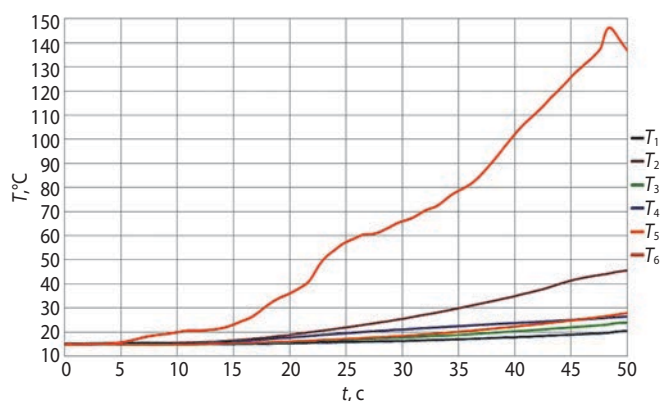
а



б

а – видеосъёмка состояния модели в потоке;
б – визуализация интерферометром.

рисунки 5. Состояние модели ТО-Т-02 на 40-й секунде пуска № 5747



рисунки 6. Пуск № 5747: модель ТО-Т-02, показания термопар

Повышенное тепловое воздействие на термопару 6 можно объяснить тем, что материал заполнения щели, где она была установлена, выгорел. Также следует отметить, что термопара 2, которая ближе всего располагалась к медной проволоке, показала температуру выше, чем термопары 1, 3–5. Время эксперимента составило $t_{\text{эк}}=49$ с. На рисунке 7 представлена фотография модели ТО-Т-02 после проведения эксперимента.

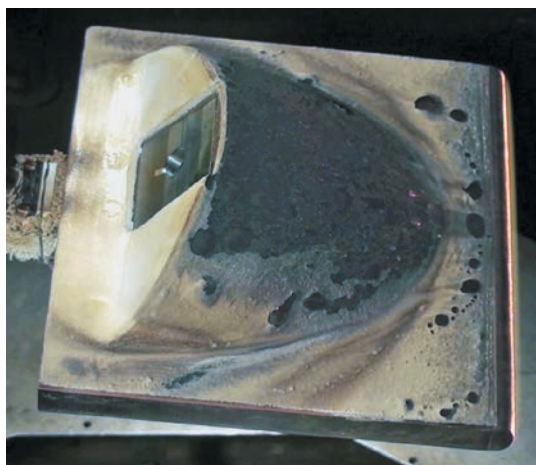
Результаты испытаний образца ОК-Т-01 показаны на рисунках 8–10. При вводе модели в поток наблюдалось формирование устойчивого обтекания с отходом ударной волны от затупленного торца. Видна интерференция ударной волны с косым скачком уплотнения от конической поверхности (рисунки 8). В отличие от предыдущих случаев, процесс вспучивания слоя краски с последующим её отслоением происходил значительно медленнее.

Сразу после введения модели в поток увеличение температуры начала фиксировать термопара 7 (рисунки 9), которая установлена на подветренной стороне (см. рисунок 3) и была предназначена для измерения температуры воздуха в полости модели.

С момента времени $t=17$ с началось монотонное возрастание температуры до значения $T=17^\circ\text{C}$ в конце эксперимента, так как коническая поверхность, а следовательно, и воздух внутри полости начали



рисунки 7. Модель ТО-Т-02 после испытаний



а



б

а – видеосъёмка состояния модели в потоке; б – визуализация интерферометром.

рисунок 8. Пуск № 5759: визуализация обтекания модели ОК-Т-01 ($t=43$ с)

нагреваться. В момент времени $t=2,3$ с увеличение температуры начала фиксировать термопара 1, установленная прямо по потоку на стеклотекстолитовой подложке вблизи стыка (см. рисунок 3). В процессе эксперимента термопара 1 показала немонотонное увеличение температуры, связанное, по-видимому, как с изменением физико-химических свойств теплоизоляционного материала и клея, так и с разрушением материала в стыках.

Наиболее защищенная от теплового воздействия термопара 2, также установленная прямо по потоку, но на значительном расстоянии от термопары 1, начала фиксировать рост температуры только спустя $\Delta t=17$ с от начала эксперимента. При этом наблюдалось монотонное увеличение температуры до $T_2=20,5^\circ\text{C}$ в конце эксперимента.

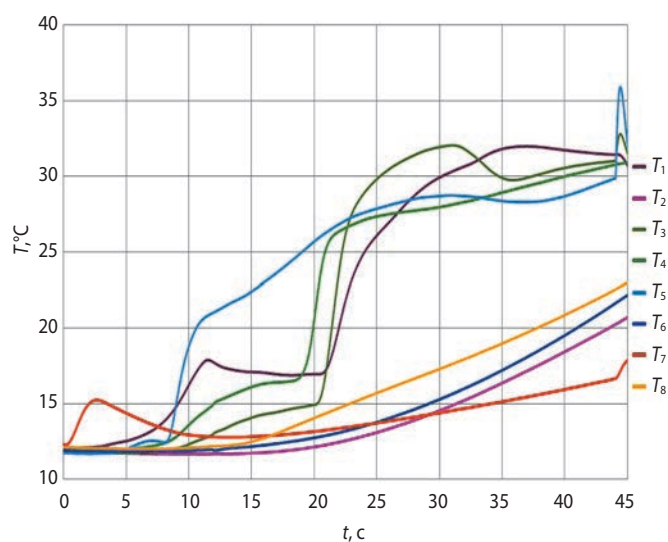


рисунок 9. Пуск № 5759: модель ОК-Т-01 показания термопар

Расположенные в стыках поверхностей конструкции симметрично друг относительно друга термопары 3 и 4, а также термопары 5 и 6 показали неидентичный характер возрастания температуры. Особенно это выражено для термопар 5 и 6. Полученный результат можно объяснить тем, что крепление термопар, количество клея и толщина теплоизоляционного материала в стыках были неодинаковыми. Однако в конце эксперимента термопары 3, 4 и 5 показали близкие по величине значения температур: $T_3=31^\circ\text{C}$; $T_4=30,7^\circ\text{C}$; $T_5=29,8^\circ\text{C}$. Термопара 6 показала более низкую температуру $T_6=21,7^\circ\text{C}$, так как, по-видимому, была наиболее защищена от теплового воздействия потока. Термопара 8, установленная на обратной стороне конической поверхности и защищенная слоем внешнего материала, фиксировала монотонное повышение температуры (в конце эксперимента $T_8=22,6^\circ\text{C}$). Время эксперимента составило 43,5 с.

Для увеличения времени воздействия гиперзвукового потока образец ОК-Т-01 был испытан повторно на том же режиме, так что полное время испытаний составило 86,7 с. Состояние образца ОК-Т-01 после испытаний показано на рисунке 10.

3. Определение массовой и линейной скоростей уноса материала

Значения массы образцов до и после испытаний, а также массовая скорость уноса внешнего материала покрытия представлены в таблице 2.

Для образцов крышек-люков (испытания при угле атаки $\alpha=45^\circ$) было получено, что максимальная скорость уноса массы реализовалась в пуске № 5744, в котором на 35-й секунде эксперимента произошло разрушение потока. По результатам трёх последую-



рисунок 10. Модель ОК-Т-01 после испытаний

щих пусков, проведённых примерно в одинаковых условиях, можно утверждать, что среднемассовая скорость уноса материала составляет $\Delta m/\Delta \tau = 0,76$ г/с. Для образца обтекателя кронштейна (испытания при угле атаки $\alpha = 8,2^\circ$) по результатам пусков № 5759 и № 5760 скорость уноса массы составила $\Delta m/\Delta \tau = 0,38$ г/с.

Линейные размеры до и после эксперимента были измерены у образцов ТВ-Т-01 и ТО-Т-02. Следует отметить, что измерение толщины производилось по оси Z, причём в плоскости XY было сделано 200 измерений с 10 мм отступами от края. Значения толщин образцов до и после испытаний, а также линейная скорость уноса материала представлены в таблице 3.

таблица 2 – Массовые скорости уноса материала

№ пуска	образец	m_1 , г	m_2 , г	Δm , г	$\Delta \tau$, с	$\Delta m/\Delta \tau$, г/с
5744	ТВ-Т-02	2065,53	2022,75	42,78	44,0	0,97
5746	ТВ-Т-01	2044,52	2006,36	38,16	47,2	0,81
5747	ТО-Т-02	1543,63	1507,00	36,63	48,9	0,75
5748	ТО-Т-01	1544,55	1510,53	34,02	46,8	0,73
5759	ОК-Т-01	6069,3	6036,0	33,3	86,7	0,38
5760						

таблица 3 – Линейные скорости уноса материала

№ пуска	образец	до эксперимента			после эксперимента			Δz , мм	$\Delta \tau$, с	$\Delta z/\Delta \tau$, мм/с
		$z_{\max}$, мм	$z_{\min}$, мм	$z_{\text{ср}}$, мм	$z_{\max}$, мм	$z_{\min}$, мм	$z_{\text{ср}}$, мм			
5747	ТО-Т-02	56,0	51,3	53,6	52,5	50,2	51,4	2,2	48,9	0,045
5746	ТВ-Т-01	49,1	47,0	48,1	46,2	41,9	44,1	4,0	47,2	0,085

Предполагалось, что значения линейных скоростей уноса материала, как и массовых, будут отличаться не более чем на 8–10%. Однако результаты для разных образцов имеют существенные отличия, что говорит, во-первых, о сложности измерений толщин пористых и хрупких материалов даже в лабораторных условиях, а во-вторых, о возможности частичной потери материала при выводе модели из потока, а также во время манипуляций, производимых с образцами после эксперимента.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведены тепловые испытания образцов-имитаторов двух типов крышек-люков защитного кожуха и обтекателя (защитного экрана) кронштейна защитного кожуха марсианского СА в гиперзвуковой аэродинамической трубе «Т-117» при числе $M \approx 13,7$ и угле атаки $\alpha = 45^\circ$ (для образцов-имитаторов крышек-люков) и $\alpha = 8,2^\circ$ (для образца-имитатора обтекателя кронштейна). На основании полученных результатов можно сделать следующие выводы.

Термопары, установленные под слоем внешнего материала покрытия и стеклотекстолита на образцах имитаторах крышек-люков, за время эксперимента зафиксировали относительно небольшое увеличение температуры ($\Delta T \approx 15\text{--}20^\circ\text{C}$). Это свидетельствует о том, что клеевые соединения стыков крышек за время испытаний не были разрушены до защищаемой конструкции. Однако в пусках № 5747 и № 5748 обнаружено, что медная проволока оказывает существенное тепловое воздействие на область вблизи её крепления к поверхности образца-имитатора крышки технологического отверстия.

Термопары, установленные непосредственно под слоем внешнего материала покрытия, за время эксперимента зафиксировали более значительное увеличение температуры ($\Delta T \approx 25\text{--}30^\circ\text{C}$), причём в пуске № 5747 (образец ТО-Т-02) наблюдалось выгорание материала заполнения стыка внешнего материала покрытия и увеличение температуры до $T_6 = 146^\circ\text{C}$. Таким образом, необходимо улучшить защиту клеевых соединений стыков крышек при изготовлении штатных изделий.

В эксперименте произошёл значительный унос материала внешнего покрытия и отчетливо стали видны локальные места стыков. Среднемассовая скорость уноса материала $\Delta m / \Delta t = 0,76$ г/с. Максимальная линейная скорость уноса материала — $\Delta z / \Delta t = 0,085$ мм/с.

Максимальная плотность теплового потока к внешней поверхности образцов-имитаторов крышек-люков $q_{w\max} = 14,7$ Вт/см², среднее значение теплового потока к поверхности — $q_w = 7,4$ Вт/см².

Термопары, установленные симметрично друг относительно друга в стыках элементов конструкции образца-имитатора обтекателя кронштейна ОК-Т-01, показали разный темп возрастания температуры на начальном этапе эксперимента, что свидетельствует о существовании различий в тепловой изоляции стыков.

Показания термопары, установленной в отверстии на подветренной стороне модели, напрямую зависят от степени прогрева и протекания воздуха внутри полости модели.

За полное время эксперимента ($\Delta t = 86,7$ с) клеевые соединения не были разрушены до защищаемой конструкции. Скорость уноса материала составила $\Delta m / \Delta t = 0,38$ г/с (по оценкам, среднее значение теплового потока к конической поверхности обтекателя $q_w = 3,0$ Вт/см²).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

Голомазов М.М., Иванков А.А. О динамике заполнения атмосферным газом внутреннего пространства перспективного десантного модуля при спуске в атмосфере Марса // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 1. С. 12-19.

Голомазов М.М., Иванков А.А. Программный комплекс для разработки систем тепловой защиты космических аппаратов, спускаемых в атмосферах планет // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 3. С. 41-53.

Дроздов С.М., Давлеткильдеев Р.А., Ртищева А.С. Численное и экспериментальное исследование течения и теплообмена воздуха в полном тракте гиперзвуковой аэродинамической трубы // Ученые записки ЦАГИ. 2019. Т. L, № 2. С. 24-34.

Ефанов В.В., Ширишаков А.Е. Исследование Марса и его спутников перспективными межпланетными станциями НПО имени С.А. Лавочкина (к 30-летию запуска КА «ФОБОС-2») // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 1. С. 3-9.

Boldyrev S., Brazhko V., Vaganov A., Davletkilideev R. et al. T-117 TsAGI Hypersonic Wind Tunnel // International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR'2002), Proceedigs Part II, 1-7 July, 2002. P. 28-32.

Efanov V.V., Shirshakov A.E. Studies of Mars and its satellites by advanced interplanetary stations designed by the Lavochkin Association (on the thirtieth anniversary of the launch of the Phobos-2 Spacecraft) // Solar System Research. 2019. Vol. 53, № 7. P. 487-492.

Статья поступила в редакцию 26.10.2020

Статья после доработки 27.10.2020

Статья принята к публикации 27.10.2020

МЕТОДИКА ОПЕРАТИВНОЙ ОЦЕНКИ ИНТЕНСИВНОСТИ И РАВНОМЕРНОСТИ РАСХОДОВАНИЯ РЕСУРСОВ БОРТОВЫХ СИСТЕМ АВТОМАТИЧЕСКИХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

METHODOLOGY FOR THE OPERATIONAL ASSESSMENT OF THE INTENSITY AND UNIFORMITY OF THE EXPENDITURE OF RESOURCES ONBOARD SYSTEMS OF AUTOMATIC SPACECRAFTS

В.С. Ковтун¹,
кандидат технических наук,
vladimir.s.kovtun@rsce.ru;
V.S. Kovtun

А.Н. Павлов^{2,3},
профессор,
доктор технических наук,
pavlov62@list.ru;
A.N. Pavlov

Б.В. Соколов³,
профессор,
доктор технических наук,
sokolov_boris@inbox.ru;
B.V. Sokolov

Д.А. Павлов²,
кандидат технических наук,
dpavlov239@mail.ru;
D.A. Pavlov

В.Н. Воротягин²,
адъюнкт,
vorotyagin@rambler.ru;
V.N. Vorotyagin

Определяющим условием выполнения программы полёта автоматического космического аппарата (АКА) является его ресурсное обеспечение (Ковтун В.С. Постановка задачи..., 2017; Ярмолик В.Н., Вашинко Ю.Г., 2011; Ковтун В.С., 2009). В качестве инструмента для исследования и оценки интенсивности и равномерности расходования ресурсов бортовых систем используется метод дифференцирования взвешенного гиперграфа (Алешин Е.Н., Зиновьев С.В., Копкин Е.В., Осипенко С.А. и др., 2018), вершинам которого сопоставляются основные бортовые системы АКА и их «взвешенные ресурсы», а рёбрам соотносятся альтернативные детальные планы возможного выполнения технологических операций на интервале полётного времени, веса которых вычисляются как оценки расхода ресурсов на выполнение каждой операции в каждой системе.

Ключевые слова:
автоматический космический аппарат;
располагаемое полётное время;
ресурс бортовой системы;
полётная операция;
нечёткий гиперграф.

The determining condition for the implementation of the flight program of an automatic spacecraft (ASC) is its resourcing (Ковтун В.С. Постановка задачи..., 2017; Ярмолик В.Н., Вашинко Ю.Г., 2011; Ковтун В.С., 2009). The method of differentiation of weighted hypergraph is used as a tool for studying and evaluating the intensity and uniformity of the expenditure of resources of onboard systems (Алешин Е.Н., Зиновьев С.В., Копкин Е.В., Осипенко С.А. и др., 2018), the vertices of which are compared with the main onboard systems of the ASC and their «weighted resources», and the edges correspond to alternative detailed plans for the possible execution of technological operations during the flight interval time, the weights of which are calculated as estimates of resource consumption for each operation in each system.

Keywords:
automatic spacecraft;
available flight time;
onboard system resource;
flight operation;
fuzzy hypergraph.

DOI: 10.26162/LS.2020.50.4.009

¹ ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королёва, Россия, Московская область, г. Королёв.
S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia, Russia, Moscow region, Korolev.

² Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, Россия, г. Санкт-Петербург.
Mozhaysky MSA, Russia, Saint-Petersburg.

³ СПб ФИЦ РАН, Россия, г. Санкт-Петербург.
SPC RAS, Russia, Saint-Petersburg.

введение

Проектирование АКА направлено на достижение цели полёта, определяемой заказчиком. При этом устанавливается ресурсный баланс (сводка) бортовой системы (БС) по интегральному полётному ресурсу (ИПР) (Ковтун В.С. Постановка задачи..., 2017). Например, для геостационарного спутника связи (ГСС) «Ямал» ИПР описывается множеством параметров R , включающих: исходную заправку рабочего тела (РТ) (ксенона) в двигательную установку, G [кг]; гарантированную ёмкость разрядной энергии в модуле никель-водородных аккумуляторных батарей (МНВА) в составе системы электрообеспечения (СЭС), W_a [Вт·ч]; мощность солнечных батарей (СБ) в составе СЭС, W_{sb} [Вт]; ресурсы приборов и агрегатов БС, определяемые числом включений и продолжительностью работы в условиях номинальной эксплуатации, $R_{л}$, как правило, в [час]. Всем ресурсам приборов и агрегатов БС ГСС сопоставим множество $R_{л}$, включающее в себя в качестве элементов другие множества, которые сопоставляются ресурсам конкретных БС АКА:

$$R_{л} = \{R_s, R_a, R_c, R_i, R_z, R_b, R_d, R_e, R_f, R_k\},$$

где R_s – множество ресурсов управления движением и навигации (СУДН); R_a – множество ресурсов бортовых цифровых вычислений (БЦВС); R_c – множество ресурсов системы управления бортовой аппаратурой (СУБА); R_i – множество ресурсов системы обеспечения теплового режима (СОТР); R_z – множество ресурсов системы ориентации СБ (СОСБ); R_b – множество ресурсов служебного канала управления (ССКУ); R_e – множество ресурсов электроавтоматики СЭС; R_f – множество ресурсов системы сбора бортовых измерений (ССБИ); R_d – множество ресурсов объединённой двигательной установки (ОДУ); R_k – множество ресурсов элементов конструкции АКА. Таким образом, интегральный полётный ресурс ГСС определяется множеством

$$R = \{G, W_a, W_{sb}, R_s, R_a, R_c, R_i, R_z, R_b, R_d, R_e, R_f, R_k\}. \quad (1)$$

Явное и неявное (опосредованное) взаимодействие между перечисленными ресурсами должно задаваться с помощью соответствующих отношений, для формального описания которых далее будет предложено использовать нечёткий гиперграф.

Предполагается, что каждый способ управления БС регламентирует возможный сценарий расхода бортовых ресурсов, оценка которого производится совместно с оценкой эффективности достижения поставленных целей по завершении выполнения полётной операции (ПлО) (Кравец В.Г., Любинский В.Е., 1983). Аналогичные определения ресурса вводятся для АКА других классов и назначений, включая аппараты дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ).

1. Располагаемое полётное время автоматического космического аппарата

Располагаемое полётное время (РПВ) – это интервал полётного времени АКА или его бортовой системы, в течение которого обеспечивается выполнение номинальной программы полёта до полного расхода ресурса аппарата или системы (Ковтун В.С. Постановка задачи..., 2017). При этом текущее располагаемое полётное время по ресурсу отсчитывается от момента определения израсходованной его части до момента полного его расхода: для АКА ($\Delta\tau_R$); для каждой его системы ($\Delta\tau_{r(s,a,c,t,z,b,d,e,f,k)}$); по энергоресурсам ($\Delta\tau_{r(W_{a,sb})}$); по рабочему телу ($\Delta\tau_{r(g)}$).

При определении значений РПВ с учётом (1) формируется множество остаточного ИПР ΔR , каждый элемент которого определяется как разность между проектными значениями и израсходованной частью ресурсов на начало прогнозирования:

$$\Delta R = \{\Delta G, \Delta W_a, \Delta W_{sb}, \Delta R_s, \Delta R_a, \Delta R_c, \Delta R_i, \Delta R_z, \Delta R_b, \Delta R_d, \Delta R_e, \Delta R_f, \Delta R_k\}. \quad (2)$$

Далее по каждому ресурсу определяются средние коэффициенты его расхода $k_g, k_{w_a}, k_{w_{sb}}, k_{s,a,c,t,z,b,d,e,f,k}$ в процессе рабочей эксплуатации БС. Например, для среднесуточного обеспечения полёта коэффициент расхода РТ k_g в стационарном плазменном двигателе (СПД) определяется в (г/сутки) (Любомудров А.А., Ефанов В.В., Горюцов В.В., Кузин Е.Н., 2018; Ковтун В.С., Фролов И.В., 2016). При условии номинальной эксплуатации БС наиболее целесообразно расчёт коэффициентов вести с использованием аналогового вида моделирования по апостериорной информации, полученной о работе БС до начала прогнозирования. Далее осуществляется прогнозирование РПВ по каждой компоненте ИПР:

$$\Delta\tau_{r(g)} = \Delta G / k_g, \Delta\tau_{r(w_a)} = \Delta W_a / k_{w_a}, \Delta\tau_{r(w_{sb})} = \Delta W_{sb} / k_{w_{sb}}, \quad (3)$$

$$\Delta\tau_{r(s,a,c,t,z,b,d,e,f,k)} = \Delta R_{r(s,a,c,t,z,b,d,e,f,k)} / k_{s,a,c,t,z,b,d,e,f,k}.$$

В результате формируется множество значений РПВ по энергоресурсам СЭС, ресурсам РТ и БС:

$$\Delta\tau_r = \{\Delta\tau_{r(i)}, i \in \{g, w_a, w_{sb}, s, a, c, t, z, b, d, e, f, k\}\}. \quad (4)$$

Располагаемое полётное время $\Delta\tau_R$ АКА определяется как минимальный элемент множества (4):

$$\Delta\tau_R = \min_{i \in \{g, w_a, w_{sb}, s, a, c, t, z, b, d, e, f, k\}} \{\Delta\tau_{r(i)}\}. \quad (5)$$

2. Постановка задачи

Программа полёта АКА делится на фазы в виде n полётных интервалов $\Delta\tau_n$, каждый из которых содержит множество полётных операций (Ефанов В.В., Шир-

шаков А.Е., 2018; Кравец В.Г., Любинский В.Е., 1983): $\{\Theta_j^n, j=1,2,\dots,J_n\}$. ПЛО имеет своё целевое предназначение и определяется своим составом задействованных БС и продолжительностью проведения $\Delta\tau_{\Theta_j^n}$.

Срок активного существования на орбите современных АКА – от 10 до 15 лет. Общий (проектный) план полёта разделяется на этапы и подэтапы, продолжительность которых определяется руководителем полёта. Наиболее часто общий план полёта делится по годам, кварталам, месяцам, неделям, суткам. План самой низкой квантификации является детальным, включающим те или иные ПЛО. При разработке детального плана (ДП) выделяется часть ресурсов с ИПР, для которых определим обозначения с учётом ранее введённых элементов множества (2):

$$\Delta\hat{R} = \{\Delta\hat{G}, \Delta\hat{W}_a, \Delta\hat{W}_{sb}, \Delta\hat{R}_s, \Delta\hat{R}_a, \Delta\hat{R}_c, \Delta\hat{R}_t, \Delta\hat{R}_z, \Delta\hat{R}_b, \Delta\hat{R}_d, \Delta\hat{R}_e, \Delta\hat{R}_f, \Delta\hat{R}_k\}. \quad (6)$$

В ДП программы полёта (ПП) входит множество типовых ПЛО $\{\hat{\Theta}_j, j=1,2,\dots,J\}$ со своей продолжительностью $\Delta\hat{\tau}_{\hat{\Theta}_j}$. Каждая операция имеет свой аналоговый прототип, в результате анализа которого определяются коэффициенты расхода ресурса компонент ИПР по фактическим затратам $\Delta\hat{G}_j, \Delta\hat{W}_{aj}, \Delta\hat{W}_{sbj}, \Delta\hat{R}_{sj}$ и т.д.

$$\hat{k}_{g\hat{\Theta}_j} = \Delta\hat{G}_j / \Delta\hat{\tau}_{\hat{\Theta}_j}, \quad \hat{k}_{w_a\hat{\Theta}_j} = \Delta\hat{W}_{aj} / \Delta\hat{\tau}_{\hat{\Theta}_j}, \quad \hat{k}_{(s,a,c,t,z,b,d,e,f,k)\hat{\Theta}_j} = \Delta\hat{R}_{(s,a,c,t,z,b,d,e,f,k)\hat{\Theta}_j} / \Delta\hat{\tau}_{\hat{\Theta}_j}. \quad (7)$$

При этом в каждой системе определяются коэффициенты расхода ресурса поэлементно, с выбором контрольного критического элемента по наибольшему расходу ресурса. Необходимо подчеркнуть, что в каждой ПЛО критические элементы в одних и тех же системах могут различаться и, следовательно, коэффициенты расхода ресурса также будут разными.

Далее определяется РПВ по компонентам ИПР на выполнение каждой конкретной ПЛО с учётом выделенного ресурса (6):

$$\Delta\hat{\tau}_{r(g)\hat{\Theta}_j} = \Delta\hat{G} / \hat{k}_{g\hat{\Theta}_j}, \quad \Delta\hat{\tau}_{r(w_a)\hat{\Theta}_j} = \Delta\hat{W}_a / \hat{k}_{w_a\hat{\Theta}_j}, \quad \Delta\hat{\tau}_{r(w_{sb})\hat{\Theta}_j} = \Delta\hat{W}_{sb} / \hat{k}_{w_{sb}\hat{\Theta}_j}, \quad \Delta\hat{\tau}_{r(s,a,c,t,z,b,d,e,f,k)\hat{\Theta}_j} = \Delta\hat{R}_{(s,a,c,t,z,b,d,e,f,k)\hat{\Theta}_j} / \hat{k}_{(s,a,c,t,z,b,d,e,f,k)\hat{\Theta}_j}. \quad (8)$$

Наименьшим из возможных значений $\Delta\hat{\tau}_{r(i)\hat{\Theta}_j}$ (см. (3), (4), (5)) является РПВ $\Delta\hat{\tau}_{r\hat{\Theta}_j}$ ПЛО:

$$\Delta\tau_{r\hat{\Theta}_j} = \min_{i \in \{g, w_a, w_{sb}, s, a, c, t, z, b, d, e, f, k\}} \{\Delta r_{(i)\hat{\Theta}_j}\}. \quad (9)$$

Выражение (9) справедливо только для определённого состава задействованных элементов БС. Изменение элементного состава в одной из БС приводит к образованию «новой ПЛО». Например, технологическая операция «Манёвр АКА с использованием тяговых модулей (ТМ), содержащих СПД» реализуется четырьмя вариантами ПЛО: «Манёвр на ТМ1-1», «Манёвр на ТМ1-2», «Манёвр на ТМ2-1», «Манёвр на ТМ2-2». Используются две группы ТМ, с двумя группами катодов (Ковтун В.С., Фролов И.В., 2016).

Формирование ДП начинается с разработки циклограммы выполнения типовых ПЛО в последовательности, определяемой баллистическими требованиями на выполнение ПП (точек прицеливания для проведения манёвров, теневых интервалов орбиты и других). При этом учитываются ресурсные ограничения по каждому элементу множества (6) и ограничения по комплексному использованию ресурсов через РПВ (8), (9). Для одного и того же n -го полётного интервала разрабатываются m -е варианты ДП (D_{nm}).

Постановка задачи: провести оценивание и анализ значений показателей интенсивности и равномерности использования БС в процессе расхода бортовых ресурсов на n -м полётном интервале АКА, содержащем m -е варианты оригинальных наборов ПЛО.

Для оценки показателей используем коэффициенты задействования ресурсов систем при выполнении ПП на n -м полётном интервале в m -м варианте построения ДП, которые определяются через отношения планируемого расхода ресурсов к выделенным

$$K_{\hat{R}_i}^{nm} = \sum_j \hat{R}_{i\hat{\Theta}_j}^{nm} / \Delta\hat{R}_i^n,$$

где $\Delta\hat{R}_i^n$ – i -е элементы ресурсного множества (2) $i \in \{g, w_a, w_{sb}, s, a, c, t, z, b, d, e, f, k\}$, выделенные для n -го полётного интервала пропорционально текущему РПВ АКА; $\hat{R}_{i\hat{\Theta}_j}^{nm}$ – расход i -го ресурса БС в $\hat{\Theta}_j$ типовой ПЛО на n -м полётном интервале в m -м варианте построения ДП.

Оперативность оценивания показателей интенсивности и равномерности использования БС в процессе расхода бортовых ресурсов определяется выбором интервала ДП, включающего ПЛО, аналоги которых были реализованы на ближайших интервалах полётного времени. На практике наиболее часто формируется суточный ДП. Продолжительность формирования, включающая процедуры согласования и утверждения, с использованием современных вычислительных средств составляет около двух часов. В таком случае для расчёта коэффициентов расхода ресурсов используется информация, полученная в результате анализа работы БС двухчасовой дав-

таблица 1 – Мониторинг задействования ресурсов бортовых систем АКА в вариантах детального плана полёта

Варианты: ресурсы БС/ДП	ОДУ, g		СЭС, w _a		СЭС, w _{sb}		СУДН, s				БЦВС, a				СУБА, c		СОТР, t		СОСБ, z		ССКУ, b		СЭС, e		ССБИ, f		ОДУ, d				К, k
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30	
D _{n1}	0	0,1	0,1	0,3	0,3	0,5	0,2	0	0	0,8	0,7	0	0	0,7	0	0,7	0	0,8	0,8	0,6	0	0,8	0,1	0,6	0	0	0	0	0	0	1
D _{n2}	0,2	0,2	0,2	0,4	0,4	0	0,8	0,3	0	0	0	0,9	0,6	0,7	0	0,5	0	0,8	0,8	0	0,6	0,9	0	0,8	0	0,9	0	0	0	0	1
D _{n3}	0,3	0,2	0,2	0,4	0,4	0	0	0,3	0,9	0	0	0,8	0,9	0	0,7	0,4	0,1	0,8	0,8	0	0,6	0,9	0	0,8	0	0	0,7	0	0	0	1
D _{n4}	0,4	0,2	0,2	0,4	0,4	0	0	0,4	0,9	0	0	0,8	0,9	0	0,7	0,5	0	0,8	0,8	0	0,6	0,2	0,7	0,6	0,2	0	0	0,8	0	0	1
D _{n5}	0,5	0,2	0,2	0,4	0,4	0	0	0,5	0,8	0	0	0,8	0,9	0	0,7	0,5	0	0,8	0,8	0	0,6	0,3	0,6	0,6	0,2	0	0	0	0,9	0	1
D _{n6}	0	0,1	0,1	0,3	0,3	0,5	0,2	0	0	0,9	0,6	0	0	0	0,8	0,7	0	0,9	0,9	0	0,6	0,2	0,7	0,6	0,2	0	0	0	0	0	1

ности и далее влево по шкале полётного времени АКА. При этом в качестве примера рассматривается ГСС, находящийся в непрерывной связи с наземными средствами контроля и управления. Для АКА ДЗЗ на солнечно-синхронной орбите в сутки проводится в среднем два сеанса связи со служебным бортом. Следовательно, оценивание процесса расхода ресурсов составит около 12 часов. Если ДП состоит из одной ПЛО (например, «Поддержание ориентации АКА в орбитальной системе координат»), которая может выполняться несколько суток подряд, саму операцию разделяют и формируют для неё отдельно посуточные планы.

Далее в качестве примера будем рассматривать шесть вариантов оценок оригинальных наборов ПЛО, равномерно выполняемых в n -м полётном интервале, по коэффициентам задействования ресурсов. Результаты оперативного мониторинга задействования ресурсов БС АКА представлены в таблице 1.

3. Подход к оцениванию показателей интенсивности и равномерности использования расхода ресурсов бортовых систем.

Вычислительный эксперимент

Для оценивания интенсивности и равномерности использования БС при расходе бортовых ресурсов воспользуемся подходом, предложенным в работах (Алешин Е.Н., Зиновьев С.В., Копкин Е.В., Осипенко С.А. и др., 2018; Павлов А.Н., Соколов Б.В., 2019), в основе которого лежит операция дифференцирования нечёткого гиперграфа.

Нечёткий гиперграф расхода бортовых ресурсов на n -м полётном интервале обозначим $H^n = \langle X^n, U^n, \mu^n \rangle$, где $X^n = \{x_i^n, i=1,2,\dots,R_n\}$ – множество ресурсов БС (в рассматриваемом примере $R_n=30$); $U^n = \{u_l^n \subseteq X^n, l=1,2,\dots,L_n\}$ – множество рёбер гиперграфа (оригинальных наборов ПЛО (ДП) (в нашем примере $L_n=6$)); $\mu^n: X^n \times U^n \rightarrow [0,1]$ – функция степени задействования бортовых ресурсов при проведении того или иного набора ПЛО.

Нечёткий гиперграф расхода бортовых ресурсов H^n удобно обозначать матрицей инцидентности $Q^n = \|q_{li}^n\|_{L_n \times R_n}$, где q_{li}^n – степень задействования i -го бортового ресурса БС при выполнении l -го ДП. Тогда обобщённый расход i -го ресурса функционального элемента при проведении всех ДП на n -м полётном интервале обозначим вектором $\vec{v}_i^n = (q_{1i}^n, q_{2i}^n, \dots, q_{L_i i}^n)$, данный вектор характеризует направление активности расхода ресурса БС и интенсивность этой активности $|\vec{v}_i^n|^2$. Для вычисления интенсивности совместного расходования двух произвольных ресурсов при проведении всех ДП с учётом направления их активности можно использовать скалярное произведение векторов обобщённого расхода $(\vec{v}_i^n, \vec{v}_j^n)$, $i, j = 1, 2, \dots, R_n$.

Для проведения анализа интенсивности и равномерности расхода ресурсов БС АКА определим матрицу интенсивности их задействования $F^n = \|f_{ij}^n\|_{R_n \times R_n}$, элементы которой $f_{ij}^n (\forall i \neq j)$ равны интенсивности совместного расходования ресурсов БС, а $f_{ii}^n = |\vec{v}_i^n|^2$ – интенсивность собственного расходования ресурса БС на n -м полётном интервале. При этом следует отметить, что максимальная интенсивность расходования ресурсов БС на n -м полётном интервале равна $f_{\max}^n = L_n$. Тогда в качестве показателя интенсивности расходования ресурсов на n -м полётном интервале можно ввести $I^n(x_i^n) = \frac{f_{ii}^n}{f_{\max}^n}$. Матрица F^n может быть вычислена из матрицы инцидентности Q^n по формуле $F^n = Q^{nT} \times Q^n$, где Q^{nT} – транспонированная матрица инцидентности.

Далее воспользуемся понятием (Алешин Е.Н., Зиновьев С.В., Копкин Е.В., Осипенко С.А. и др., 2018; Павлов А.Н., Соколов Б.В., 2019) производной $\partial H^n / \partial U^n$ нечёткого гиперграфа H^n по событию U^n которая представляет собой взвешенный граф. При этом каждая пара вершин (v_i, v_j) графа взвешена отношением интенсивности $(f_{ii}^n - f_{ij}^n) + (f_{jj}^n - f_{ij}^n)$ их несовместного участия в событии U^n (интенсивность несовместного расходования ресурсов БС) к интенсивности f_{ij}^n совместного расходования ресурсов БС

в событии U^n : $\frac{\partial H^n}{\partial U^n}(v_i, v_j) = \frac{f_{ii}^n - 2f_{ij}^n + f_{jj}^n}{f_{ij}^n}$. Другими

словами, на элементах графа H^n происходят события U^n , содержание которых проявляется в возможных альтернативных вариантах выполнения оригинальных наборов ПЛО, входящих в состав соответствующих технологических циклов управления БС АКА, а производная $\partial H^n / \partial U^n$ будет характеризовать степень равномерности совместного расходования ресурсов БС АКА на n -м полётном интервале.

Для рассматриваемого примера матрица инцидентий нечёткого гиперграфа расхода бортовых ресурсов формируется с использованием данных из таблицы 1. Тогда матрица интенсивности расходования ресурсов БС $F^n = \|f_{ij}^n\|_{30 \times 30}$ и матрица производной принимают относительно главной диагонали симметричный вид. Так, например, элементы первой строки матрицы интенсивности расходования ресурсов БС принимают следующие значения:

$\|f_{1j}^n\|_{30} = (0,54, 0,2, 0,28, 0,56, 0,56, 0,00, 0,16, 0,56, 1,03, 0,00, 0,00, 1,14, 1,20, 0,14, 0,84, 0,67, 0,03, 1,12, 1,12, 0,00, 0,84, 0,68, 0,58, 0,94, 0,18, 0,18, 0,21, 0,32, 0,45, 1,40)$.

При этом элементы первой строки матрицы производной нечёткого графа равны:

$\left\| \frac{\partial H^n}{\partial U^n}(v_1, v_j) \right\|_{30} = (0,00, 0,57, 0,57, 0,42, 0,42, \infty, 5,87, 0,02, 0,72, \infty, \infty, 0,87, 0,78, 8,86, 1,16, 1,63, 16,33, 2,063, 2,063, \infty, 0,79, 2,37, 1,26, 1,47, 1,67, 5,50, 2,91, 1,69, 1,00, 2,67)$.

Если $\frac{\partial H^n}{\partial U^n}(v_i, v_j) = \infty$, то ресурсы БС совместно не расходуются на n -м полётном интервале. Если же $\frac{\partial H^n}{\partial U^n}(v_i, v_j) = 0$, то направление и интенсивность активности расходования ресурсов БС на n -м полётном интервале полностью совпадают, т.е. данные ресурсы всегда расходуются только совместно. В этом случае на графе производной эти два ресурса можно представлять одной вершиной, следовательно, число вершин графа производной может быть меньше числа вершин исходного гиперграфа.

Кроме того, при увеличении значения $\frac{\partial H^n}{\partial U^n}(v_i, v_j)$ интенсивность совместного расходования ресурсов БС на n -м полётном интервале уменьшается. Для оценивания равномерности расходования ресурса БС проведём операцию нормирования элементов матрицы $\frac{\partial H^n}{\partial U^n}$. Определим максимальное значение, отличное от ∞ , которое могут при-

нимать элементы матрицы $\frac{\partial H^n}{\partial U^n}$. Очевидно, что максимальное значение элемента матрицы равно $\beta_{\max}^n = \max_{i \neq j} \frac{f_{ii}^n - 2f_{ij}^n + f_{jj}^n}{f_{ij}^n} = \frac{f_{i_0 i_0}^n + \max_{i \neq i_0} f_{ii}^n - 2 \min_{i \neq j, f_{ij}^n \neq 0} f_{ij}^n}{\min_{i \neq j, f_{ij}^n \neq 0} f_{ij}^n}$,

где $f_{i_0 i_0}^n = \max_i f_{ii}^n$. Для рассматриваемого примера такое максимальное значение равно $\frac{6,0 + 4,01 - 2 \cdot 0,02}{0,02} \cong$

$\cong 498,5$. Произведя нормировку значений матрицы смежности $\frac{\partial H^n}{\partial U^n}$ производной гиперграфа, можно построить нечёткое отношение равномерности расходования ресурсов БС на n -м полётном интервале $Z^n = \|z_{ij}^n\|_{k \times k}$ (k – число вершин графа производной, z_{ij}^n – коэффициент, характеризующий равномерность расходования ресурсов) следующим образом.

Шаг 0. Вначале все v_i соответствуют вершинам x_i нечёткого гиперграфа.

Шаг 1. Если элемент матрицы $\frac{\partial H^n}{\partial U^n}(v_i, v_j) = 0$ ($i \neq j$), то вершины (v_i, v_j) объединяются в одну вершину графа.

Шаг 2. Если элемент матрицы $\frac{\partial H^n}{\partial U^n}(v_i, v_j) = 0$, то $z_{ij}^n = 0$.

Шаг 3. Если элемент матрицы $0 < \frac{\partial H^n}{\partial U^n}(v_i, v_j) < \infty$, то $z_{ij}^n = \frac{\frac{\partial H^n}{\partial U^n}(v_i, v_j)}{\beta_{\max}^n}$.

Шаг 4. Если элемент матрицы $\frac{\partial H^n}{\partial U^n}(v_i, v_j) = \infty$ ($i \neq j$), то $z_{ii}^n = 0$.

Далее для каждой вершины (ресурса) введём интегральную характеристику его расходования на множестве всех рассматриваемых ресурсов БС

$c^n(v_i) = \frac{\sum_{j=1}^k z_{ij}^n}{\sum_{p=1}^k \sum_{l=1}^k z_{pl}^n}$. Будем считать, что расходование

всех ресурсов БС на n -м полётном интервале равномерно, если введённые величины близки к вектору $(\frac{1}{k}, \frac{1}{k}, \dots, \frac{1}{k})$. Причём неравномерное расходование ресурсов характеризуется вектором, например, $(c^n(v_1),$

$c^n(v_2), \dots, c^n(v_k)) = (1, 0, \dots, 0)$, и расстоянием до точки равномерности $(\frac{1}{k}, \frac{1}{k}, \dots, \frac{1}{k})$ равным $\sqrt{\frac{k-1}{k}}$. Тогда

можно ввести в качестве равномерности расходования ресурса v_i на n -м полётном интервале показате-

ль $\rho^n(v_i) = \frac{k \cdot \sqrt{(c^n(v_i) - \frac{1}{k})^2}}{k-1}$ (чем ближе значение данного показателя к нулю, тем более равномерное

использование этого ресурса), а в качестве показателя равномерности расходования всех ресурсов

$$P^n = \sqrt{\frac{k \cdot \sum_{i=1}^k (c^n(v_i) - \frac{1}{k})^2}{k-1}} \quad (\text{чем ближе значение этого}$$

показателя к единице, тем более равномерное расходование всех ресурсов БС АКА).

Значения показателей интенсивности и равномерности расходования ресурсов, а также интегральная их оценка на n -м полётном интервале для рассматриваемого примера приведены в таблице 2. Равномерность расходования всех ресурсов АКА $P^n=0,832$.

3.1. Анализ полученных результатов

Проведённые исследования показали, что чем меньше интенсивность расходования ресурса, а само расходование осуществляется более равномерно, тем этот ресурс эффективнее используется.

Данный вывод близок к тем выводам, которые были ранее получены в теории самоорганизующихся систем (*Принципы самоорганизации*, 1966; Кузнецова В.Л., Раков М.А., 1987). Далее можно обобщить полученную закономерность одним из двух способов.

Первый способ. Применим лексикографический интервальный принцип. Пусть показатель равномерности предпочтительнее интенсивности расходования ($\rho^n > I^n$). Наилучший ресурс по равномерности будет x_{16}^n со значением $\rho^n(x_{16}^n)=0,001$. Введём интервал безразличия, равный 0,009. Тогда ресурсы, удовлетворяющие условию $\rho^n(x_i^n) \leq \rho^n(x_{16}^n) + 0,009 = 0,01$, можно

упорядочить по показателю интенсивности следующим образом:

$$x_2^n = x_3^n > x_{20}^n > x_{28}^n > x_7^n > x_{14}^n > x_{23}^n > x_{21}^n > x_{16}^n > x_{15}^n > x_{22}^n > x_{24}^n > x_{12}^n > x_{13}^n > x_{18}^n = x_{19}^n.$$

Следующий слой лексикографически упорядоченных ресурсов (т.е. $\rho^n(x_i^n) \leq 0,011 + 0,009 = 0,02$) выглядит таким образом:

$$x_{25}^n > x_{27}^n > x_6^n > x_1^n > x_8^n > x_{29}^n > x_{26}^n > x_4^n = x_5^n > x_{11}^n > x_{10}^n > x_9^n > x_{30}^n.$$

И на последнем месте – ресурс x_{17}^n со значением $\rho^n(x_{17}^n)=0,143$, хотя $I^n(x_{17}^n)=0,002$.

Второй способ. Например, аддитивно свернуть два показателя $J_{\text{рез}}^n(x_i^n) = \lambda_I I^n(x_i^n) + \lambda_\rho \rho^n(x_i^n)$ и затем упорядочить ресурсы по эффективности использования. Так, для случая $\lambda_I=0,5$; $\lambda_\rho=0,5$ ресурсы имеют следующие интегральные оценки, приведённые в таблице 2.

В этом случае ресурсы будут упорядочены по интенсивности и равномерности задействования следующим образом:

$$x_2^n = x_3^n > x_{25}^n > x_{20}^n > x_{27}^n > x_6^n > x_1^n > x_8^n > x_{28}^n > x_7^n > x_{17}^n > x_{29}^n > x_4^n = x_5^n > x_{26}^n > x_{11}^n > x_{14}^n > x_{23}^n > x_{10}^n > x_{21}^n > x_{16}^n > x_{15}^n > x_9^n > x_{22}^n > x_{24}^n > x_{12}^n > x_{13}^n > x_{18}^n = x_{19}^n > x_{30}^n.$$

В идеальном варианте выполнения ПП к моменту завершения полёта АКА все виды ресурсов БС должны быть одновременно полностью выработаны, что обеспечит рациональное управление полётом АКА, так как расход ресурсов ситуационно сбалансирован и, следовательно, исключены дополнительные затраты на невостребованные ресурсы систем. Поэтому

таблица 2 – Результаты вычислительного эксперимента по оценке расхода ресурсов бортовых систем

ресурсы БС	интенсивность расходования, (I^n)	равномерность расходования, (ρ^n)	интегральная оценка, ($J_{\text{рез}}^n$)	ресурсы БС	интенсивность расходования, (I^n)	равномерность расходования, (ρ^n)	интегральная оценка, ($J_{\text{рез}}^n$)
x_1^n	0,090	0,012	0,051	x_{17}^n	0,002	0,143	0,0725
x_2^n, x_3^n	0,030	0,002	0,016	x_{18}^n, x_{19}^n	0,668	0,009	0,3385
x_4^n, x_5^n	0,137	0,014	0,0755	x_{20}^n	0,060	0,004	0,032
x_6^n	0,083	0,017	0,05	x_{21}^n	0,300	0,006	0,153
x_7^n	0,120	0,006	0,063	x_{22}^n	0,405	0,009	0,207
x_8^n	0,098	0,015	0,0565	x_{23}^n	0,225	0,006	0,1155
x_9^n	0,377	0,017	0,197	x_{24}^n	0,453	0,003	0,228
x_{10}^n	0,242	0,019	0,1305	x_{25}^n	0,020	0,012	0,016
x_{11}^n	0,142	0,019	0,0805	x_{26}^n	0,135	0,019	0,077
x_{12}^n	0,455	0,008	0,2315	x_{27}^n	0,082	0,013	0,0475
x_{13}^n	0,465	0,007	0,236	x_{28}^n	0,107	0,010	0,0585
x_{14}^n	0,163	0,002	0,0825	x_{29}^n	0,135	0,014	0,0745
x_{15}^n	0,352	0,003	0,1775	x_{30}^n	1,000	0,020	0,51
x_{16}^n	0,315	0,001	0,158				

первоначальной прямой задачей планирования ПП является обеспечение равномерности выработки ресурсов БС за счёт выбора вариантов построения ПлО. При этом уменьшение интенсивности расхода ресурсов БС является опосредованной целью планирования ПП. Опосредованная полётная цель управления БС направлена на достижение того же результата, что и прямая цель, но только наиболее рациональным способом использования бортовых ресурсов из возможных, исходя из текущего состояния АКА и дополнительных требований к управлению его полётом (Ковтун В.С., Фролов И.В., 2016; Ковтун В.С. Применение методик..., 2017).

Далее методом варибельного целеобразования (Ковтун В.С. Применение методик..., 2017) производится выбор варианта выполнения ПП на интервале, исходя из показателей равномерности и интенсивности расходования ресурсов и их интегральной оценки. Метод заключается в поисковом моделировании всех возможных сценариев достижения прямой полётной цели, учитывающих синергетические явления при управлении БС, и выборе путём анализа одного варианта достижения опосредованной полётной цели, в наибольшей степени соответствующего решаемой задаче.

ВЫВОДЫ

В статье для обеспечения требуемого уровня живучести элементов БС АКА при реализации заданной программы полета предлагается проводить оперативный расчет, анализ и мониторинг показателей структурно-технологической интенсивности и равномерности задействования их ресурсов. При этом в качестве инструмента для исследования структурно-функциональных свойств составляемых программ полёта АКА используется метод дифференцирования взвешенного гиперграфа (Алешин Е.Н., Зиновьев С.В., Копкин Е.В., Осипенко С.А. и др., 2018), вершинам которого сопоставляются основные бортовые системы АКА и их «взвешенные ресурсы», а рёбрам соотносятся альтернативные детальные планы возможного выполнения технологических операций на интервале полётного времени, веса которых вычисляются как оценки расхода ресурсов на выполнение каждой операции в каждой системе. Результаты оперативного оценивания интенсивности и равномерности задействования ресурсов БС АКА следует использовать при выборе варианта выполнения ПП на интервале для обеспечения рационального управления полётом АКА (Ковтун В.С. Применение методик..., 2017).

Исследования, выполненные по данной тематике, проводились при частичной финансовой поддержке

грантов РФФИ (№№ 17-29-07073, 18-07-01272, 18-08-01505, 19-08-00989, 20-08-01046), в рамках бюджетной темы №№ 0073-2019-0004.

список литературы

Алешин Е.Н., Зиновьев С.В., Копкин Е.В., Осипенко С.А. и др. Системный анализ организационно-технических систем космического назначения: учебник / Под ред. А.Н. Павлова. СПб.: ВКА имени А.Ф. Можайского, 2018. 357 с.

Ефанов В.В., Шириаков А.Е. Исследование Марса и его спутников перспективными межпланетными станциями НПО имени С.А. Лавочкина (к 30-летию запуска КА «ФОБОС-2») // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 1. С. 3-9.

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

Ковтун В.С. Постановка задачи варибельного управления полётом автоматических космических аппаратов для рационального использования ресурсов бортовых систем // Космонавтика и ракетостроение. 2017. № 1 (94). С. 13-23.

Ковтун В.С. Применение методик варибельного управления полётом автоматических космических аппаратов для рационального использования ресурсов бортовых систем // Космонавтика и ракетостроение. 2017. № 4 (97). С. 143-157.

Ковтун В.С., Фролов И.В. Методы варибельного анализа и синтеза сложного процесса управления системой электроракетных двигателей космических аппаратов // Космическая техника и технологии. 2016. № 4 (15). С. 47-67.

Кравец В.Г., Любинский В.Е. Основы управления космическими полётами. М.: Машиностроение, 1983. 224 с.

Кузнецова В.Л., Раков М.А. Самоорганизация в технических системах. Киев: Наукова думка, 1987. 200 с.

Любомудров А.А., Ефанов В.В., Горовцов В.В., Кузин Е.Н. Электромагнитные помехи, генерируемые в космическом аппарате при электризации // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 2. С. 87-92.

Павлов А.Н., Соколов Б.В. Нечеткий гиперграфовый подход к исследованию ценности социальных сетей // Информатизация и связь. 2019. № 3. С. 57-62.

Принципы самоорганизации. Мир, 1966. 621 с.

Ярмолик В.Н., Вашилко Ю.Г. Физически неклонируемые функции // Информатика. 2011. № 2. С. 92-103.

Статья поступила в редакцию 29.07.2020

Статья после доработки 03.08.2020

Статья принята к публикации 03.08.2020

ПРИМЕНЕНИЕ СОВРЕМЕННЫХ И ПЕРСПЕКТИВНЫХ МЕХАНИЧЕСКИХ УСТРОЙСТВ НА ОСНОВЕ МАТЕРИАЛОВ С ЭФФЕКТОМ ПАМЯТИ ФОРМЫ В КОНСТРУКЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

APPLICATION OF MODERN AND PROMISING MECHANICAL DEVICES BASED ON MATERIALS WITH SHAPE-MEMORY AFFECT IN THE DESIGN OF SPACECRAFT



Н.С. Самойлов¹,
профессор, доктор
технических наук,
vka@mil.ru;
N.S. Samoilov



И.Г. Уханов¹,
доцент, кандидат
технических наук,
vka@mil.ru;
I.G. Ukhonov



Д.С. Детенышев¹,
vka@mil.ru;
D.S. Detenyshev

В статье рассматриваются вопросы создания, применения и возможного дальнейшего перспективного использования в конструкции космических аппаратов силовых приводов и механизмов, созданных на основе материалов с эффектом памяти формы.

Ключевые слова:
материалы с эффектом памяти формы;
силовой привод;
космический аппарат.

DOI: 10.26162/LS.2020.50.4.010

Впервые необычное поведение материала, которое впоследствии назовут эффектом памяти формы (ЭПФ), относят к 1932 году, когда на Всемирной технической выставке в Брюсселе шведским учёным А. Оландером был продемонстрирован стержень из сплава золота с кадмием, который под действием прикреплённого к концу груза изгибался при охлаждении, а при нагреве выпрямлялся и поднимал

The article deals with the establishment, application and future prospective use of power drives and mechanisms in spacecraft structure, which are based on materials with shape-memory effect.

Key words:
materials with shape-memory affect;
power drive;
spacecraft.

этот груз. В 1948 году Г.В. Курдюмов и Л.Г. Хандрос опубликовали статью, в которой описали обратимое при нагреве и охлаждении превращение в сплавах Cu-Zn. Они назвали его термоупругим мартенситным превращением (Коллеров М.Ю. и др., 2015).

Настоящий интерес к материалам с эффектом памяти формы (МЭПФ) возник после сообщения на одной из научных конференций в 1962 году У. Бюгером

¹ Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, Россия, г. Санкт-Петербург.

Military-Space Academy named after A.F. Mozhayskiy, Russia, Saint-Petersburg.

и Ф. Вангом об открытом ими материале, проявляющем память формы. Этим материалом был сплав Ti-Ni (50 ат. % Ti+50 ат. % Ni). Сплав называли «нитинол», в 1965 году его состав и название были запатентованы (*Коллеров М.Ю. и др.*, 2015). Позже эффект памяти формы был обнаружен во многих материалах. К концу XX века уже более 20 материалов были причислены к сплавам с памятью формы. На сегодняшний день известно уже более 120 сплавов, обладающих таким эффектом; кроме того, установлено, что эффектом памяти формы, но с другим механизмом, обладают и композитные материалы. Тем не менее, наибольшее распространение для практического применения получил именно нитинол. Этот сплав, наряду с функциональными свойствами (память формы, псевдоупругость, обратимая память формы, способность генерировать реактивные напряжения), обладает достаточной прочностью, пластичностью и коррозионной стойкостью (*Лихачев В.А. и др.*, 1987).

Механизм эффекта памяти формы достаточно хорошо изучен. В основе этого эффекта большинства сплавов лежат так называемые термоупругие мартенситные превращения. Теория мартенситных превращений основывается на фундаментальных представлениях о закономерном характере перестройки кристаллической решётки и когерентности сосуществующих фаз аустенита (*A*) и мартенсита (*M*), сформулированных Г.В. Курдюмовым (высокотемпературную фазу принято называть аустенитом, а низкотемпературную – мартенситом) (*Корнилов И.И. и др.*, 1977).

Суть проявления ЭПФ заключается в следующем: материал, обладающий этим эффектом, пластически деформируют в *A* фазе при определенной температуре *T*, превышающей температуру начала прямого мартенситного превращения, с целью придания ему некоторой определённой формы, например, выпрямляют и вытягивают проволоку. Затем проволока охлаждается ниже температуры конца прямого мартенситного превращения, и в *M* фазе её деформируют в спираль. При последующем нагреве спирали выше температуры завершения обратного мартенситного превращения она самопроизвольно выпрямляется.

Суть эффекта памяти формы можно представить следующим образом:

1. В исходном состоянии в материале существует определённая структура.

2. При деформации (например, изгибе) внешние слои материала вытягиваются, а внутренние сжимаются (средние остаются без изменения). Эти вытянутые структуры – мартенситные пластины, что не является необычным для металлических сплавов.

Необычно то, что в материалах с памятью формы мартенсит термоупругий.

3. При нагреве начинает проявляться термоупругость мартенситных пластин, то есть в них возникают внутренние напряжения, которые стремятся вернуть структуру в исходное состояние – сжать вытянутые пластины и растянуть сплюснутые.

4. Поскольку внешние вытянутые пластины сжимаются, а внутренние сплюснутые – растягиваются, материал в целом проводит автодеформацию в обратную сторону и восстанавливает свою исходную структуру, а вместе с ней и форму (*Хачин В.Н.*, 1984).

Советский Союз присоединился к исследованию нитинола в 70-х годах. Во Всесоюзном институте лёгких сплавов было налажено опытно-промышленное производство полуфабрикатов (слитков, прутков, листов) из материала, который в СССР был назван сплавом на основе никелида титана. Этот сплав получил обозначение ТН1 и по химическому составу практически полностью соответствовал нитинолу (*Коллеров М.Ю. и др.*, 2015).

Большое развитие в нашей стране получило направление использования МЭПФ в медицине. Были разработаны различные конструкции для стоматологии, остеосинтеза (соединения) кости, фиксации позвоночника и др. В авиации и космонавтике было освоено производство муфт для термомеханических соединений, например, на первых выпусках Ту-204 и других самолётах. На станции «Мир» с помощью муфт была собрана ферма для двигателя ориентации, а на космическом аппарате «Прогресс-40» была раскрыта пространственная конструкция с проволоочными приводами из сплава на основе никелида титана. Но с наступлением 90-х годов и распадом Советского Союза разрушились сложившиеся связи между организациями-производителями и потребителями МЭПФ. Резкое сокращение исследований и производства авиакосмической и военной техники сделало невыгодным производство сплавов с памятью формы в больших объёмах. Металлургия и переработка сплавов на основе никелида титана в России и странах СНГ практически прекратились (*Коллеров М.Ю. и др.*, 2015).

Однако научный потенциал исследователей МЭПФ частично смог сохраниться, и с начала 2000-х годов в России постепенно происходит восстановление утраченных позиций. Основное влияние на этот процесс оказала возросшая потребность в инновационных материалах и технологиях, особенно в сфере ракетно-космической техники. Повышенный интерес к таким материалам связан с особым комплексом их физико-механических свойств, который даёт широ-

кие перспективы применения, позволяя создавать элементы и устройства с принципиально новыми функциональными свойствами.

В зависимости от условий эксплуатации изделий из МЭПФ (рабочие температуры и температуры срабатывания, наличие усилий противодействия, циклические деформации и нагрузки и др.) можно выделить несколько основных направлений применения, которые будут определять некоторые специфические требования к термомеханическим свойствам материала (Коллеров М.Ю. и др., 2015). Различают: трансформирующиеся конструкции; термомеханические соединения; термосиловые исполнительные элементы; сверхупругие элементы; температурные датчики и терморегуляторы; тепловые двигатели; медицинские имплантаты и инструмент.

Рассмотрим возможности применения трансформирующихся конструкций за счёт использования силовых термомеханических приводов из МЭПФ в конструктивно-компоновочных и конструктивно-силовых схемах космических аппаратов.

Наиболее рационально использовать МЭПФ в силовом приводе захватов, замков, толкателей, саморазворачивающихся антенн, солнечных батарей и т.п., в механизмах ориентации солнечных батарей. Устройства с силовым приводом из МЭПФ не создают импульсных нагрузок на элементы конструкции КА и не вносят дополнительных возмущений в его положение (Барвинок В.А. и др., 2011).

В рассматриваемых силовых приводах МЭПФ находятся при температуре эксплуатации ниже начала обратного мартенситного превращения в деформированном (сложенном) состоянии. При нагреве выше температуры конца обратного мартенситного пре-

вращения он принимает исходную (расправленную) форму.

Трансформирующиеся конструкции, как правило, включают в себя элементы из конструкционных материалов и МЭПФ. Задача элементов из МЭПФ – при нагреве выше определённой температуры изменить свою форму заданным образом и придать новое положение соединённым с ними элементам из конструкционного материала. Примером таких конструкций могут быть системы развёртывания антенны и раскрытия солнечных батарей на КА.

В этом случае панели солнечных батарей соединены между собой пластинами или проволочными элементами из МЭПФ. В исходном состоянии этим элементам придаётся форма полностью раскрытой батареи. Затем элементы деформируются, и блоки складываются в компактную транспортную форму. После того как космический аппарат выведен на орбиту, элементы из МЭПФ нагреваются выше температуры конца обратного мартенситного превращения (обычно путём пропускания электрического тока) и, стремясь принять исходную форму, разворачивают солнечную батарею в рабочую форму (Коллеров М.Ю. и др., 2015; *Материалы с эффектом памяти формы...*, 1998).

Одним из примеров создания таких конструкций может служить эксперимент «Краб» на КА «Прогресс-40», проведённый с 3 по 5 марта 1989 года (*Пилотируемые полеты. Россия*. URL: <http://www.novostikosmonavtiki.ru/content/number/056/01>). В ходе эксперимента на земле были собраны два каркаса. Каждый каркас состоял из отдельных элементов, шарнирно соединённых между собой и компактно уложенных в транспортном положении на внешней

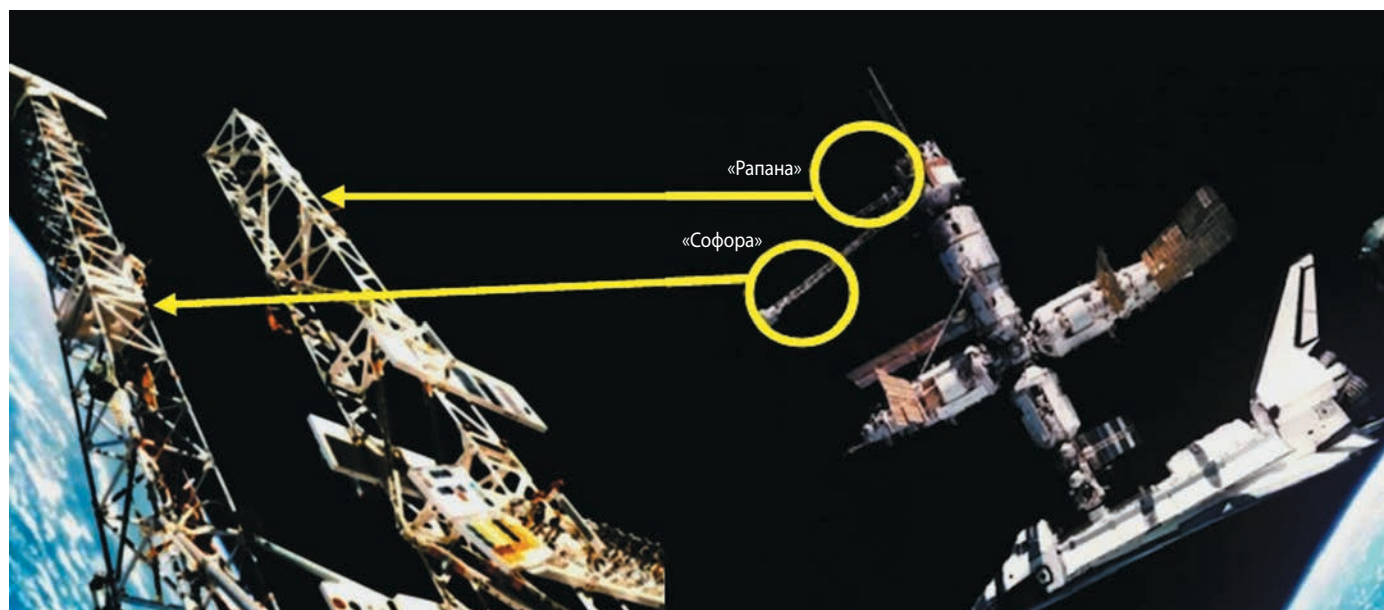


рисунок 1. На космической станции «Мир» установлены фермы «Рапана» и «Софора»



рисунок 2. Рычажное устройство фермы «Рапана»

поверхности космического аппарата. Для развёртывания каркасов использовались проволоочные приводы, изготовленные из сплава на основе TiNi, которые при нагревании пропусканием электрического тока создавали раскрывающие моменты сил. В результате в космическом пространстве образовались два кольца, почти правильной формы, с диаметром примерно 20 м каждое. Проведение эксперимента «Краб» позволило впервые в мировой практике осуществить космический эксперимент по развёртыванию кольцевых крупногабаритных конструкций, определить их характеристики при выполнении динамических режимов космическим аппаратом, которые в целом соответствовали расчётным, и практически показать возможность создания крупногабаритных конструкций на орбите, использующих для раскрытия звеньев приводы из МЭПФ.

Аналогичные эксперименты, названные «Софора» и «Рапана», были разработаны специалистами НПО «Энергия», учёными ВКА имени А.Ф. Можайского и проведены космонавтами А. Арцебарским, С. Крикалевым в 1991 году и В. Циблиевым, А. Серебровым в 1993 году на блоке «Квант» космической станции «Мир» (рисунок 1) (*Пилотируемые полеты. Россия*. URL: <http://www.novosti-kosmonavtiki.ru/content/number/056/01>). В эксперименте «Рапана» трансформируемая ферма длиной 5 м с поперечным сечением $0,3 \times 0,4$ м и массой 13 кг состояла из пяти ячеек, каждая из которых содержала четыре шарнирно соединённые углепластиковые панели. Диагональные элементы ячеек представляли собой «ломающиеся» звенья с проволоочными приводами из сплава на основе TiNi. В транспортном положении ферма была компактно уложена, а при нагреве приводов пропу-

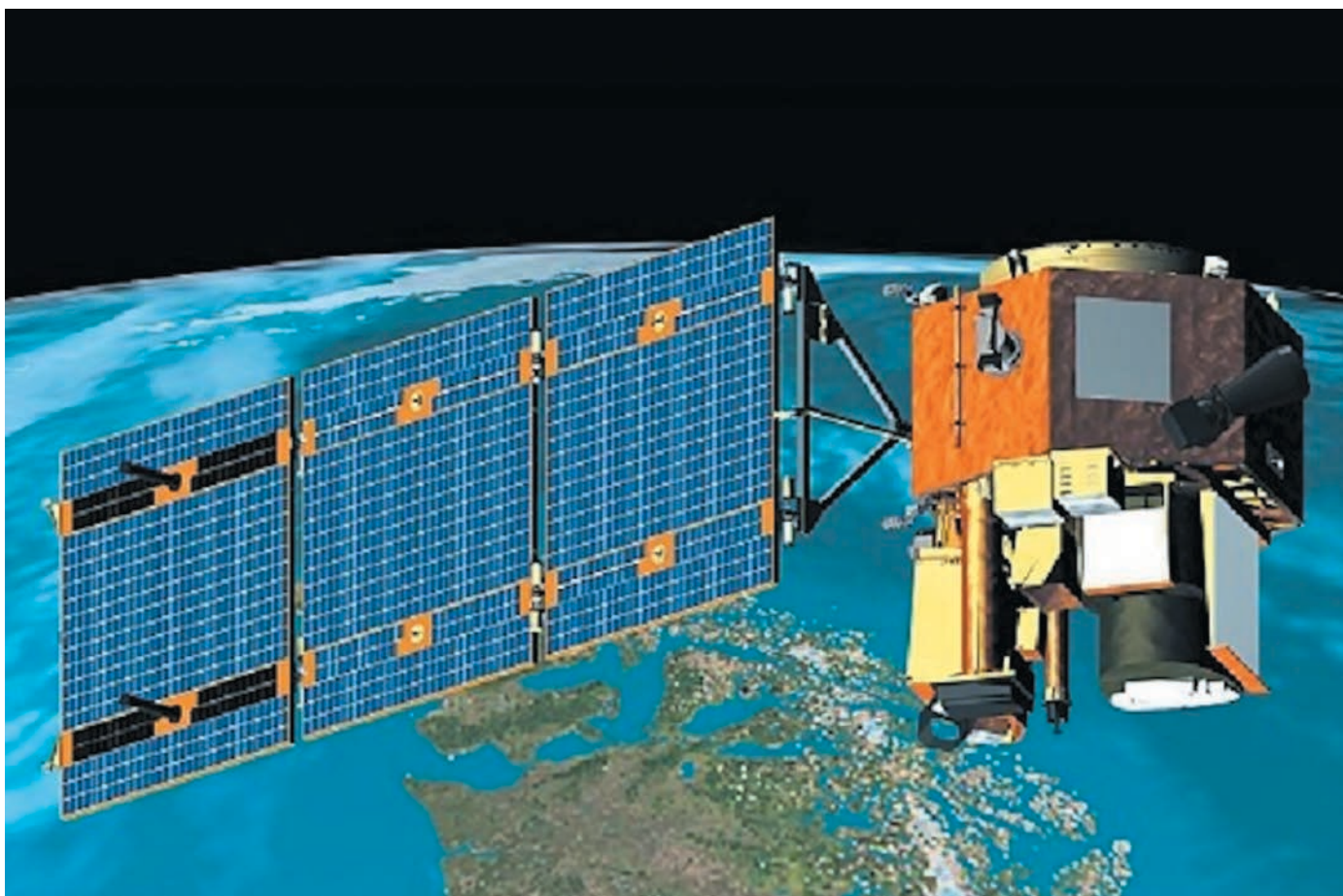
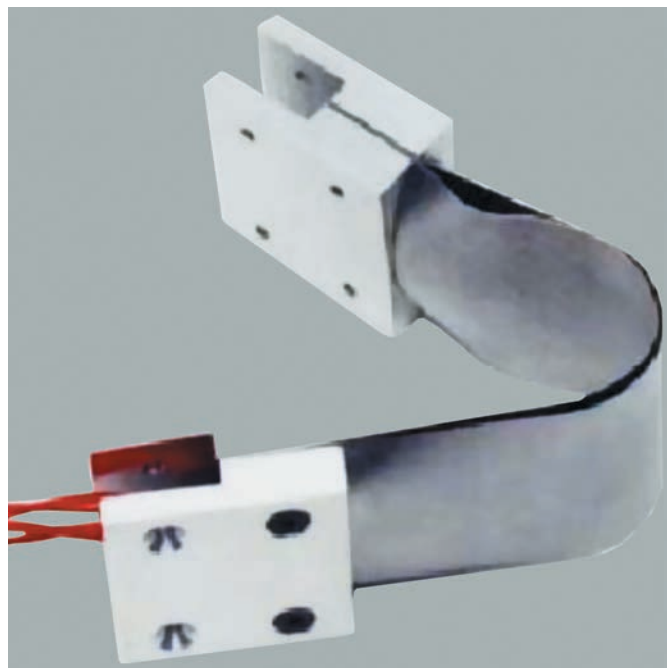


рисунок 3. КА дистанционного зондирования Земли EARTH OBSERVING 1

сканием электрического тока создавались раскрывающие моменты сил в шарнирных соединениях. Привод (рисунок 2) представлял собой проволоку из сплава TiNi диаметром 2 мм, длиной около 2 м с характеристическими температурами $M_k=34^{\circ}\text{C}$, $M_n=66^{\circ}\text{C}$, $A_n=81^{\circ}\text{C}$, $A_k=94^{\circ}\text{C}$.

Впервые применение механических силовых приводов на основе МЭПФ в конструкции систем КА было осуществлено в 2000 году. НАСА был запущен КА дистанционного зондирования Земли Earth Observing 1 (рисунок 3), на котором система раскрытия панелей солнечных батарей включала силовой механизм, созданный на основе МЭПФ ([URL: https://eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/content/-/article/eo-1](https://eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/content/-/article/eo-1)).

Привод ленточного типа на основе нитинола жёстко закреплён на раскрываемых панелях, как показано на рисунке 4. В мартенситном (холодном) состоянии панели солнечных батарей складываются вручную в форме «книжки», нагрев привода до аустенитного (горячего) состояния осуществляется с помощью встроенных гибких нихромовых нагревателей. В результате ленты приводов выпрямляются, разворачи-



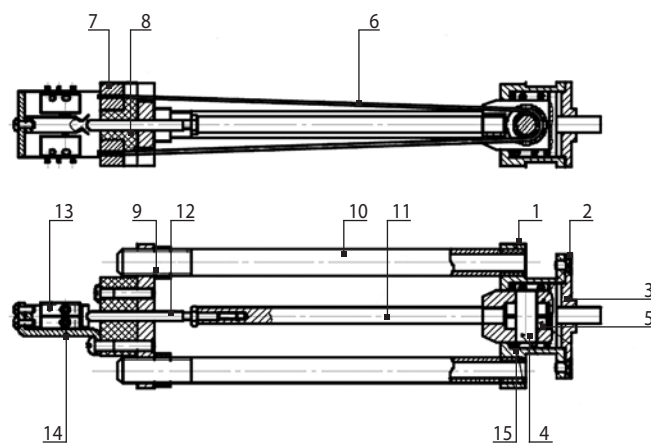
а



б

а – в сложенном состоянии;
б – в развёрнутом состоянии.

рисунок 4. Ленточный привод



- 1 – корпус;
- 2 – ползун;
- 3 – крышка;
- 4 – ось;
- 5 – ролик;
- 6 – силовой элемент из сплава с ЭПФ;
- 7 – упор;
- 8 – диэлектрическая площадка;
- 9 – траверса;
- 10 – стойка;
- 11 – тяга;
- 12 – шток;
- 13 – система концевых выключателей;
- 14 – кронштейн;
- 15 – силовой возвратный привод.

рисунок 5. Схема силового привода из сплава с ЭПФ для узла расчеховки КА

вая при этом панели солнечных батарей в рабочее положение. После развёртывания питание выключается, и привод снова охлаждается до низкотемпературной мартенситной фазы.

В России также ведутся работы по созданию механических приводов на основе МЭПФ для применения в конструкции КА. Так в 2011 году учёными



рисунок 6. Самораскрывающаяся петля из композита с памятью формы фирмы СТД



рисунок 7. Элементы самораскрывающейся петли с памятью формы и интегрированным в композит плёночным нагревателем

Самарского государственного аэрокосмического университета была предложена конструкция реверсивного силового привода из МЭПФ для устройств, применяемых в узлах расчеховки космических аппаратов. Схема силового привода приведена на рисунке 5 (Барвинок В.А. и др., 2011).

Данный силовой привод из сплава с ЭПФ предназначен для использования в конструкции узла расчеховки гибких тяг для расфиксации подвижных

элементов конструкции малых КА с целью исключения ударных нагрузок в процессе расфиксации. В созданном силовом приводе применён силовой элемент, изготовленный из проволоки ТН-1, нагреваемой в процессе работы путём пропускания через него электрического тока.

Наука в области исследования МЭПФ не стоит на месте. Наряду с металлическими сплавами, обладающими ЭПФ, учёными были получены новые композитные материалы, которые также имеют ЭПФ и применяются в термомеханических силовых приводах панелей солнечных батарей и дефлекторов антенн.

Полимерные материалы, обладающие памятью формы, являются очень привлекательными материалами для создания конструкций, способных самостоятельно разворачиваться из компактной транспортабельной формы. Основой функционирования таких полимерных материалов является наличие эластомерной и стеклукемой фаз, образующих сшитую структуру. Причём основная форма запоминается в виде сетки связей в стеклукемой фазе, а энергия, необходимая для восстановления формы, накапливается в виде напряжений в эластомерных сегментах полимера. При воздействии, которое приводит к размораживанию подвижностей стеклукемой фазы, происходит восстановление запомненной формы (Аристов В.Ф. и др., 2015).

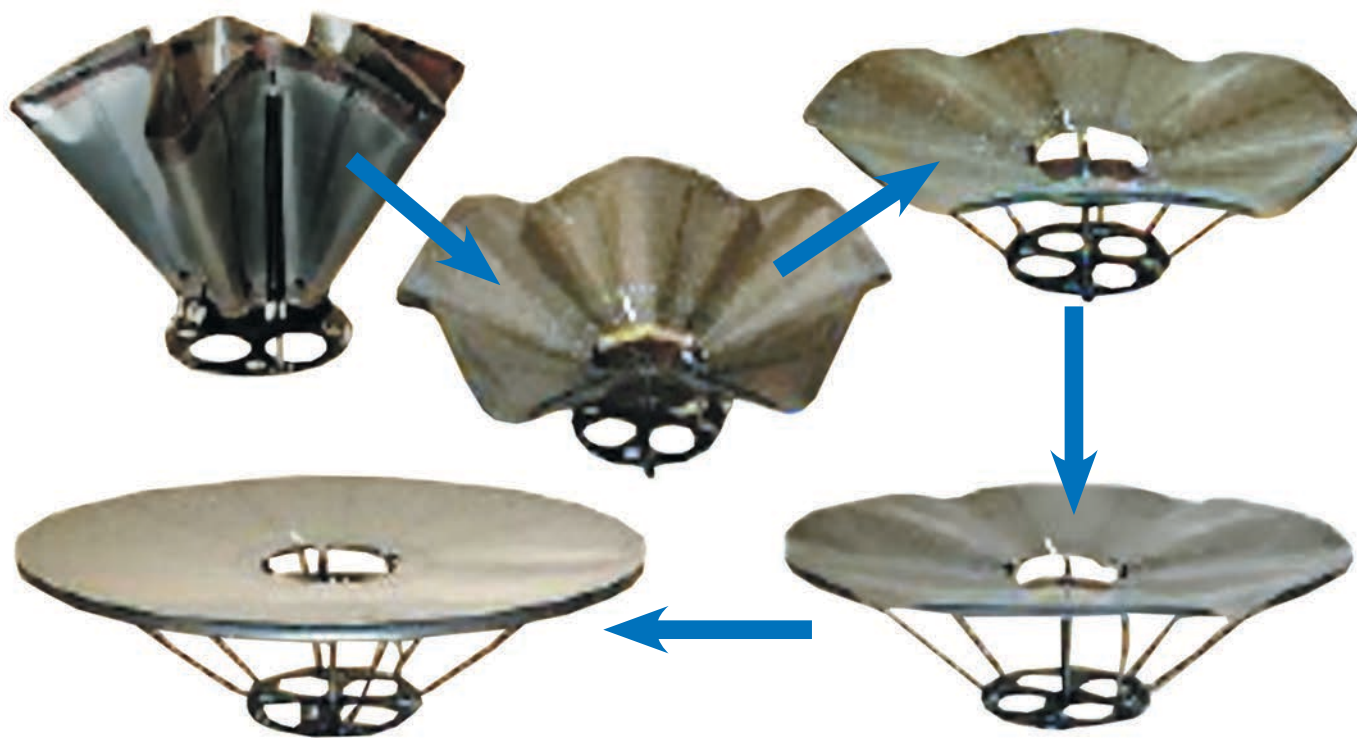


рисунок 8. Саморазворачивающиеся изделия с интегрированными плёночными нагревателями из углепластиков с эффектом памяти формы

Следует отметить, что американская фирма Composite Technology Development (CTD) уже разработала описываемые материалы и провела испытания изделий на космических аппаратах. Так, петли с памятью формы были испытаны в составе космического аппарата TacSat-2 (с 16.12.2006 по 05.02.2011) и успешно развернули панель фотоэлектрических преобразователей (рисунок 6) (Аристов В.Ф. и др., 2015).

В России работы по созданию отечественных полимерных композиционных материалов, обладающих памятью формы и пригодных к эксплуатации в условиях космоса, ведутся в Научно-исследовательском институте космических и авиационных материалов (НИИКАМ), где разработаны МЭПФ на основе полиэфиркетона и фторполиэфирных смол, обладающие эффектом памяти формы и настраиваемой температурой срабатывания. НИИКАМ-ПФ1 – аналог продукции CTD, имеет пониженную температуру стеклования и создаёт невысокие усилия при восстановлении формы. Второй материал – НИИКАМ-ПФ2 имеет настраиваемую температуру стеклования и обладает более высоким уровнем создаваемого усилия при восстановлении формы (Аристов В.Ф. и др., 2015).

Полимеры с памятью формы и композиты на их основе позволяют изготовить саморазворачивающиеся конструкции, которые отличаются от традиционных:

1. Меньшим весом.
2. Простотой конструкции.
3. Отсутствием механических приводов.

Возможность использования новых отечественных материалов была показана на примере конструкции самораскрывающихся петель с интегрированными пленочными нагревателями (рисунок 7), которые также могут служить, например, для развертывания панелей солнечных фотоэлектрических преобразователей.

Кроме того, на основе полученных материалов возможно создание саморазворачивающихся антенн (рисунок 8) и ферменных конструкций, элементов тепловых экранов и других крупногабаритных элементов космических аппаратов (Вихров И.А. и др. URL: hccomposite.com/upload/iblock/b0e/....pdf).

заключение

В работе приведён обзор применяемых в настоящее время и перспективных механических устройств на основе материалов с эффектом памяти формы в конструкции КА. Применение механических силовых приводов на основе МЭПФ является перспективным и развивающимся направлением, особенно в космической отрасли и в конструкции КА – в част-

ности. Разработка и применение МЭПФ в механизмах КА приведёт к уменьшению массогабаритных характеристик КА, увеличению сроков активного существования КА, возможности развёртывания на орбите и улучшению динамических характеристик крупногабаритных конструкций, увеличению производительности КА дистанционного зондирования Земли, радиотехнических КА, КА связи и др.

список литературы

Аристов В.Ф., Чернышенко А.О. Композиты с эффектом памяти формы для создания саморазворачивающихся конструкций космического назначения // Решетневские чтения. Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М.Ф. Решетнева. 2015. Т. 1, № 19. С. 67-68.

Барвинок В.А., Богданович В.И., Ломовской О.В., Вишняков М.А. и др. Разработка реверсивных силовых приводов из материалов с эффектом памяти формы для устройств, применяемых в узлах расчехления космических аппаратов // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2011. Т. 13, № 4. С. 300-306.

Вихров И.А., Аристов В.Ф., Чернышенко А.О. Композитные материалы с памятью формы на основе цианатэфирного связующего // [Электронный ресурс]. URL: hccomposite.com/upload/iblock/b0e/....pdf (дата обращения: 02.05.2020).

Коллеров М.Ю., Гусев Д.Е., Гуртовая Г.В., Ручина Н.В. и др. Функциональные материалы с эффектом памяти формы: учеб. пособие. М., 2015. 161 с.

Корнилов И.И., Белоусов О.В., Качур Е.В. Никелид титана и другие сплавы с эффектом памяти формы. М.: Наука, 1977. 179 с.

Лихачев В.А., Кузьмин С.Л., Каменцева З.П. Эффект памяти формы. Л.: Изд-во Ленингр. ун-та, 1987. 216 с.

Материалы с эффектом памяти формы: спр. изд. / Под ред. В.А. Лихачева. Т. 4. СПб.: Изд-во НИИХ СПбГУ, 1998. 268 с.

Пилотируемые полеты. Россия. Пресс-конференция в ЦУПе // Интернет-издание «Новости космонавтики», сентябрь 1993. [Электронный ресурс] URL: <http://www.novosti-kosmonavtiki.ru/content/number/056/01> (дата обращения: 03.05.2020).

Хачин. В.Н. Память формы. М.: Знание, 1984. 64 с. URL: <https://eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/content/-/article/eo-1> (дата обращения: 03.05.2020).

Статья поступила в редакцию 20.10.2020

Статья после доработки 23.10.2020

Статья принята к публикации 23.10.2020

ТРАНСИОНОСФЕРНОЕ РАДИОЗОНДИРОВАНИЕ КАК ОСНОВА ОПЕРАТИВНОГО ПРОГНОЗА ДЛЯ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ КОРОТКОВОЛНОВОЙ РАДИОСВЯЗИ

TRANSIONOSPHERIC RADIOSOUNDING AS THE BASIS OF THE NEAR REAL TIME FORECAST FOR IMPROVEMENT OF THE SHORTWAVE RADIO COMMUNICATION

Н.П. Данилкин¹,
профессор, доктор физико-
математических наук,
nickdanilkin88@yandex.ru;
N.P. Danilkin

Г.А. Жбанков²,
кандидат физико-
математических наук,
gzhbankov@sfn.ru;
G.A. Zhbakov

С.В. Журавлев¹,
кандидат физико-
математических наук,
zhuravlev@ipg.geospace.ru;
S.V. Zhuravlev

А.Ю. Репин¹,
доктор физико-
математических наук,
director@ipg.geospace.ru;
A.Y. Repin

И.В. Романов¹,
кандидат физико-
математических наук,
drsuvar@gmail.com;
I.V. Romanov

Для задачи непрерывного мониторинга арктической ионосферы предлагается методика определения критической частоты слоя F2 с помощью трансionoграмм, полученных с использованием гидрометеорологического комплекса «АРКТИКА-М». Рассмотрена возможность наблюдения в ионосфере неоднородных структур различных масштабов по данным экспериментальных трансionoграмм.

Ключевые слова:
ионосфера; мониторинг ионосферы; Арктика;
«АРКТИКА-М»; трансionoсферное зондирование.

For the task of Arctic ionosphere monitoring, we propose a technique of the F2 layer critical frequency determination with the help of the transionograms produced by the ARCTIC-M hydrometeorological complex. The possibility to observe the inhomogeneous ionospheric structures of different scales based on experimental transionograms is considered.

Key words:
ionosphere; ionosphere monitoring; Arctic;
ARCTICA-M, transionospheric radiosounding.

DOI: 10.26162/LS.2020.50.4.011

ВВЕДЕНИЕ

Основным вопросом, в значительной мере определяющим прогресс КВ-радиосвязи, становится совершенствование оперативного прогнозирования характеристик распространения радиоволн, т.е. создание современного оперативного ионосферного радиопрогноза (Ионосферно-магнитная служба, 1987).

Оперативный ионосферный спутниковый радиопрогноз возможен на основе автоматического непрерывного наблюдения состояния ионосферы в зоне отражения радиосигналов от ионосферы, мгновенного анализа структуры ионосферы (Nh-профиля в зоне отражения) и расчёта параметров КВ-радиосвязи (МПЧ, ОРЧ, углов входа и выхода сигналов из ионосферы, траектории распространения радиосигна-

лов). При этом точности определения этих параметров должны быть столь высоки, что никакой иной метод их определения, кроме вертикального радиозондирования, обеспечен быть не может. Но ионозонды наземного зондирования не могут обеспечить непрерывное излучение со всех точек поверхности Земли, которое в этом случае необходимо. Ионозонды же космического базирования в классическом виде (т.е. с орбитами, близкими к круговым) также не могут решить эту проблему, вследствие того, что разумное их количество не может обеспечить непрерывность регистрации параметров ионосферы. Особенно остро данный вопрос стоит в арктическом регионе, где декаметровая ионосферная радиосвязь имеет первостепенное значение.

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.

Проблема может быть решена частично на основе синтеза наземного радиозондирования ионосферы ионозондами всей сети Росгидромета и использования приёмников спутниковых ионозондов, расположенных на высокоэллиптических орбитах ИСЗ. Речь идёт об утверждённой национальной программе «АРКТИКА-М» или аналогичной после её образования (Асташкин А.А., Комиссарова И.Н., Маркелова Т.С., Наговицина Н.В. и др., 2015). Теоретическая возможность использования трансionoсферного радиозондирования как средства контроля состояния ионосферы была показана, например, в (Danilkin N.P., 2015; Danilkin N.P., Avdushin S.I., Ivanov I.I., Kusschnerevsky Yu.V., Migulin V.V., 1988; Danilkin N.P., Zhbankov G.A., Lapshin V.B., Filippov M.Y., 2018). Более подробную информацию по техническим аспектам эксперимента с использованием комплекса типа «АРКТИКА-М» можно найти в (Данилкин Н.П., Журавлёв С.В., Котонаева Н.Г. и др., 2017; Данилкин Н.П., Журавлёв С.В., Котонаева Н.Г. и др., 2018; Данилкин Н.П., Журавлёв С.В., Лапшин В.Б. и др., 2017).

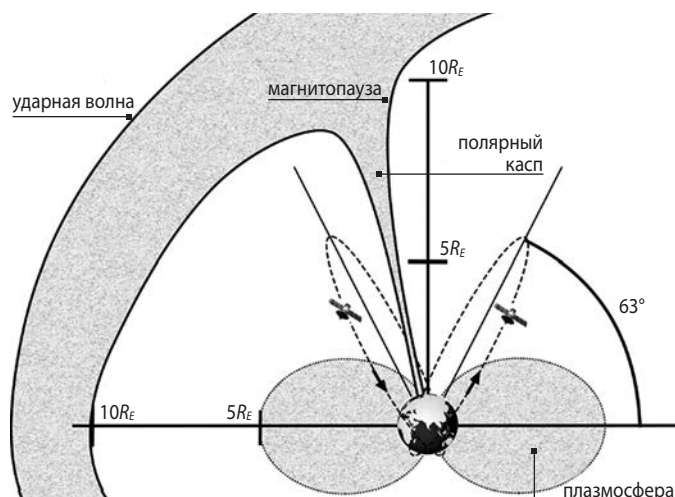
В настоящей работе на основе численного моделирования будет показана возможность определения одного из основных ионосферных параметров – критической частоты слоя F2 – с помощью трансionoграмм, полученных с использованием гидрометеорологического комплекса «АРКТИКА-М». Также будет рассмотрена возможность определения наличия в ионосфере неоднородных структур различных масштабов по данным экспериментальных трансionoграмм.

1. Основная идея

В основе предлагаемого нового способа оперативного определения параметров ионосферы лежит главное условие пересечения трансionoсферным лучом максимума электронной плотности. Этот луч пересекает максимум ионосферы на своей минимальной частоте, эта частота – если учесть кривизну Земли и ионосферы – и есть критическая частота в точке пересечения, определенная экспериментально с достаточной для практического применения точностью. Чтобы иметь возможность получать непрерывные данные в одной области на поверхности Земли, такие измерения необходимо проводить с помощью высокоорбитальных спутников.

2. Принципиальная схема

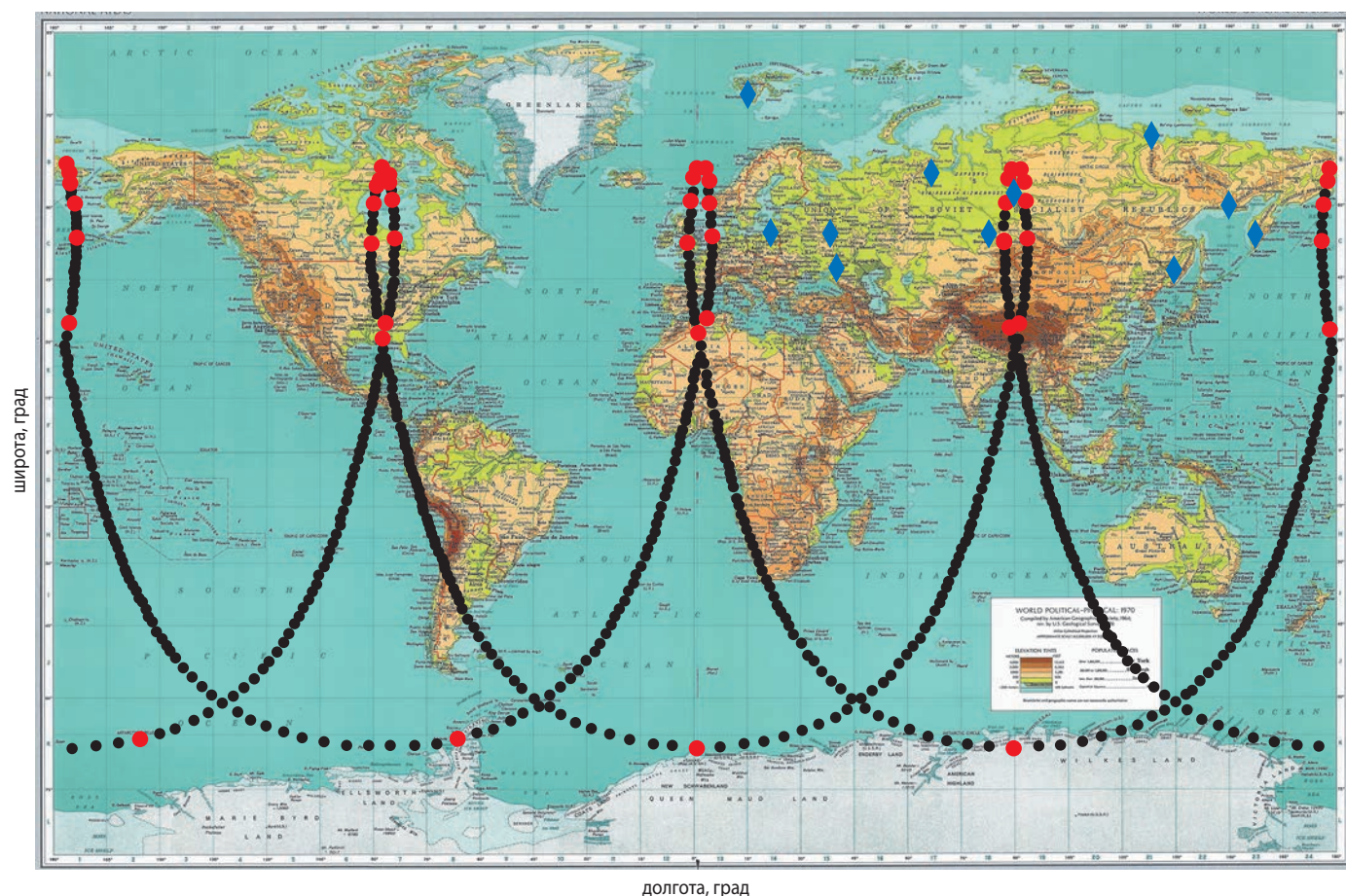
На рисунке 1 показана принципиальная схема диагностики ионосферы по методу трансionoсферного радиозондирования (ТИЗ) на основе использования разрабатываемого гидрометеорологического комплекса «АРКТИКА-М».



рисунк 1. Расположение двух КА «АРКТИКА-М» с высокоэллиптическими орбитами на фоне основных структур околоземной плазмы

В этом проекте планируется выведение двух ИСЗ на солнечно-синхронные орбиты. Высокоэллиптические космические аппараты (ВЭА) на спутниках «АРКТИКА-М» каждые сутки в соответствии с опубликованными данными (Асташкин А.А., Комиссарова И.Н., Маркелова Т.С., Наговицина Н.В. и др., 2015) должны совершать два оборота вокруг Земли. При этом два (четыре) ВЭА в составе высокоэллиптической гидрометеорологической космической системы (ВГКС) «АРКТИКА-М» должны быть оснащены приёмниками, которые могут принимать трансionoсферные сигналы радиозондирования (ТИЗ) со всех наземных передатчиков ионозондов сети Росгидромета и сразу же передавать полученные трансionoграммы через стандартную сеть Росгидромета в ИПГ. Орбитальная платформа (служебный модуль) ВЭА создается на основе базового модуля служебных систем (БМСС) «Навигатор», в состав платформы должна входить абонентская аппаратура ГЛОНАСС-GPS разработки ФГУП «РНИИ КР», предназначенная для установки на высокоэллиптических КА. Эта аппаратура обеспечит синхронизацию работы приёмника ТИЗ с наземными ионозондами. В качестве передатчиков предлагается использовать передатчики наземных ионозондов типа «Парус-А», «Томион» или «Меридиан».

Установка ионозонда на ИСЗ с такими орбитами обеспечит непрерывное наблюдение ионосферы методом трансionoсферного радиозондирования для большинства регионов РФ. Для решения поставленных задач создаётся система наземных приёмных пунктов. На рисунке 2 представлена проекция траекторий двух космических аппаратов на поверхность Земли и места расположения основных наземных пунктов приёма информации, в том числе наземных ионозондов в городах Москва, Новосибирск, Хабаровск, Тикси, Магадан, Петропавловск-Камчатский,



рисунк 2. Проекция траектории ИСЗ «АРКТИКА-М» № 1 и № 2 на поверхность Земли (красные и чёрные точки – часовые и 30-секундные интервалы при движении ИСЗ, синие ромбы – система наземных приёмных пунктов)

Салехард, Калининград, Ростов-на-Дону, Подкаменная Тунгуска, Ловозеро, Баренцбург и др. В связи с тем, что в таких пунктах необходимо наличие только приёмного оборудования без установки мощных передающих систем, дополнительные приёмные пункты могут быть развернуты без особых финансовых и технических затрат.

3. Моделирование метода коррекции параметров ионосферы

Для апробирования предлагаемого метода проведён численный эксперимент, в котором был смоделирован весь эксперимент в особо сложном варианте арктической ионосферы, а именно смоделирован численный эксперимент с целью определения критических частот ионосферного слоя F2 по экспериментальным данным, также полученным в численном эксперименте на основе предполагаемого измерительного комплекса «спутник – приёмные станции» в определённый период времени. Теоретическое обоснование метода определения критической частоты в любой точке исследуемой области по экспериментальным данным в нескольких точках и его общее описание приведены в (Данилкин Н.П., Жбанков Г.А.,

Тасенко С.В., 2014; Жбанков Г.А., Денисенко П.Ф., Соцкий В.В., 2019; Danilkin N.P., Zhbankov G.A., Repin A.Y., 2019).

Моделирование трансionoграмм возможно только на основе траекторных расчетов. Оно сводится, по сути, к решению граничной задачи типа «точка – точка», которая в общем трёхмерном случае записывается в виде

$$D(f, \Delta_0, \varphi_0), \quad (1)$$

где $D(f, \Delta_0, \varphi_0)$ – длина дуги, соединяющая начальную и конечную точки траектории, как функция угла места волнового вектора Δ_0 в момент излучения, его азимутального угла φ_0 и рабочей частоты f ; R – расстояние по поверхности Земли между излучающим и приёмным модулями. При расчёте ионограммы внешнего зондирования $R=0$.

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).

таблица – Координаты приёмных станций и значение минимальной частоты

станция	с.ш., °	в.д., °	F_{min} , МГц
Москва	55.75	37.61	5.1
Новосибирск	55.04	82.93	5.2
Хабаровск	48.48	135.08	5.9
Тикси	71.69	128.86	5.0
Баренцбург	78.07	14.25	4.6
Магадан	59.56	150.80	5.2
Петропавловск-Камчатский	53.04	158.6	5.6
Салехард	66.53	66.60	4.8
Калининград	54.70	20.51	4.3
Ростов-на-Дону	47.23	39.72	5.7
Подкаменная Тунгуска	61.60	90.12	4.9

Так как экспериментальными исследованиями показано, что в ионосфере, а в арктическом регионе особенно, практически всегда присутствуют неоднородные структуры с размерами от нескольких сот метров до тысяч километров (Fejer B.G., Kelley M.C., 1980; Гершман В.Н., Казимировский Э.С., Кокоуров В.Д. и др., 1984; Ерухимов Л.М., Максименко О.И., Мясников Е.Н., 1980; Szuszczewicz E.P., 1987; From W.R., Meehan D.H., 1988), то электронная концентрация в ионосфере, в общем случае, должна задаваться как $N=N_0 \cdot (1+\delta)$, где N_0 – невозмущённая, «базовая» часть, описанная моделью; δ – дополнительное возмущение, создаваемое неоднородностями, которое в случае крупномасштабных неоднородностей её можно представить в виде набора эллипсов:

$$\delta = \Delta N_L = \sum_i dN_i(x, z) \cdot \exp \left\{ - \left(\frac{x - x_{0i}}{Lx_i} \right)^2 - \left(\frac{z - z_{0i}}{Lz_i} \right)^2 \right\} \quad (2)$$

с центрами в точке (x_{0i}, z_{0i}) и масштабами (Lx_i, Lz_i) .

Мелкомасштабные неоднородности можно представить в виде суммы нескольких возмущений:

$$\delta = \Delta N_s = \sum_i dN_i(r, \theta) \cdot \cos \left[- \frac{2\pi}{T} t + \frac{2\pi}{\Lambda} R_0 \theta + \Phi_0 \right], \quad (3)$$

где $dN_i(r, \theta)$ – зависящая от координат относительная амплитуда возмущений с периодом T ; Φ_0 – начальная фаза; Λ – длина волны.

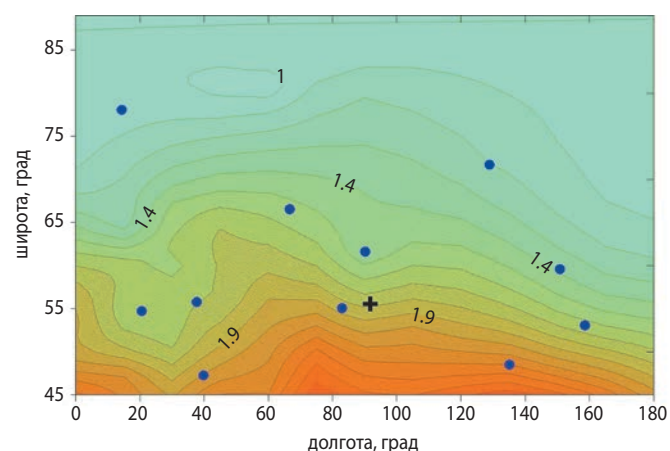


рисунок 3. Различие между «реальной» ионосферой и «начальным приближением» (синими точками показаны места расположения приёмных станций; проекция положения спутника на поверхность Земли обозначена чёрным крестом; цифрами показана разница критических частот foF2)

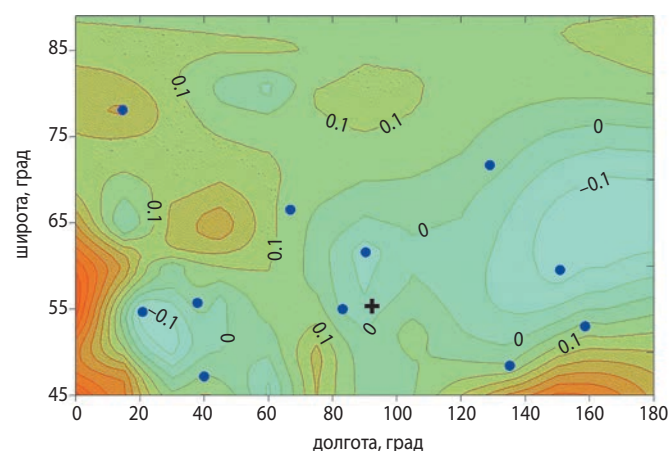
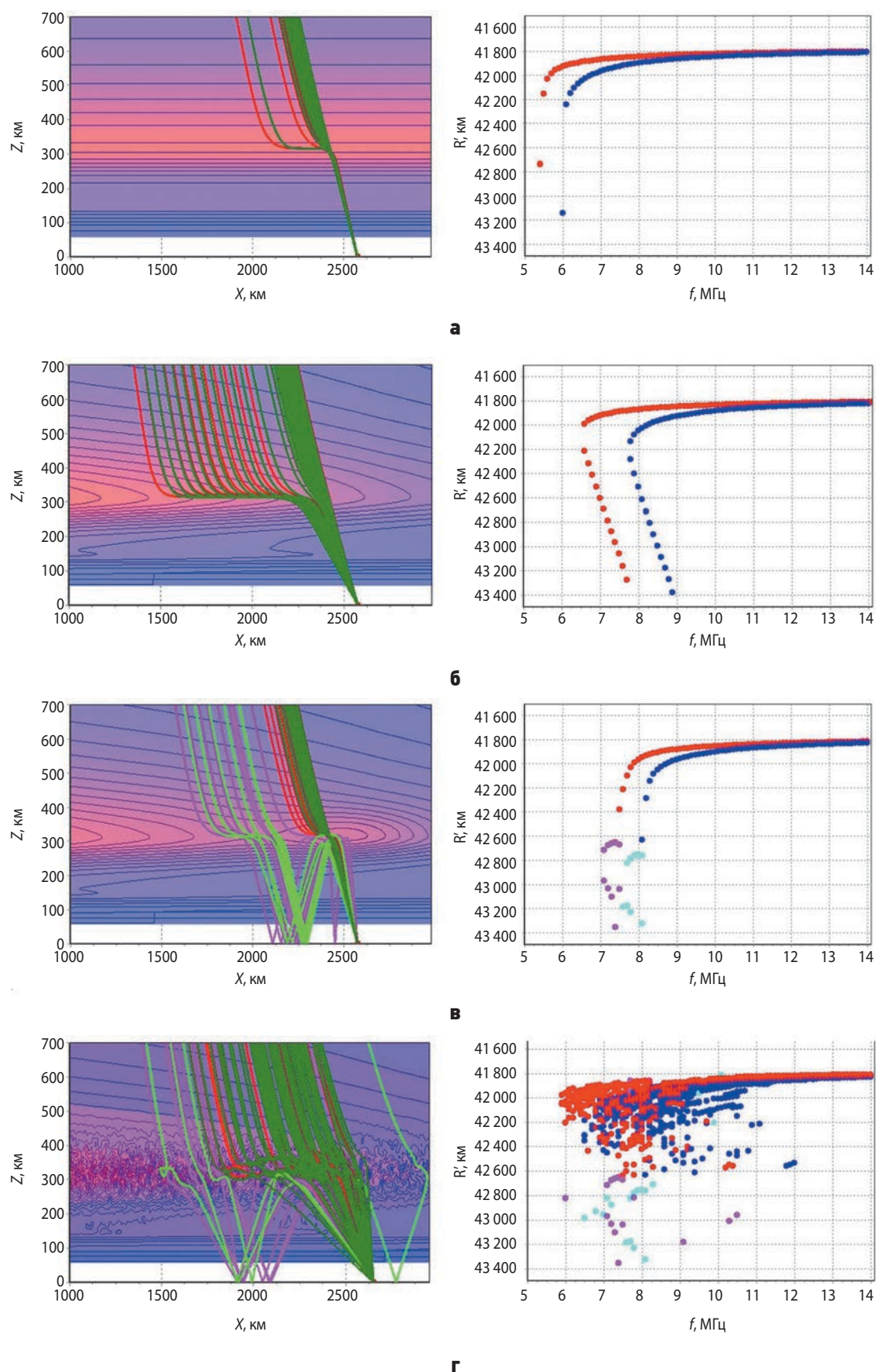


рисунок 4. Контурная карта различий между «реальной» и скорректированной ионосферой (синие точки на графиках – пункты приёма, чёрный крест – проекция положения спутника)

ТРАНСИОНОСФЕРНОЕ РАДИОЗОНДИРОВАНИЕ КАК ОСНОВА ОПЕРАТИВНОГО ПРОГНОЗА ДЛЯ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ КОРОТКОВОЛНОВОЙ РАДИОСВЯЗИ



а – горизонтально-однородная ионосфера;

б – неоднородная структура вызвана естественными причинами (восходный эффект);

в – при наличии мощных крупномасштабных возмущений; **г** – в присутствии мелкомасштабных неоднородностей.

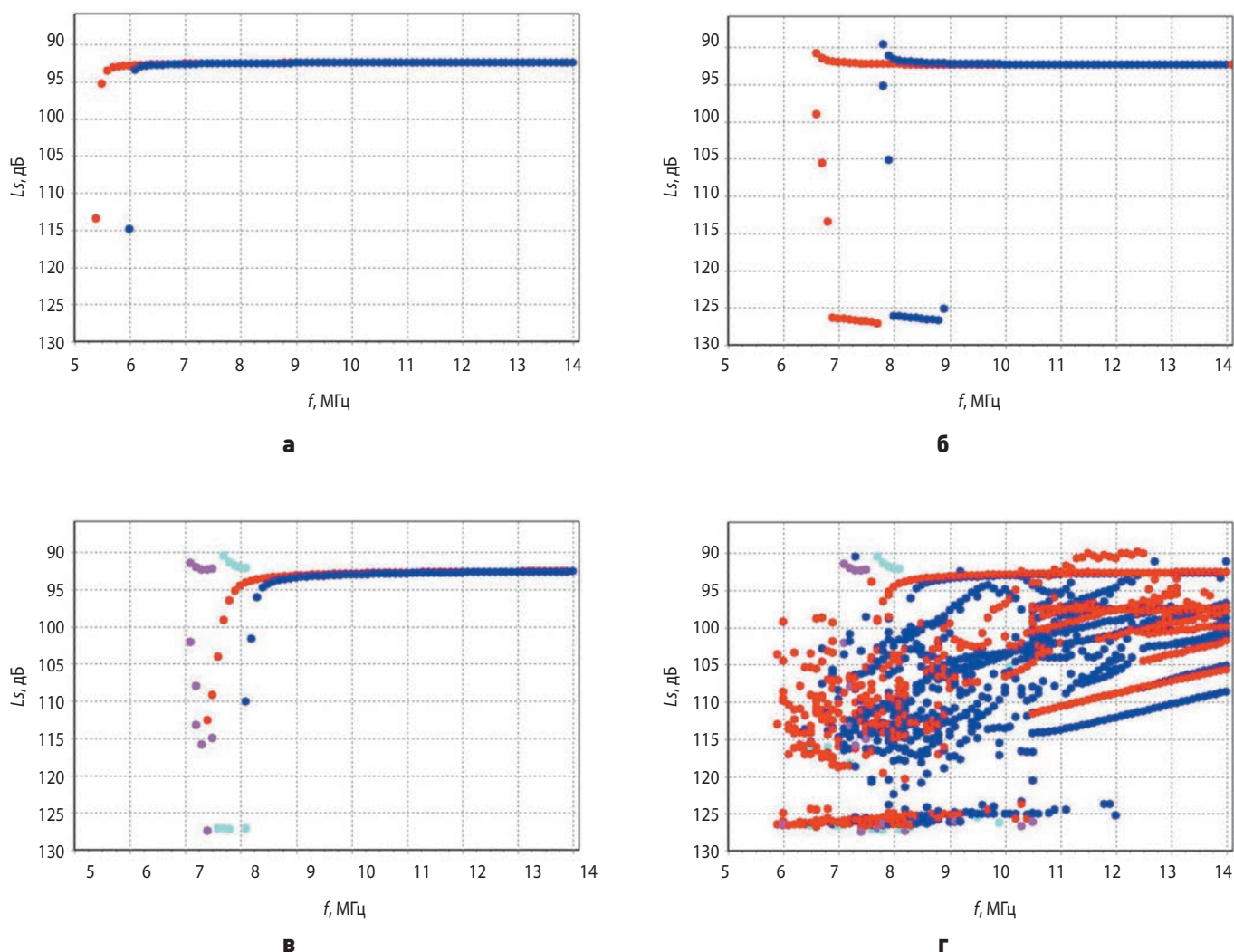
рисунок 5. Модельные трансionoграммы «спутник – Москва» (справа) и (слева) траектории лучей, приходящих в точку наблюдения (красным цветом отмечены односкачковые траектории О-компоненты, розовым – её же двухскачковые, синим – односкачковые Х-лучи, голубым – двухскачковые Х-лучи)

Для описания невозмущенной части распределения электронной концентрации в ионосфере как при моделировании ионограмм, так и при реализации программы корректировки была выбрана модель SIMP-1 (Ланин В.Б., Михайлов А.В. и др., 2016) (она наиболее точно описывает состояние в околополярных областях), а магнитное поле задавалось согласно модели IGRF (Erwan Thébaud, Christopher C Finlay, Ciarán D Beggan, Patrick Alken, 2015). На первом этапе необходимо смоделировать проводимый эксперимент. Он заключается в получении ионограмм трансionoсферного зондирования типа «спутник – ионозонд» для всех используемых наземных станций. Для конкретизации были заданы координаты 11 реально работающих приёмных станций (таблица) и положение спутника (55.25° с.ш. 92.81° в.д. $H=31558$ км).

Исходным временем, когда состояние ионосферы, описываемое моделью, считалось полностью соответствующим реальному, было выбрано 03.00UT

15.05.2019 (никаких критериев к его выбору не применялось). В процессе получения «экспериментальных» данных использовались расчёты, наиболее приближённые к реальным (трёхмерно-неоднородная магнитоактивная ионосфера с переменным магнитным полем).

В качестве «нулевого приближения» при использовании программы корректировки за основу бралась модель SIMP-1 в то же время, но для 2014 года. Это, с одной стороны, позволяет достаточно хорошо учесть широтные и долготные сезонные и суточные особенности, а с другой – получить заметное расхождение между реальной ионосферой и «нулевым приближением», чтобы понять, насколько работоспособна предложенная нами методика обработки комплексного эксперимента. Для подтверждения на рисунке 3 показана разница критических частот f_oF_2 между реальной ионосферой и «нулевым приближением». Значения минимальной частоты для всех рассчитанных ионограмм приведены в таблице.



рисунк 6. Пространственное ослабление лучей, формирующих трансionoграммы на рисунке 5. Обозначения аналогичны рисунку 5

В программу расчёта корректировки передаются положение спутника, географические координаты приёмных станций и минимальные частоты. По окончании получаем значения скорректированных критических частот f_oF2 в точках приёма и, соответственно, коэффициенты их отличия от «начального приближения». Используя их, можно получить значение аналогичного коэффициента (и пересчитать в критическую частоту) в любой точке исследуемой области. Для аппроксимации используется метод ординарного кригинга с круговой моделью вариограммы и использованием расстояний при расчёте весовых коэффициентов.

На рисунке 4 приведена контурная карта отклонения полученных критических частот слоя F2 от реальных на всей области.

Расчёт показывает, что в подавляющем большинстве точек погрешность не превышает 0.2 МГц. Это несомненно хороший результат. Из сравнения рисунков 3 и 4 можно сделать однозначный вывод, что предлагаемая методика позволяет корректировать параметр f_oF2 с хорошим качеством.

4. Возможность детектирования ионосферных неоднородностей

Для изучения возможности определения наличия неоднородностей электронной концентрации по трансionoграммам с высокоапогейных спутников, проведём компьютерное моделирование трансionoграмм при различных условиях среды распространения радиоволн: в спокойной ионосфере, полностью задаваемой моделью SIMP-1; при наличии в ней крупномасштабных неоднородностей, задаваемых (2), с относительной амплитудой возмущения ΔN_i ; при наличии в ней мелкомасштабных неоднородностей, задаваемых (3) с относительной амплитудой возмущения ΔN_s ;

Была рассмотрена ситуация для модельного состояния ионосферы 21.02.2014 в UT=06.00, спутник с координатами 62.80° с.ш., 90.25° в.д. расположен на высоте 41197 км.

В качестве пункта приёма зададим станцию Ловозеро (67.97° с.ш., 35.05° в.д.).

На рисунке 5 приведены численно рассчитанные трансionoграммы и траектории лучей, проходящих в точку наблюдения для указанных выше случаев.

Для более полной информации о полученных трансionoграммах необходимо также учитывать, что качество приёма сигнала на заданной частоте зависит от энергетических характеристик лучей, основной из которых является ослабление вследствие расходимости. Большие значения данного параметра могут привести к «пропаданию» сигнала на некоторых частотах и, следовательно, к искажению са-

мых ионограмм. Особенно это актуально при наличии неоднородностей (эффект рассеяния). Поэтому одновременно с расчётом непосредственно трансionoграмм рассчитывалась также и величина пространственного ослабления лучей, формирующих её. Результаты приведены на рисунке 6.

Из рисунка 6 следует, что, несмотря на достаточно большой разброс в энергетических характеристиках принимаемых лучей, данный параметр не оказывает значительного влияния на общий вид трансionoграмм.

Итак, сравнение полученных ионограмм позволяет считать, что:

- присутствие крупномасштабных неоднородностей приводит к возникновению на трансionoграмме дополнительных двухскачковых следов на значительно более низких частотах, чем начальные односкачковые лучи;
- наличие вблизи пункта приёма мощных крупномасштабных неоднородностей и присутствие горизонтального градиента, вызванного естественными причинами, приводит к значительному изменению текущей частоты пробоя. Тогда после корректировки в области вблизи данной приёмной станции возможен локальный экстремум критических частот слоя F2. Это позволяет детектировать такие неоднородности;
- присутствие мелкомасштабных неоднородностей приводит к размыванию (уширению) следов трансionoграммы и увеличению дополнительного следа;
- наличие мелкомасштабных неоднородностей не приводит к заметному искажению результатов корректировки, т.к. минимальная частота ионограммы (частота пробоя) практически не изменится, в отличие от её чёткости.

ВЫВОДЫ

1. Разработанная методика коррекции, судя по результатам моделирования, позволяет уверенно решать поставленную задачу определения критической частоты слоя F2 в Арктике.

2. Корректировка по трансionoграммам с высокоорбитальных спутников даёт достаточно хорошие результаты на областях с большой протяжённостью как по широте, так и по долготе.

3. Координаты пространственной области уверенной корректировки зависят как от пространственного положения приёмных станций, так и от положения самого спутника.

4. Основываясь на результатах коррекции, можно достаточно уверенно детектировать наличие крупномасштабных неоднородностей в исследуемом пространстве.

5. Более подробное исследование полученных ионограмм позволяет по их форме определять наличие как крупномасштабных, так и мелкомасштабных неоднородностей вблизи приёмной станции.

6. Предложенная методика определения критической частоты слоя F2 и определения наличия неоднородностей различных масштабов может быть применена в околополярном регионе с использованием гидрометеорологической системы «АРКТИКА-М», подготавливаемой к работе в настоящее время (Асташкин А.А., Комиссарова И.Н., Маркелова Т.С., Наговицина Н.В. и др., 2015).

Исследование выполнено при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования РФ в рамках государственного задания в сфере научной деятельности № 0852-2020-0015.

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. С. 11-19.
- Гершман В.Н., Казимировский Э.С., Кокоуров В.Д., Чернобровкина Н.А. Явление F-рассеяния в ионосфере. М.: Наука, 1984. 141с.
- Данилкин Н.П., Жбанков Г.А., Тасенко С.В. Восстановление трёхмерного поля плотности электронов по результатам модельного эксперимента с участием бортового ионозонда и двух наземных ионозондов // Гелиогеофизические исследования. 2014. № 7. С. 43-55.
- Данилкин Н.П., Журавлев С.В., Котонаева Н.Г., Лапшин В.Б. и др. Внешнее и трансionoсферное радиозондирование в Арктике при наличии нескольких бортовых ионозондов на разновысоких орбитах // V Всероссийская научная конференция «Проблемы военно-прикладной геофизики и контроля состояния природной среды». СПб.: ВКА имени А.Ф. Можайского, 2018. № 662. С. 73-77.
- Данилкин Н.П., Журавлёв С.В., Котонаева Н.Г., Лапшин В.Б. и др. Радиозондирование высокоширотной ионосферы с гидрометеорологического комплекса «Арктика-М» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 3. С. 103-109.
- Данилкин Н.П., Журавлёв С.В., Лапшин В.Б., Романов И.В. и др. Организация радиозондирования полярной ионосферы с борта высокоэллиптических космических аппаратов // Космонавтика и ракетостроение. 2017. № 2. С. 135-145.
- Ерухимов Л.М., Максименко О.И., Мясников Е.Н. О неоднородной структуре верхней ионосферы // Ионосферные исследования. 1980. № 30. С. 27-48.
- Жбанков Г.А., Денисенко П.Ф., Соцкий В.В. Коррекция моделей ионосферы по данным сети наземных ионозондов // Геомагнетизм и аэрономия. 2019. Т. 59, № 6. С. 750-758.
- Ионосферно-магнитная служба: сб. / Под ред. С.И. Авдюшина, А.Д. Данилова. Л.: Гидрометиздат, 1987. С. 46-78.
- Кравцов Ю.А., Орлов Ю.И. Геометрическая оптика неоднородных сред. М.: Наука, 1980. 304 с.
- Лапшин В.Б., Михайлов А.В. и др. Модель SIMP как новый государственный стандарт распределения концентрации электронов в ионосфере (ГОСТ 25645.146) // Труды XXV Всероссийской открытой научной конференции «Распространение радиоволн». Томск, 4–9 июля 2016. Т.1. С. 51-57.
- Danilkin N.P. Transionospheric radiosounding // JATP. 1994. Vol. 56, № 11. P. 1424.
- Danilkin N.P., Avdushin S.I., Ivanov I.I., Kussnerevsky Yu.V. et al. Transionospheric sounding as a final link in the information system // Advances in space research. 1988. Vol. 8, № 4. P. 29-38.
- Danilkin N.P., Zhabankov G.A., Lapshin V.B., Filippov M.Y. On Continuous Observations of Thin Walls of High-Density Plasma in the High-Latitude Ionosphere from Arktika-M Satellites // Solar System Research. 2018. Vol. 52, № 7. P. 699-705.
- Danilkin N.P., Zhabankov G.A., Repin A.Y., Romanov I.V. et al. Measurements of foF2 in the Arctic Based on Space and Ground-Based Ionosondes // Conference Proceedings–2019 Radiation and Scattering of Electromagnetic Waves, RSEMW 2019. P. 56-59.
- Erwan Thébault, Christopher C Finlay, Ciarán D Beggan, Patrick Alken. International Geomagnetic Reference Field: the 12th generation. Springer, 2015. DOI: 10.1186/s40623-015-0228-9.
- Fejer B.G., Kelley M.C. Ionospheric irregularities // Rev. Geophys. Space Phys. 1980. Vol. 18, № 2. P. 401-454.
- From W.R., Meehan D.H. Mid-latitude spread-F structure // J. Atmos. Terr. Phys. 1988. Vol. 50, № 7. P. 629-638.
- Szuszczewicz E.P. Morphology and phenomenology of ionospheric F-region irregularities and implication to users application: a review // Artificial satellites. 1987. Vol. 22, № 1. P. 143-166.

Статья поступила в редакцию 20.08.2020

Статья после доработки 01.09.2020

Статья принята к публикации 01.09.2020

ТРЕБОВАНИЯ К МАТЕРИАЛАМ ДЛЯ ПУБЛИКАЦИИ В ЖУРНАЛЕ

1. К публикации в журнале «Вестник «НПО им. С.А. Лавочкина» принимаются статьи по космическим технике и технологиям, отвечающие критериям ВАК РФ по научной новизне и апробации представленных результатов натурными экспериментами (испытаниями), летной эксплуатацией или патентами на изобретения (полезные модели). Тема и основное содержание статей предварительно согласовываются с редколлегией журнала.

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, учёное звание и учёная степень каждого из авторов, должность, место работы (полное название организации, страна, город), контактная информация (e-mail), заглавие 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 чёткими и не требовать перерисовки. Шрифт текста в иллюстративном материале **Arial Reg**, со **строчных букв** (кроме названий и имён).

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), учёное звание, учёную степень, аспирант или соискатель учёной 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

корректоры М.С. Винниченко, Н.В. Пригородова

вёрстка А.Ю. Титова

художественное оформление журнала, обложек, оригинал-макета –

«СТУДИЯ Вячеслава М. ДАВЫДОВА»

подписано в печать 11.12.2020. формат 60×84/8.

бумага офсетная. печать офсетная. объём 10,0 печ. л. тираж 300 экз. цена свободная

отпечатано с готового оригинал-макета в книжной типографии
ООО «КОМПАНИЯ ПОЛИГРАФМАСТЕР», 125130, Москва, ул. Клары Цеткин, д. 28.



подписку на журнал
ВЕСТНИК
НПО имени С.А. Лавочкина
можно оформить на почте.
подписной индекс № 37156
в каталоге Роспечати
«Газеты и журналы»



ежеквартальный
научно-технический журнал
«Вестник «НПО имени С.А. Лавочкина»
издаётся с 2009 года.

включён:

- в базу данных российского индекса научного цитирования (РИНЦ);
- в перечень российских рецензируемых научных журналов ВАК по группе научных специальностей 05.07.00 авиационная и ракетно-космическая техника.

основные тематические направления:

- ракетная и космическая наука и техника
 - непилотируемые средства для исследования Луны, планет и космического пространства
 - проектирование, расчёт, математическое моделирование, производство, эксплуатация, управление полётом, баллистика, космическая навигация и др.
- журнал адресован учёным, специалистам, аспирантам и студентам научно-исследовательских институтов, опытно-конструкторских бюро, университетов и промышленности, занимающихся решением теоретических и практических проблем

адрес редакции:

141402, МОСКОВСКАЯ ОБЛАСТЬ
город ХИМКИ
улица ЛЕНИНГРАДСКАЯ, дом 24

(495) 575-55-63

(495) 575-54-69

(495) 575-00-68 факс

vestnik@laspace.ru

<http://www.vestnik.laspace.ru>

ВЕНЕРА-Д (2026+) – межпланетная станция с увеличенным сроком активного существования (в том числе и посадочного аппарата), состоит из орбитального и посадочного модулей с возможным включением в состав малых станций на поверхности и атмосферных аппаратов. Цель проекта – комплексное изучение Венеры (как сестры Земли) для глубокого понимания эволюции земного климата и его прогнозирования

45 лет

МЕЖПЛАНЕТНЫМ СТАНЦИЯМ ВЕНЕРА-9 ВЕНЕРА-10

- **первые в мире** панорамные изображения, переданные с поверхности другой планеты
- **впервые** проведены измерения скорости ветра на поверхности планеты
- **первым в мире** искусственный спутник Венеры

