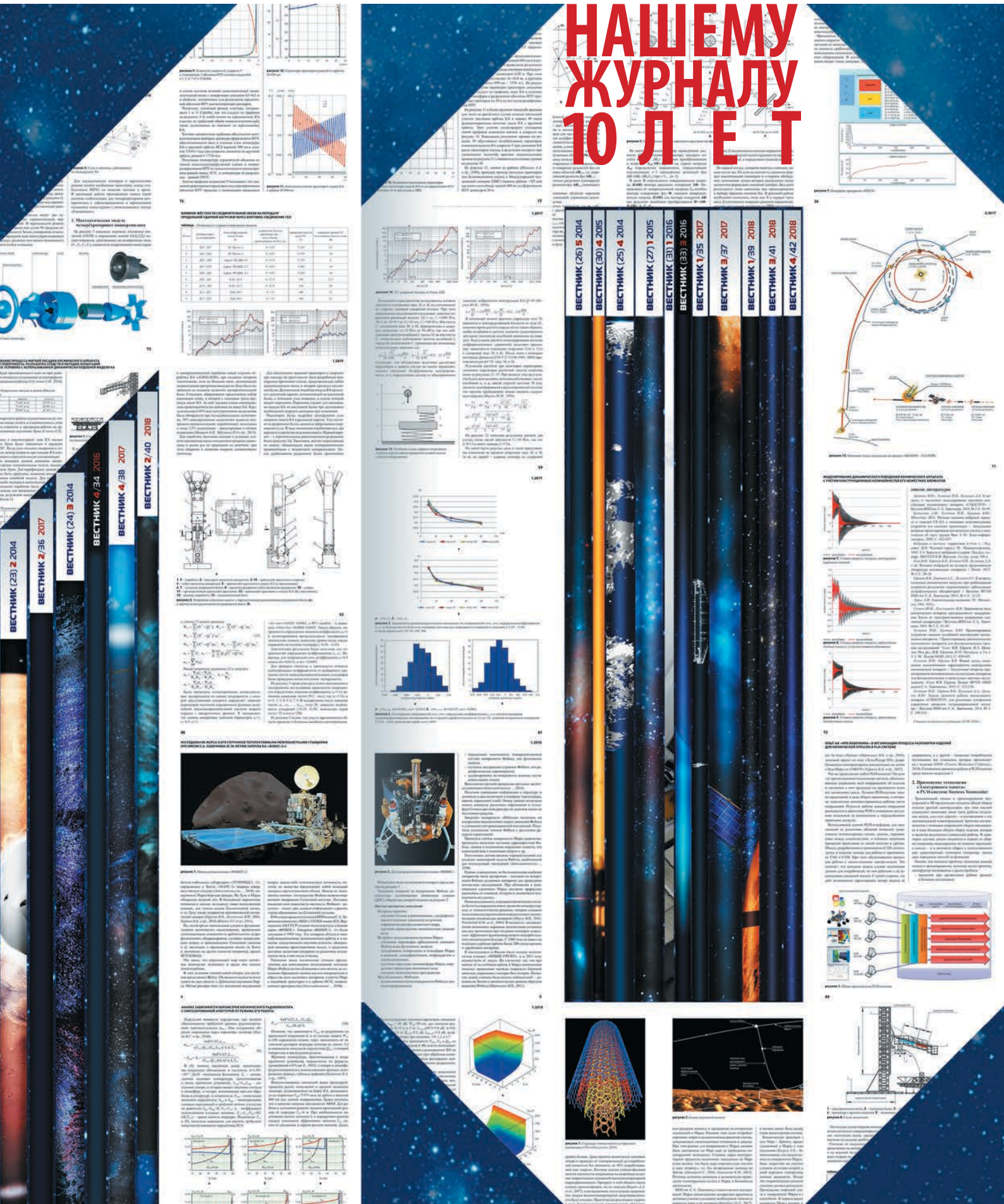
ISSN 2075-6941

ВЕСТНИК НПО имени С.А. ЛАВОЧКИНА

1/43
2019
январь
март

НАШЕМУ ЖУРНАЛУ 10 ЛЕТ



МОНОГРАФИИ ПРЕДСТАВЛЯЮТ СОБОЙ ОБОБЩЁННЫЙ ОПЫТ РАБОТЫ УЧЁНЫХ НАУЧНО-ПРОИЗВОДСТВЕННОГО ОБЪЕДИНЕНИЯ ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА И СМЕЖНЫХ С НИМ ИНСТИТУТОВ

за почти пятидесятилетний период совместной работы по созданию автоматических межпланетных станций для исследования Луны, Венеры, Марса.

В одной книге, как следует из названия, приведены методы расчёта систем обеспечения теплового режима автоматических космических аппаратов, конструкция указанных систем и устройств, а также тепловой защиты оборудования, расположенного в герметичных отсеках спускаемых аппаратов на поверхности планет с атмосферой. Даны предложения по методикам экспериментальной отработки.

Другая книга написана совместно с учёными Института прикладной математики имени М.В. Келдыша. В ней приведены современные подходы небесной механики в области баллистического проектирования межпланетных полётов.

Монографии хорошо иллюстрированы. Приведённые сведения могут быть использованы при проектировании современной космической техники, а также в учебном процессе университетов по аэрокосмическим специальностям и будут интересны для широкого круга научно-технической общественности.

КОСМОНАВТИКА И РАКЕТОСТРОЕНИЕ

ВЕСТНИК НПО имени С.А. ЛАВОЧКИНА
2019 1/43
январь–март

содержание

Журналу «Вестник «НПО имени С.А. Лавочкина» 10 лет 3
Ломакин И.В., Поль В.Г., Симонов А.В., Ширшаков А.Е., Шостак С.В.
«БУМЕРАНГ» должен вернуться на Землю 5
Голомазов М.М., Иванков А.А.
О динамике заполнения атмосферным газом внутреннего пространства перспективного десантного модуля при спуске в атмосфере Марса 12
Клименко Н.Н.
Аналитические модели для оценивания возможностей низкоорбитальных космических аппаратов по обнаружению, геолокации и идентификации станций спутниковой связи С-, Х-, K_u-, K_a-диапазонов. Часть 3. Вероятностные и пространственно-временные модели для оценивания возможности наблюдения станций спутниковой связи в локальных районах 20
Шевченко С.Н.
Метод планирования объёмов наземной отработки ракет космического назначения до начала их лётных испытаний 27
Артемьев А.В., Быков А.И., Рыков Е.В., Маркачев Н.А.
Моделирование процесса мягкой посадки космического аппарата на лунную поверхность. Разработка средств и методик испытаний в наземных условиях с использованием динамически подобной модели КА 31
Петров А.С., Прилуцкий А.А., Волченков А.С.
Угломестная и азимутальная неоднозначности сигнала, принимаемого аппаратурой космического радиолокатора с синтезированной апертурой 39
Запонов А.Э., Сахаров М.В., Глазунов В.А., Тришин Р.А.
Математическая модель движения газообразных продуктов термического разложения композиционных материалов по пористому каркасу в условиях воздействия интенсивных тепловых потоков на посадочные космические аппараты 48
Бабаков А.В., Белошицкий А.В., Гайдаенко В.И., Дядькин А.А.
Численное моделирование течения в соплах двигателей мягкой посадки космических аппаратов с регулируемой тягой 53
Алисин В.В., Рощин М.Н., Лукьянов А.И., Воронцов В.А., Богачев В.А., Маркачев Н.А.
Разработка и исследование узлов трения, работающих при высоких температурах, применительно к космическим аппаратам 61
Мироненко Е.Д., Бабичев А.А., Склезнев А.А.
К вопросу обеспечения натяжения вант композитного бака высокого давления космического аппарата 66
Багров А.В., Леонов В.А., Сорокин Н.А.
Метеорная опасность при межпланетных перелётах в плоскости эклиптики 71

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.laspace.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. Моишеев**
д.т.н. **А.Е. Назаров**
А.В. Савченко
д.т.н., профессор **С.Н. Шевченко**
к.т.н. **А.Е. Ширшаков**

редакционный совет
председатель к.т.н., профессор **В.А. Колмыков**
чл.-корр. РАН **О.М. Алифанов**
д.ф.-м.н., профессор **В.В. Асмус**
д.т.н., профессор **Б.И. Глазов**
академик РАН **Л.М. Зелёный**
чл.-корр. АНРТ **Х.И. Ибадинов**
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

учредитель
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
19001
9 772075 694002

VESTNIK NPO IMENI S.A. LAVOCHKINA
2019 1/43
January–March

COSMONAUTICS AND ROCKET ENGINEERING

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***
A.V. Savchenko
d.eng., professor ***S.N. Shevchenko***
c.sc. (eng.) ***A.E. Shirshakov***

editorial council

chairman –
c.sc. (eng.) ***V.A. Kolmykov***
corresponding
member RAN ***O.M. Alifanov***
doctor of physical and mathematical
sciences, professor ***V.V. Asmus***
d.eng., professor ***B.I. Glazov***
academician RAN ***L.M. Zelenyi***
corresponding
member ANRT ***H.I. Ibadinov***
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

founder
«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

table of contents

The journal Vestnik NPO imeni S.A. Lavochkina
celebrates its 10th anniversary 3
Lomakin I.V., Pol V.G., Simonov A.V.,
Schirhakov A.E., Shostak S.V.
BOOMERANG shall be back to the Earth 5
Golomazov M.M., Ivankov A.A.
On the dynamics of atmospheric gas filling of the interior space of
a prospective descent module during descent in the atmosphere of Mars 12
Klimenko N.N.
Analytical models for estimation of LEO satellites capabilities to detect,
geolocate and identify C-, X-, K_u-, K_a-band satellite communications terminals.
Part 3. Probability and space-time models for estimation of capability
to surveil satellite communications terminals in local areas 20
Shevchenko S.N.
Method of planning of ground verification scopes for the integrated
launch vehicles prior to a start of their flight tests 27
Artemev A.V., Bykov A.I.,
Rykov E.V., Markachev N.A.
Modeling the process of soft landing of the spacecraft on the lunar surface.
The development of instruments and test procedures in the ground conditions
with a dynamically similar model SC 31
Petrov A.S., Prilutskiy A.A., Volchenkov A.S.
Elevation and azimuthal ambiguity of the signal received
by cosmic space synthetic aperture radar 39
Zaponov A.E., Sakharov M.V.,
Glazunov V.A., Trishin R.A.
Mathematical Model of the Motion of Gaseous Thermal
Decomposition Products of Composites in a Porous Frame
under Strong Heat Flows on Descent Vehicles 48
Babakov A.V., Beloshitsky A.V.,
Gaydaenko V.I., Dyadkin A.A.
Numerical simulation of flow in nozzles of Soft-Landing Engines
for spacecraft with regulated thrust 53
Alisin V.V., Roshchin M.N., Lukyanov A.I.,
Vorontsov V.A., Bogachev V.A., Markachev N.A.
Development and research of friction units operating
at high temperatures in relation to spacecraft 61
Mironenko E.D., Babichev A.A., Skleznev A.A.
To the issue of tensioning of the sling system of composite
overwrapped pressure vessel 66
Bagrov A.V., Leonov V.A., Sorokin N.A.
The meteor hazard at interplanetary fly in the ecliptic plane 71

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.laspace.ru
- subscription index 37156 in catalogue «GAZETY I JOURNALY» (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@LASPACE.RU
internet: http://WWW.VESTNIK.LASPACE.RU

Журналу «Вестник «НПО имени С.А. Лавочкина» 10 лет

В этом году исполняется 10 лет с момента выпуска первого номера рецензируемого научно-технического журнала «Вестник «НПО имени С.А. Лавочкина». С самого начала наш журнал имеет привлекательный фирменный дизайн, высококачественную современную полиграфию, строго выраженную научную направленность по ракетно-космической технике (в соответствии с номенклатурой научных специальностей ВАК РФ). Это способствует признанию журнала широкой научной общественностью и его популяризации. «Вестник» является первым и единственным общедоступным периодическим научным изданием АО «НПО Лавочкина».

Руководство нашего объединения, начиная с Семёна Алексеевича Лавочкина, при создании образцов новых летательных аппаратов всегда уделяло значительное внимание научно-техническому обоснованию проектов. Начало интенсивного научного развития предприятия относится к середине 1950-х годов, когда мы приступили к разработке ракетной техники (зенитные управляемые ракеты и межконтинентальная крылатая ракета «Буря»). Новый импульс научному развитию придал переход к созданию космической техники (с 1965 года) – как для фундаментальных исследований, так и прикладного назначения. Высокий научно-технический уровень тогдашних разработок был подтверждён избранием членами-корреспондентами АН СССР и РАН руководителей ОКБ – С.А. Лавочкина, Г.Н. Бабакина и В.М. Ковтуненко.

Очередным этапом научного развития АО «НПО Лавочкина» следует назвать создание в 2007 году приказом Рособрнадзора от 25.05.2007 № 103 аспирантуры и специального совета по защите диссертаций на соискание учёных степеней кандидата и доктора наук (шифр ДС 403.019.02). Совет переоформлен в связи с изменением формы собственности приказом Министерства образования и науки Российской Федерации от 28.02.2018 № 250/нк.

Сегодня в аспирантуре и диссертационном совете представлены следующие специальности:

05.07.02 – проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов (технические науки);

05.07.03 – прочность и тепловые режимы летательных аппаратов (технические науки);

05.07.09 – динамика, баллистика, дистанционное управление движением летательных аппаратов (технические науки).

В 2018 году сотрудниками НПО имени С.А. Лавочкина защищено четыре кандидатские диссертации (лучший показатель в отрасли).

Все вышеупомянутое способствует развитию нашего журнала.

Наряду с периодическими и научными изданиями НПО наши учёные и специалисты публиковались также в академических и отраслевых журналах, трудах Академических чтений по космонавтике и др.

Развитие АО «НПО Лавочкина» сопровождалось значительным ростом количества опубликованных научных работ: монографий; тематических сборников; трудов научно-технических конференций с международным участием, организованных НПО имени С.А. Лавочкина; учебных пособий. Вышли в свет книги, посвящённые знаменательным датам и юбилеям С.А. Лавочкина, Г.Н. Бабакина, В.М. Ковтуненко.

С 2011 года журнал включён в Перечень ВАК рецензируемых научных изданий, в которых публикуются основные результаты диссертаций на соискание учёных степеней кандидата и доктора наук.

В «Вестнике» опубликованы основные результаты научно-проектных исследований в области автоматических орбитальных аппаратов, астрофизических обсерваторий и межпланетных станций, разработанных по заказу ГК Роскосмос, РАН, Росгидромета и других федеральных органов исполнительной власти.

На страницах журнала были представлены профильные статьи выдающихся учёных–академиков РАН: Л.М. Зелёного, А.А. Боярчука, Н.С. Кардашева, М.Я. Марова, Э.М. Галимова, В.Г. Дегтяря, членов-корреспондентов РАН: Б.М. Шустова, О.И. Кораблёва, А.А. Петруковича, И.В. Бармина и др. В журнале печатаются учёные, инженеры, аспиранты, соискатели учёных степеней не только АО «НПО Лавочкина», но и других организаций и университетов. Доля сторонних авторов 35–40%, они представляют различные регионы страны – Москву и Московскую область, Санкт-Петербург, Красноярск, Железногорск, Самару, Калугу, Ростов-на-Дону, Рязань...

В последние годы значительно расширилась читательская аудитория журнала. Первые выпуски были доступны только в бумажном виде, рассылались в библиотеки предприятий ракетно-космической отрасли, подписчикам и авторам статей. Теперь «Вестник» имеет электронную версию в Интернете (https://vestnik.laspace.ru), где в свободном доступе представлены архивные номера журнала, причём содержание и аннотация доступны как на русском, так и на английском языках. Количество просмотров за 10 лет составило более 500 тысяч, что, по нашему мнению, говорит о востребованности журнала у научной общественности.

Для оценки всех поступающих в редакцию статей по тематике журнала в АО «НПО Лавочкина» создан институт рецензентов, включающий в себя ведущих учёных Общества, в основном, докторов наук. Они привлекаются к экспертизе рукописей по одной из трёх заявленных научных специальностей, по которым присуждаются учёные степени. Ряд статей проходят вторую «тёмную» экспертизу высококвалифицированными специалистами,

имеющими за последние три года публикации в высокорейтинговых журналах из Перечня ВАК по соответствующему направлению. Рецензии хранятся в редакции журнала в течение пяти лет, а их копии направляются авторам представленных материалов либо в Минобрнауки России – при поступлении соответствующего запроса.

Оценку публикационной активности учёных НПО имени С.А. Лавочкина и уровня журнала редколлегия получает представляя информацию о статьях в базу данных Научной электронной библиотеки elibrary.ru. Статьи размещаются их в российской зоне Интернета в интегрированном ресурсе (РИНЦ), где представлен широкий спектр расчётных значений параметров (наукометрических и библиографических), характеризующих эффективность деятельности научных организаций и позиции, занимаемые их научными изданиями в информационно-аналитической системе на базе РИНЦ.

На конец 2018 года в РИНЦ было обработано 580 статей и 1575 цитирований из нашего журнала. Пятилетний импакт-фактор «Вестника «НПО имени С.А. Лавочкина» составил 0.94 – среди других тематических журналов это весьма высокий показатель.

Журнал включён в базу данных публикаций авторитетных российских научных журналов Russian Science Citation Index (RSCI), размещённую на ведущих зарубежных информационно-поисковых платформах Web of Science и Scopus.

В проекте – выделение лучших отечественных научных журналов в РИНЦ и размещение их на платформе Web of Science (WoS) в виде отдельной базы данных RSCI, куда будут включены 1000 ведущих российских журналов по всем научным направлениям.

Реализация указанного проекта и идентификация взаимных цитирований между публикациями в WoS и RSCI позволит значительно улучшить представительство российских журналов (в том числе и нашего) в международном информационном пространстве, повысит авторитет и узнаваемость наших учёных на международном уровне.

Избранные статьи (50–60% от годового объёма «Вестника «НПО имени С.А. Лавочкина») выходят ежегодно в виде англоязычного журнала «Solar System Research» № 7. Данная версия распространяется в Европе и Северной Америке.

Журнал «Вестник «НПО имени С.А. Лавочкина» полностью отвечает требованиям приказа Минобрнауки от 12.12.2016 № 1586 и принятых ВАК решений о совершенствовании и оптимизации Перечня рецензируемых научных изданий от 14.07.2017 № 71/01, от 15.07.2017 № 1-ИЛ/1, от 25.10.2017 № 2-ИЛ/2.

Журнал находится под номером 155 в списке изданий, и они считаются включёнными в Перечень рецензируемых научных изданий. Там должны быть опубликованы основные научные результаты диссертаций на соискание учёной степени кандидата наук, на соискание учёной степени доктора наук, по научным специальностям и соответствующим им отраслям науки по состоянию на декабрь 2018 года.

Журнал стал мощным маркетинговым инструментом в представительской деятельности предприятия, своего рода «окном» и стимулятором развития научно-технических направлений, что способствует установлению и укреплению деловых связей, обмену опытом, повышению научного потенциала и квалификации сотрудников.

Не останавливаясь на указанных выше положительных результатах, редакционная коллегия журнала и далее будет вести работу по совершенствованию своей деятельности с целью:

1. Сохранения достигнутых позиций в Перечне ВАК рецензируемых научных изданий;
2. Повышения качества публикуемых материалов и оптимизации состава редколлегии в соответствии с пунктами 2 и 10 требований приказа Минобрнауки от 12.12.2016 № 1586;
3. Совершенствования института рецензирования публикуемых материалов;
4. Увеличения доли публикаций авторитетных российских и зарубежных авторов;
5. Включения журнала в международные реферативные базы данных Web of Sciense и Scopus для достижения международного уровня научных публикаций;
6. Повышения рейтинга журнала.

10 лет вмещает в себя достаточно большой объём самоотверженного труда учёных и специалистов АО «НПО Лавочкина» – творцов отечественной автоматической космической техники для фундаментальных научных и прикладных исследований.

Редколлегия «Вестника «НПО имени С.А. Лавочкина» поздравляет с юбилеем журнала всех причастных к его выпуску учёных и специалистов Общества, сотрудников различных организаций Роскосмоса, РАН, университетов, а также редакцию журнала и редакционный совет, и выражает надежду на успешное решение поставленных задач, направленных на повышение научной значимости и укрепление ведущих позиций издания.

Редколлегия

УДК 629.78.001.5:523.44

«БУМЕРАНГ» ДОЛЖЕН ВЕРНУТЬСЯ НА ЗЕМЛЮ

BOOMERANG SHALL BE BACK TO THE EARTH

И.В. Ломакин[1],
ilya_lomakin@laspace.ru;
I.V. Lomakin

В.Г. Поль[1],
кандидат технических наук,
polvad@laspace.ru;
V.G. Pol

А.В. Симонов[1],
кандидат технических наук,
alex.simonov@laspace.ru;
A.V. Simonov

А.Е. Ширшаков[1],
кандидат технических наук,
shirshakov @laspace.ru;
A.E. Schirhakov

С.В. Шостак[1],
кандидат технических наук,
shostak @laspace.ru;
S.V. Shostak

Обсуждается полёт космических аппаратов к спутникам Марса для их исследования и доставки грунта на Землю с Фобоса (миссия «БУМЕРАНГ»). Рассматривается выполнение предыдущих аналогичных экспедиций к Марсу. Для повышения успеха миссии «БУМЕРАНГ» предлагается и обосновывается проведение демонстрационного полёта к малому астероиду, опережающего миссию.
Цель такого полёта – отработка технологического варианта космического комплекса миссии в целом с одновременным получением научной и прикладной информации, имеющей самостоятельное и весомое значение. Приводятся результаты проработок облика демонстрационного полёта к астероиду.

Ключевые слова:
малые тела Солнечной системы;
астероиды; спутники Марса;
астероидная опасность.

The flight of spacecraft to Mars satellites for their research and delivery of soil to Earth from Phobos (BOOMERANG mission) is discussed. We consider the implementation of previous similar projects to Mars.
To increase the success of the BOOMERANG mission, a demonstration flight to a small asteroid ahead of the mission is justified.
The purpose of such a flight is to test the technological version of the missions space complex as a whole, while obtaining scientific and applied information of independent and significant importance.
The results of studies of the shape of the demonstration flight to the asteroid are given.

Key words:
small bodies of the Solar system;
asteroids; Mars satellites;
asteroid hazard.

введение

Исследование космических небесных тел автоматическими аппаратами НПО им. С.А. Лавочкина началось с исторической посадки на Луну отечественной автоматической лунной станции «ЛУНА-9» в феврале 1966 года (*Ефанов В.В.*, *Долгополов В.П.*, 2016). Впоследствии несколько автоматических станций повторили посадки, на Луне побывали пилотируемые экспедиции, автоматические станции трижды доставили грунт на Землю (ЛУНА-16, -20, -24). В течение долгих месяцев работали мобильные исследовательские станции (ЛУНОХОД-1, -2), управляемые с Земли.

Затем, по ходу исследований, стали выдвигаться задачи исследования более удалённых от Земли небесных тел, состоялись первые посадки автоматических межпланетных станций (АМС) к Венере и Марсу, («ВЕНЕРА-3», «МАРС-3»), положившие начало программам основательного исследования планет, ближайших к Земле. По мере исследования планет стало ясно, что малые небесные тела Солнечной системы занимают своё, особое, место, так как их изучение даёт ценную информацию о ранних этапах генезиса тел Солнечной системы. По этим причинам исследование спутников Марса (Фобос и Деймос) приобрело самостоятельный и значительный научный интерес.

В 80-х годах прошлого столетия это обстоятельство стимулировало начало исследований Фобоса. В настоящее время разработана программа исследования системы Марса с его спутниками. Первый этап её планируется выполнять в рамках Федеральной космической программы России на 2016–2025 годы

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

(далее – ФКП). Данный этап ограничивается миссией посещения Деймоса и Фобоса, носит рабочее название «БУМЕРАНГ», а головным исполнителем миссии является НПО им. С.А. Лавочкина в кооперации с ведущими институтами по космическим проблемам Российской академии наук.

Эта миссия имеет богатую историю отечественных попыток исследования Марса и его спутников. Первую миссию посещения Фобоса («ФОБОС-1, -2») выполнить в полном объёме (десантирование аппарата на его поверхность) не удалось, а при запуске следующей миссии («ФОБОС-ГРУНТ») аппарат был потерян (*Ефанов В.В.*, *Ширшаков А.Е.*, 2018). Поэтому представляется целесообразным обращение к опыту прошлых миссий с целью попытаться сформулировать определённые организационно-технические предложения по успешному проведению миссии «БУМЕРАНГ».

В этой связи необходимо искать и использовать все возможные способы подготовки и проведения космических миссий, повышающие вероятность успеха. Примером служит программа по исследованию Луны, выполняемая сегодня в рамках ФКП на текущее десятилетие. В отечественной практике имеются успешно реализованные неоднократные посадки КА на поверхность Луны луноходов и доставки образцов лунного грунта на Землю. Тем не менее, по многим объективным причинам, сегодня признано целесообразным продолжать освоение Луны, начав с относительно простой посадки. Более сложные операции должны выполняться позднее как последовательные технологические итерации-шаги, ведущие к намеченной конечной цели КА (*Казмерчук П.В. и др.*, 2016).

Предлагается к рассмотрению возможность введения в процесс разработки космического комплекса (КК) миссии «БУМЕРАНГ» демонстрационного полёта технологического варианта КА. Он должен использовать основу − перелётную платформу будущей АМС и опережать проведение собственно самой целевой миссии. Это позволит провести отработку и верификацию основных и критических конструкторско-технологических решений будущей несущей платформы АМС, принимаемых в рамках КК упомянутой миссии в целом.

При этом предлагаемый полёт должен выполняться в дальнем космосе с обязательным решением научных задач, специально определённых именно для него, не повторяющих, но эффективно дополняющих цели миссии. Такая композиция технологических и научных задач, выполняемых по ходу подготовки выполнения самой миссии «БУМЕРАНГ» в целом, представляется оптимальным сочетанием создания современной унифицированной технологической базы межпланетных полётов и последовательных шагов по исследованию околосолнечного пространства.

1. Миссия «БУМЕРАНГ», её цели и значение

Обсуждая программу космических исследований околосолнечного пространства на текущее десятилетие, Совет по Космосу АН России решил, что исследование спутника Марса необходимо продолжать и расширять. В обоснование приводились следующие положения:

- доставка образцов грунта Фобоса по-прежнему должна являться первым необходимым этапом дальнейших контактных исследований небесных тел Солнечной системы;
- актуальность и научная значимость отечественной миссии «БУМЕРАНГ» сохранятся в течение текущего десятилетия;
- доступ научного сообщества к уникальному материалу – образцам грунта с Фобоса – долго будет источником сенсационных открытий точно так же, как доставленные на Землю четыре десятилетия назад образцы лунного грунта до сих пор изучаются учёными.

Правительство России согласилось с решением АН России и включило миссию «БУМЕРАНГ» в ФКП на 2016–2025 годы. Следовательно, необходимо исходить из того, что восстановление прежнего уровня проведения космических экспедиций в дальнем космосе, сегодня утраченного Россией, не только национальная научная, но и государственная задача. Поэтому успешное выполнение миссии «БУМЕРАНГ» является необходимым шагом укрепления престижа России в области космических исследований. Однако, и это также предельно ясно, успех миссии «БУМЕРАНГ» требует глубокого анализа прежних миссий, определённых выводов и выполнения необходимых условий, максимально исключающих возможность новых неудач.

2. Программа «ФОБОС-ГРУНТ» и её результаты

В ходе выполнения проекта «ФОБОС-ГРУНТ» был принят и реализован ряд новых и перспективных решений (*Мартынов М.Б.*, 2010; *Мартынов М.Б.*, 2011; *Маров М.Я.*, 2011). Так, выбрана оптимальная системная структура АМС, реализовано удачное функциональное совмещение комплекса научной аппаратуры с приборами автономного навигационного обеспечения АМС (*Polishuk G.M., Pichkhadze K.M. et al.*, 2011).

В результате была создана совершенно новая перспективная многофункциональная АМС (*Ефанов В.В., Мартынов М.Б.*, 2013; *Ефанов В.В., Мартынов М.Б., Карчаев Х.Ж.*, 2016), позволяющая реализовать различные миссии в дальнем космосе. Однако успех таких миссий требует успешного выполнения длитель-

ной последовательности большого числа сложных, критических и тонких операций, порой практически неповторяемых по ходу выполняемого полёта. В проекте «ФОБОС-ГРУНТ» такими являются операции выхода на орбиту спутника Марса, посадки на него и забора грунта в условиях дефицита информации о физических свойствах поверхности Фобоса. Не менее критическими операциями являются взлёт посадочной ступени с Фобоса, перелёт к Земле и посадка капсулы в заданном районе.

Поэтому достижение конечной цели полёта, прежде всего, требует обеспечения высочайшей надёжности всех отдельных приборов. Однако не менее важно обеспечить устойчивость функционирования полного космического комплекса миссии в целом. Космический комплекс является большой, сложной системой, размещённой как в космосе (АМС), так и на Земле (наземный комплекс управления, НКУ). Основой работы с такой сложной системой является парирование последствий возможных ошибок взаимодействия каждой частной подсистемы со своими аналогами и системами высшего уровня.

Мировой опыт космонавтики показывает, что в любом космическом полёте, предпринимаемом по новым программам, приходится иметь дело с нештатными ситуациями. Поэтому меры возможного преодоления таких ситуаций по ходу полёта должны быть неотъемлемой частью системного проектирования космического комплекса. Дальнейшая отработка и проверка действия всех указанных выше мер должна выполняться на всех стадиях наземной отработки элементов КК и его сборки в единый комплекс. Безусловно оправданным является завершение наземной отработки проверкой работы полного космического комплекса миссии (борт АМС и НКУ) в условиях реального полёта КА, причём проводимого в предстоящих условиях работы.

Классическим подтверждением этого служит правило, введённое С.П. Королёвым: целевому пуску должны предшествовать два демонстрационных безаварийных. Примером может служить также пошаговое проведение программы «АПОЛЛОН» в США и её результат. Наконец, последний свежий отечественный пример – программа пошагового, последовательного освоения Луны, принятая в ФКП на 2016–2025 годы (*Ефанов В.В., Долгополов В.П.*, 2016).

К сожалению, реализовать подобную последовательность подготовки миссии «ФОБОС-ГРУНТ» к пуску в 2011 году по тем или иным причинам не удалось. По всей видимости, полностью это не удастся и на первом этапе программы «ЭКСПЕДИЦИЯ-М» так как, демонстрационный запуск АМС, отвечающий полному объёму миссии «БУМЕРАНГ», слишком затратен по финансам и расходу времени. Поскольку в таком виде демонстрационный полёт АМС невозможен, следует рассмотреть проведение полёта упрощённого демонстрационного варианта АМС, но решающего определённые конкретные задачи, и оправдывающие такой полёт.

3. Задачи демонстрационного полёта АМС в миссии «БУМЕРАНГ»

Рассмотрим организацию демонстрационного запуска АМС, решающего две основные задачи. Первой задачей является отработка технологии функционирования платформы АМС в условиях полёта в дальнем космосе. Второй задачей должно стать планирование такого полёта с целью одновременного получения научных и иных результатов, имеющих самостоятельную ценность и оправдывающих данный полёт. В соответствии с этим программа выполнения демонстрационного полёта, его цели и комплектация АМС должны содержать функции и научные приборы, сокращённые, но выбранные из полного набора их перечня в АМС, предполагаемых в целевой миссии «БУМЕРАНГ».

Следовательно, для демонстрационного полёта необходима платформа АМС, выполненная в некотором сокращённом варианте комплектации (назовём её АМС-А). Такой вариант можно получить исключением части функций и проблемных приборов, которые потребуется выполнять в целевой миссии «БУМЕРАНГ». Это прежде всего операция посадки на Фобос (заметим, автономной и весьма критичной в выполнении по своей баллистической схеме). Кроме того, можно исключить забор грунта и его доставку на Землю. Далее – комплекс научных приборов целевой миссии, который для целей демонстрационного полёта становится избыточен и его следует сократить до минимума.

Тогда в комплектации АМС-А безусловно следует оставить приборы, которые обеспечивают навигацию АМС-А в демонстрационном полёте, а также те, которые необходимы для решения научных задач данного полёта. При этом целесообразно оставить вместе с ними блок связи научной аппаратуры с ЭВМ СУ АМС. Такая комплектация АМС-А позволит отработать технологию управления будущей платформой АМС в целом, включая и управление комплексом научной аппаратуры.

Наконец, демонстрационный полёт АМС-А может производиться по схеме посещения малого небесного тела в дальнем космосе (астероида). Это условие позволит сертифицировать базовые операции управления полётом АМС с участием комплекса средств НКУ, обеспечивающих полёт, но в менее критических условиях, чем в целевой миссии «БУМЕРАНГ». Кроме того, демонстрационный полёт в случае появления нештатных ситуаций позволит получить опыт их парирования в условиях, приближённых к реальным.

Таким образом, демонстрационный полёт АМС-А предлагается планировать как миссию посещения и как минимум дистанционного исследования некоторого малого астероида, сближающегося с Землёй, причём относящегося к потенциально опасным небесным телам. Следовательно, АМС-А необходимо оснастить минимальным комплектом научных приборов, выбранных из полного состава, планируемого для целевой миссии «БУМЕРАНГ». Состав этого мини-комплекта определяется условиями дистанционного и, возможно, контактного исследования астероида. В итоге такое решение даст возможность отработать технологию управления набором научных приборов, планируемых в бортовом комплексе АМС, и верифицировать алгоритмы управления ими в условиях реального полёта в дальнем космосе к назначенной цели. Кроме того, получение новой научной информации об опасных астероидах будет представлять собой самостоятельную ценность.

Наконец, полёт АМС-А даст научную информацию о малом теле в глубоком космосе, которая дополнит ожидаемые итоги проекта «БУМЕРАНГ» в целом.

Предложение о поддержке миссии «БУМЕРАНГ» опережающим технологическом полётом не ново в НПОЛ, оно обстоятельно прорабатывалось в ещё задолго до первых плановых сроков старта АМС «ФОБОС-ГРУНТ» (*Мартынов М.Б. и др.*, 2008; *Ломакин И.В. и др.*, 2009).

Соответствующие предложения неоднократно представлялись руководству Роскосмоса на различных этапах разработки проекта «ФОБОС-ГРУНТ» и в принципе были одобрены. Однако по различным причинам, не относящимся к собственно технической целесообразности предложений, их реализация задержалась. В конечном счёте, обстоятельства заставили принять решение выполнять проект «ФОБОС-ГРУНТ» сразу полностью, не проводя демонстрационный полёт, надеясь на удачу. К сожалению, надежды не оправдались.

По совокупности событий, происшедших после аварии миссии «ФОБОС-ГРУНТ», есть все основания полагать, что возвращение к обсуждению технологического полёта АМС-А, вводимого в качестве планового этапа подготовки миссии «БУМЕРАНГ» на всех уровнях управления проектом, сегодня назрело, своевременно и необходимо.

4. Выбор объекта посещения для демонстрационного полёта АМС-А

Как указывалось выше, наиболее целесообразным объектом посещения в технологическом полёте АМС-А является небольшой астероид. Выбор же конкретного астероида должен удовлетворять двум основным условиям. Во-первых, по досягаемости он должен соответствовать энергетическим возможностям штатной АМС, причём полёт к объекту не должен занимать более полутора лет. Во-вторых, информация, получаемая при его посещении, должна иметь существенное научное значение и соответствовать актуальным проблемам современного исследования малых тел Солнечной системы. Исследование таких тел пришлось на начало XXI века и приобрело определённый интерес, поскольку рассматривается, как возможность заглянуть в далёкое прошлое Солнечной системы. На сегодня известны две миссии посещения комет (проекты «ВЕГА» и «РОЗЕТТА») и четыре – астероидов (полёты к Эросу, Итокаве, Рюгу и Бенну).

Полёт к Эросу (США) был первым, но принёс лишь подтверждение возможности посещения астероида и результаты его оптической съёмки с хорошим разрешением. Следующий полёт к Итокаве (Япония) впервые дополнил съёмку малого небесного тела данными дистанционного определения физического состава. Кроме этого, предполагалась посадка робота на астероид и доставка грунта. Однако две последние операции не удались, хотя сам КА «ХАЯБУСА», несмотря на неоднократные неполадки в основных системах, удалось вернуть на Землю. Два начавшихся полёта к астероидам с аналогичными целями (Рюгу и Бенну) пока находятся в начальных стадиях выполнения многолетнего полёта, а результаты предстоит получить ещё нескоро.

Следовательно, миссия посещения ещё одного астероида вполне представляет самостоятельный интерес, особенно, если цели исследования астероида можно вывести за рамки простого изучения типичных физико-химических свойств малых небесных тел. В свою очередь, информацию о них можно получить, обратившись к классу малых астероидов, опасно сближающихся с Землёй. Исследование этих малых тел и их орбит не только позволяет заглянуть в далёкое прошлое Солнечной системы – оценка возможности падения конкретного астероида на Землю поможет оценить и ближайшее будущее самой Земли (по крайней мере, на столетие вперёд). Можно полагать, что такая возможность заинтересует не только учёных, но и всё человечество (*Ломакин И.В. и др.*, 2013).

Предлагаемый демонстрационный полёт к указанному астероиду должен уточнить условия его пролёта около Земли в 2029 году (на высоте геостационарной орбиты). Как следствие, появится возможность получить долгосрочный прогноз реальной опасности последующего удара астероида по Земле в текущем столетии (*Ломакин И.В. и др.*, 2013). Такая информация, безусловно, получит высокую оценку в мировом и не только научном сообществе и внесёт дополнительный вклад в решение актуальных задач мониторинга астероидной опасности.

Технология полёта к Апофису на платформе КА «ФОБОС-ГРУНТ» обстоятельно рассматривались в литературе ранее, и её реальность была показана (*Ломакин И.В. и др.*, 2009; *Polishchuk G.M., Pichkhadze K.M., Efanov V.V., Martynov M.B.*, 2011; *Ломакин И.В. и др.*, 2013). Поэтому, в свете изложенных соображений, полёт АМС-А к астероиду Апофис, одновременно удовлетворяющий двум основным целям, определённым выше, представляется вполне оправданным. На первый взгляд, такой полёт станет аналогом полётов КА «ХАЯБУСА» к двум астероидам (Япония, JAXA) и КА «ОЗИРИС» к астероиду Бенну (США, NASA). Однако, в отличие от них, он должен принести дополнительную ценную информацию прикладного значения, и предлагаемый технологический полёт АМС-А станет следующим шагом в ряду современных исследований малых тел Солнечной системы.

5. Облик технологического полёта АМС-А к астероиду Апофис

Основные системные решения предлагаемого полёта к малому астероиду были впервые разработаны ещё в 2007–2009 годы в ходе инициативной НИР «АПОФИС» (*Мартынов М.Б. и др.*, 2008), выполненной в НПОЛ в кооперации с институтами РАН (ИКИ и ИНАСАН). Основным стимулом проведения этой НИР было ясное понимание существа астероидной опасности (*Ломакин И.В. и др.*, 2009; *Ломакин И.В. и др.*, 2013), а также возможность использования задела проекта «ФОБОС-ГРУНТ». Конкретно – перелётный модуль КА «ФОБОС-ГРУНТ» должен был использоваться как платформа, выполняющая полёт в дальнем космосе (*Мартынов М.Б. и др.*, 2011).

В первом разделе упомянутой НИР как объект первоочередного внимания и уточнения характеристик орбиты был выбран малый опасный астероид Апофис вследствие его пролёта в 2029 году мимо Земли на высотах геостационарных орбит. Такой пролёт опасен, так как он приводит к возможности повторных тесных сближений с Землёй в дальнейшем, ещё в нашем XXI столетии. Расчёты показывают, что тесные сближения Апофиса, вплоть до удара по Земле, возможны в период с 2036 по 2137 годы. Сегодня их число оценивается десятками, однако гарантированный прогноз и оценки вероятности подобных событий пока отсутствуют.

Во втором разделе НИР были определены возможные приемлемые условия перелёта к Апофису в период с 2020–2027 годы применительно к исходным данным для КА и носителя, принятым в проекте «ФОБОС-ГРУНТ». Времена старта и прибытия к астероиду, длительность перелёта, а также некоторые баллистические характеристики приведены в таблице. Данные характеристики рассчитывались применительно к использованию вывода АМС носителем «Союз-2». Можно видеть, что в основном опережающий полёт АМС к Апофису занимает не более года, и по ходу выполнения полёта появляется возможность учитывать его результаты при подготовке целевой миссии «БУМЕРАНГ» в район Марса.

Далее, в третьем разделе НИР проведён подробный анализ состава приборов АМС проекта «ФОБОС-ГРУНТ» и выбраны те из них, которые могут быть использованы в полёте посещения Апофиса с использованием носителя «Союз-2». Рассмотрены вопросы траекторных измерений и связи с АМС, навигационная аппаратура, бортовой комплекс управления и двигательные установки перелётного модуля.

Проведённый в НИР анализ показал, что задел по проекту «ФОБОС-ГРУНТ» позволял без существенных изменений осуществить полёт АМС к Апофису, также был уточнён сокращённый состав необходимой научной аппаратуры. Баллистическая схема и операции управления АМС-А в миссии посещения малого астероида были проработаны в достаточно полном объёме. По сравнению с аналогами, требуемыми в миссии «БУМЕРАНГ», эти операции существенно проще, и поэтому их выполнение не содержало критических этапов с невозможностью исправления сделанных ошибок. Важно, что управление полностью обеспечивалось всеми имеющимися точностными и энергетическими ресурсами бортовых систем АМС «ФОБОС-ГРУНТ» вплоть до посадки модуля на астероид.

таблица – Характеристики перелётов Земля – Апофис

№ варианта	дата старта	дата прилёта	длительность перелёта, сут.	скорость разгона, км/с	скорость торможения, км/с	суммарная скорость, км/с
1	05.05.2020	02.03.2021	301	3.708	1.771	5.660
2	17.04.2021	12.01.2022	270	4.447	0.377	5.004
3	29.01.2022	11.08.2022	194	3.873	2.611	6.484
4	17.05.2026	03.06.2027	382	3.424	3.407	6.832
5	17.05.2027	10.04.2028	329	3.444	2.577	6.022

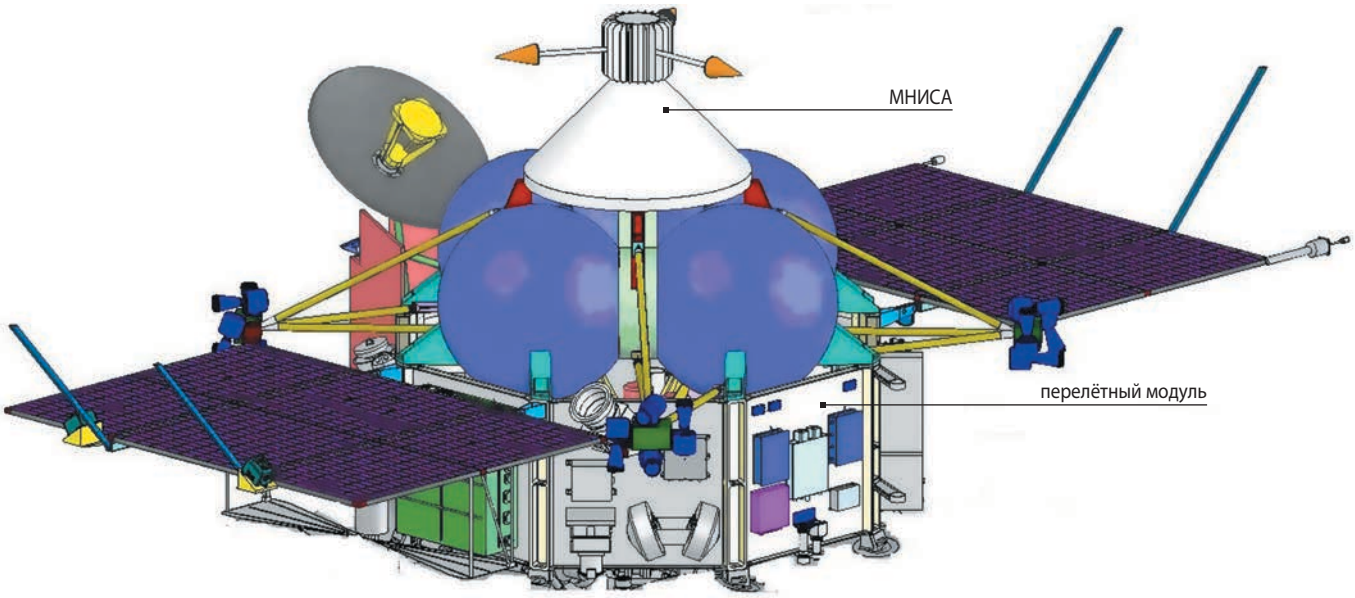


рисунок 1. Общий вид перелётного модуля КА «ФОБОС-ГРУНТ» с МНИСА

Стоит отметить, что посадка на малый астероид Апофис (в отличие от Фобоса) не представляет сложности, так как первая и вторая космические скорости для малого астероида невелики, всего лишь 10–25 см/с. Поэтому операции посадки на астероид представляют собой простое свободное падение КА в результате остановки на круговой орбите спутника астероида. При этом существенно, что при высотах орбиты порядка нескольких километров такое падение будет занимать сутки и более. Поэтому выбор точки посадки и управление процессом посадки можно реализовать и корректировать в режиме реального времени.

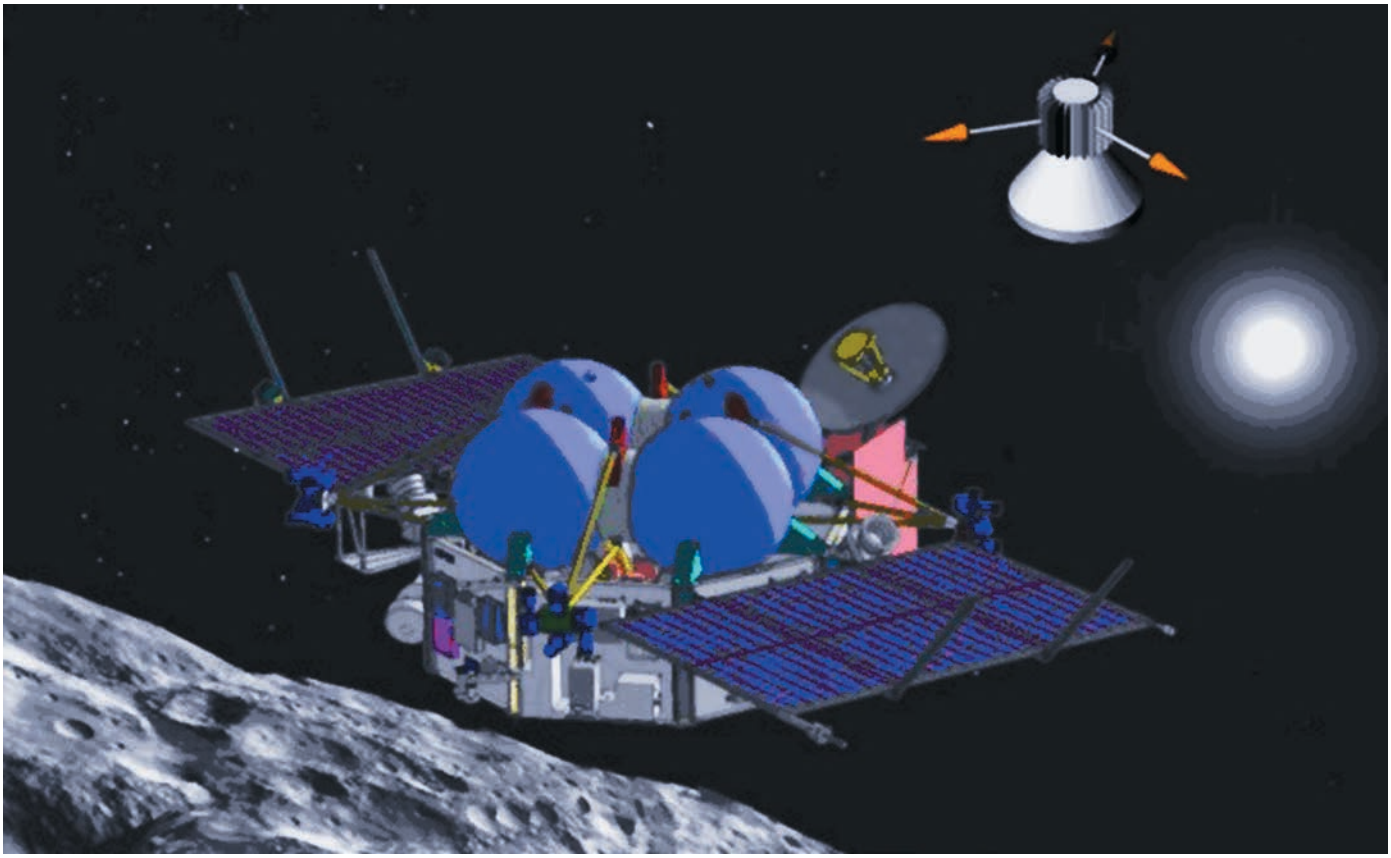


рисунок 2. Полёт перелётного модуля и МНИСА на орбитах спутников Апофиса

Таким образом, было показано, что миссия опережающего полёта перелётного модуля к астероиду давала возможность провести отработку всего комплекса операций, обеспечивающих управляемый полёт АМС в дальнем космосе. Кроме того, одновременно такая миссия позволяла дополнительно решить ещё две научные задачи.

Эти задачи могут выполняться практически параллельно и независимо друг от друга и представляют собой:

- выход самой АМС-А на орбиту вокруг астероида, проведение его бесконтактного изучения и возможная последующая посадка на его поверхность для завершающего этапа контактным обследованием;
- доставка к астероиду специально разработанного малого неориентируемого искусственного спутника астероида (МНИСА) с попутным грузом для АМС-А (рисунок 1) вместо возвращаемого аппарата АМС (*Ломакин И.В. и др.*, 2009; *Ломакин И.В. и др.*, 2013).

По прибытии АМС-А к астероиду и после её выхода на орбиту спутника Апофиса радиомаяк отделяется от АМС-А и продолжает полёт на своей астероидоцентрической орбите (рисунок 2).

Такой МНИСА должен нести только всенаправленный маяк-ретранслятор с изотопным питанием, доставленный на орбиту спутника астероида; он выполняется как предельно упрощённая конструкция, что позволит повысить его надёжность и обеспечить долголетнюю работу радиомаяка. Таким образом, АМС-А сможет выполнять свою программу исследований астероида (вплоть до посадки на него) независимо от работы радиомаяка. Полёт МНИСА вокруг астероида позволит провести долгосрочную (т.е. проводимую в течение 5–10 лет) программу высокоточных траекторных измерений орбиты самого Апофиса (по его спутнику, т.е. МНИСА), занимающую ряд витков орбиты астероида (*Бахшиян Б.Ц. и др.*, 2010).

Такие измерения станут долгосрочной научной программой уточнения траектории опасного малого астероида и должны внести весомый вклад в дальнейшее изучение проблемы оценки реальности космической угрозы. В то же время эта программа длительных наблюдений орбиты Апофиса и прогноз его возможных сближений с Землёй в XXI веке дополнит выполнение целевой миссии «БУМЕРАНГ».

список литературы

Бахшиян Б.Ц., Суханов А.А., Федяев К.С. Оценка точности определения параметров орбиты астероида Апофис по результатам измерений его спутника // Космические исследования. 2010. Т. 48, № 5. С. 427-432.

Ефанов В.В., Долгополов В.П. Луна. От исследования к освоению (к 50-летию космических аппаратов «ЛУНА-9» и «ЛУНА-10») // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 4. С. 3-8.

Ефанов В.В., Мартынов М.Б., Карчаев Х.Ж. Летательные аппараты НПО имени С.А. Лавочкина (к 80-летию предприятия) // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 4. С. 5-16.

Ефанов В.В., Ширшаков 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.

Ефанов В.В., Мартынов М.Б. Космические комплексы научно-производственного объединения имени С.А. Лавочкина для фундаментальных и прикладных исследований // Полет. 2013. № 8. С. 88-97.

Казмерчук П.В., Мартынов М.Б., Москатиньев И.В., Сысоев В.К., Юдин А.Д. Космический аппарат «ЛУНА-25» – основа новых исследований Луны // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 4. С. 9-19.

Ломакин И.В., Мартынов М.Б., Поль В.Г., Симонов А.В. Астероидная опасность, реальные проблемы и практические действия // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2009. № 1. С. 53-62.

Ломакин И.В., Мартынов М.Б., Поль В.Г., Симонов А.В. К вопросу реализации программы исследования малых тел Солнечной системы // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 4. С. 10-17.

Маров М.Я. Космический аппарат «ФОБОС-ГРУНТ» − основа перспективных российских планетных экспедиций // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. № 3. С. 49-52.

Мартынов М.Б. Модульное построение космических аппаратов: анализ эффективности, перспектива применения // Полет. 2010. № 7. С. 13-19.

Мартынов М.Б. Основные принципы создания космического комплекса «ФОБОС-ГРУНТ» // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. № 3. С. 53-58.

Мартынов М.Б., Поль В.Г., Симонов А.В., Суханов К.Г. и др. Астероидная угроза Земле и облик миссии разведки угрожающего астероида Апофис // Труды XLII чтений Циолковского, секция «Проблемы ракетной и космической техники, Калуга, 17-19 сентября 2007». Казань, Труды чтений Циолковского, 2008. С. 123-135.

Polishchuk G.M., Pichkhadze K.M., Efanov V.V., Martynov M.B. Space modules of PHOBOS-GRUNT complex for prospective interplanetary stations // Solar System Research. 2011. Vol. 45, № 7. P. 589-592.

Статья поступила в редакцию 03.12.2018 г.
Статья после доработки 05.02.2019 г.
Статья принята к публикации 05.02.2019 г.

УДК 629.78.023.222.076.8:533.6.011.6:536.253

О ДИНАМИКЕ ЗАПОЛНЕНИЯ АТМОСФЕРНЫМ ГАЗОМ ВНУТРЕННЕГО ПРОСТРАНСТВА ПЕРСПЕКТИВНОГО ДЕСАНТНОГО МОДУЛЯ ПРИ СПУСКЕ В АТМОСФЕРЕ МАРСА

ON THE DYNAMICS OF ATMOSPHERIC GAS FILLING OF THE INTERIOR SPACE OF A PROSPECTIVE DESCENT MODULE DURING DESCENT IN THE ATMOSPHERE OF MARS

М.М. Голомазов[1],
профессор, доктор физико-математических наук,
mmg@icad.org.ru;
M.M. Golomazov

А.А. Иванков[2],
доктор технических наук,
ival@laspace.ru;
A.A. Ivankov

В статье представлены методика расчёта и результаты исследования процессов проникновения горячего газа из ударного слоя во внутреннее пространство перспективного десантного модуля вследствие негерметичности конструкции аппарата при спуске в атмосфере Марса.

Ключевые слова: десантный модуль; горячий газ; траектория; атмосфера; теплообмен; негерметичность.

In the article the calculation technique and the results of the investigation of the penetration of hot gas from the shock layer into the internal space of the perspective descent module are presented, due to the leakage of the structure of the apparatus during descent in the Martian atmosphere.

Key words: descent module; hot gas; trajectory; atmosphere; heat exchange; leakage.

введение

При входе перспективного десантного модуля (ДМ), предназначенного для исследования поверхности Марса, в атмосферу планеты и последующем спуске аппарат подвергается тепловому и силовому воздействию со стороны газа атмосферы. Для обеспечения теплового режима аппарата на его поверхность устанавливается тепловая защита, которая наряду с выполнением защитных функций должна исключить проникновение горячего газа атмосферы из ударного слоя с температурами около 4500…5000 К (*Голомазов М.М.*, *Иванков А.А.*, 2015) во внутреннее пространство ДМ.

Чтобы решить эту проблему, необходимо по возможности минимизировать негерметичность ДМ, которая возникает при реализации различных проектных и технических решений в процессе изготовления аппарата. В исследуемом случае такая негерметичность возникает по месту стыка крупногабаритных конструкций ДМ – аэродинамического экрана (АЭ) и заднего кожуха (ЗК), формирующих соответственно лобовую и донную части аппарата. В месте стыка этих конструкций с диаметром ~3,8 м практически невозможно исключить образование кольцевого зазора по окружности контакта конструкций.

[1] Институт автоматизации проектирования РАН, Россия, г. Москва.
Institute of Design Automation of the Russian Academy of Sciences, Russia, Moscow.

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

В этой связи возникает задача определения минимальных размеров (площади) этого кольцевого зазора, не приводящих к нарушению работы приборов и систем внутри аппарата в результате проникновения горячего атмосферного газа. Необходимо также определить динамику заполнения газом внутреннего объёма ДМ при движении вдоль траектории в зависимости от размеров (суммарной площади) отверстий, приводящих к негерметичности корпуса аппарата.

1. Постановка задачи

Решение поставленной задачи включает два взаимосвязанных этапа. На первом этапе вместе с определением траектории полёта аппарата рассчитывается поле течения и определяются тепловые нагрузки к поверхности – конвективные и лучистые (*Голомазов М.М.*, 2005; *Иванков А.А.*, 2006).

Для определения лучистой составляющей теплового потока используется P_1-приближение метода сферических гармоник и инженерный подход, основанный на приближении локально-одномерного плоского ударного слоя. Конвективные тепловые потоки определяются с применением приближённой модели (*Иванков А.А.*, 2009) с использованием результатов расчётно-экспериментальных работ, выполненных в ракетно-космической отрасли.

На втором этапе решения задачи определяются прогрев конструкции аппарата и унос массы теплозащиты, исследуются процессы затекания горячего газа во внутреннее пространство ДМ.

Рассмотрим постановку задачи.

На рисунке 1 приведены область решения задачи обтекания ДМ и физическая картина течения газа возле аппарата. В плоскости, проходящей через ось симметрии течения, представлена область решения задачи *ABCD*, которая в рассматриваемом осесимметричном случае ограничена ударной волной r_s, осью симметрии течения, образующей поверхности тела r_w, и верхним граничным лучом θ_b. В области решения течение газа дозвуковое и сверхзвуковое. Для устойчивого счёта необходимо, чтобы верхний граничный луч θ_b полностью располагался в сверхзвуковой области течения газа.

Система уравнений радиационной газовой динамики (РГД) для установившихся пространственных течений газа, в пренебрежении вязкостью и теплопроводностью газа, при наличии локального термодинамического равновесия для частицы газа (выполняется для рассматриваемых диапазонов высот и уровней теплового воздействия потока газа) имеет вид:

$$\nabla\cdot\left(\rho\overline{V}\right)=0,\ \left(\overline{V}\cdot\nabla\right)\overline{V}+\left(1/\rho\right)\nabla P=0, \qquad (1)$$

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

$$\overline{H}=\int_0^\infty \overline{H}_\nu d\nu,\ \rho=\rho(P,T),\ h=h(P,T);$$

$$\nabla\cdot\Pi_\nu=K_\nu\overline{H}_\nu,\Pi_\nu=-\frac{4\pi}{3}\left(B_\nu-\frac{1}{4\pi K_\nu}\nabla\cdot\overline{H}_\nu\right)E, \qquad (2)$$

$$B_\nu=\frac{2h_*c^2\nu^3}{exp\left(h_*c\nu/kT\right)-1},\ K_\nu=K_\nu(P,T).$$

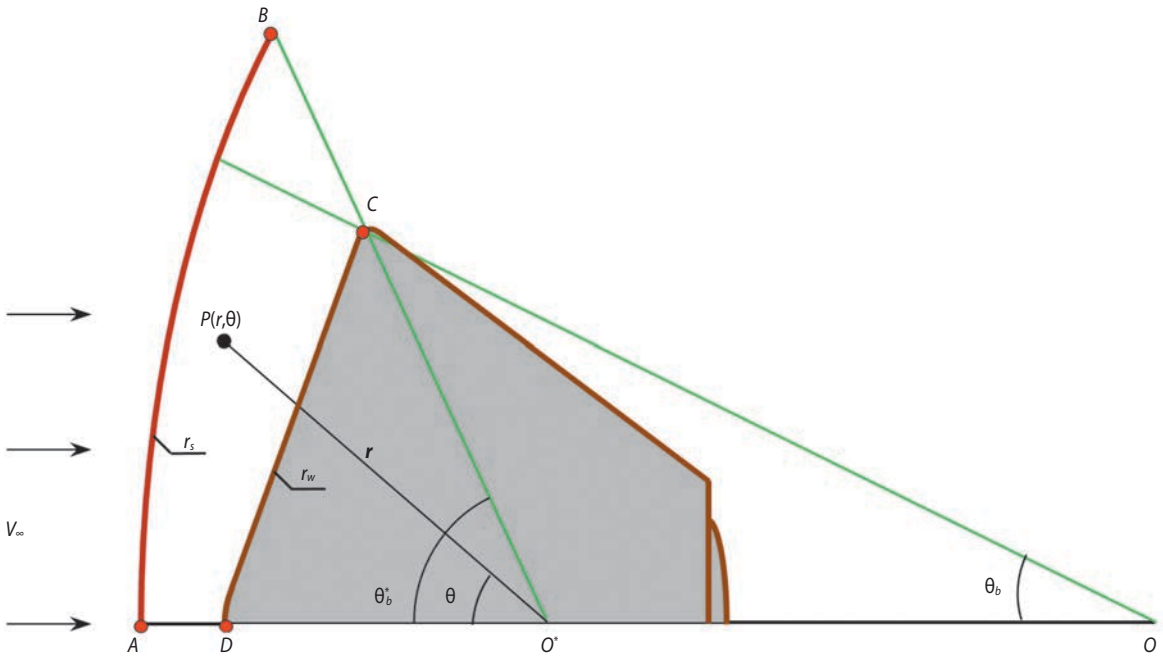


рисунок 1. Физическая картина течения и область решения задачи

Здесь ∇ – оператор градиента в трёхмерном евклидовом пространстве с радиус-вектором $\overline{r}$; $\overline{V}$ – вектор скорости газа; ρ, h, P, T, K_ν – соответственно плотность, удельная энтальпия, давление, температура газа и коэффициент поглощения излучения; $\overline{H}_\nu$ – вектор монохроматического лучистого теплового потока; c – скорость света в вакууме; h_* – постоянная Планка; ν – частота излучения; k – постоянная Больцмана; Π_ν/c – тензор монохроматического излучения; E – единичный тензор; ρ, h, K_ν – заданные функции своих аргументов – P и T; индекс «ν» относится к параметрам монохроматического излучения.

Представленная система уравнений включает газодинамическую (1) и тепловую (2) подсистемы. Подробно система уравнений (1), (2) и численный метод её решения рассмотрены в работе (*Голомазов М.М., Иванков А.А.*, 2017).

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

Метод решения задачи на втором этапе – с определением прогрева конструкции и уноса массы теплозащитного покрытия аппарата – описан в работе (*Иванков А.А.*, 2012).

Рассмотрим процесс заполнения атмосферным газом внутреннего (свободного) пространства ДМ вследствие негерметичности его конструкции на этапе аэродинамического торможения аппарата. Проведём расчётную оценку скорости заполнения объёма ДМ, определив расход газа через суммарную площадь отверстия между АЭ и ЗК.

Представим основные элементы расчётной методики.

Обозначим символом S суммарную площадь кольцевого отверстия между АЭ и ЗК, определяемую по формуле $S=2\pi R_m\delta$, δ – величина зазора. В формуле принято, что щелевой зазор удалён от оси симметрии ДМ на расстоянии, равном примерно радиусу миделя аппарата R_m=1900 мм.

В качестве начальных условий для решения задачи принимается, что при подлёте к Марсу в момент входа в атмосферу на высоте H_0=125 км внутри десантного модуля реализуется давление газа, равное давлению атмосферы на этой высоте, т.е. в начальной точке траектории внешнее (атмосферное) давление газа P_∞ и внутреннее давление $P_{\text{дм}}$ в полости ДМ совпадают: $P_\infty=P_{\text{дм}}$. Очевидно, что такое допущение приводит к некоторому завышению по величине давления газа $P_{\text{дм}}$ внутри полости аппарата.

В процессе спуска в атмосфере Марса атмосферное давление газа P_∞ с уменьшением высоты возрастает и начинает превышать давление газа внутри аппарата $P_{\text{дм}}$, т.е. выполняется условие $P_\infty>P_{\text{дм}}$, при котором газ атмосферы начинает затекать во внутренний объём ДМ, стремясь выровнять давление снаружи и внутри аппарата.

Определим вдоль траектории ДМ приток массы газа dm во внутренний объём аппарата за интервал времени движения dt через кольцевое отверстие по месту стыка АЭ и ЗК. При выводе формулы будем учитывать, что входное отверстие расположено в донной области течения газа. В этой области давление газа P_w на поверхности ДМ в зоне зазора не превосходит атмосферного давления P_∞, т.е. можно положить $P_w=P_\infty$. С учётом этого допущения выражение для притока массы dm атмосферного газа в полость ДМ принимает вид

$$dm=\rho\cdot v\cdot S\cdot dt, \tag{3}$$

где ρ – плотность газа внутри ДМ;

v – скорость газа при входе в отверстие.

Из формулы (3) следует выражение для массового расхода газа $\dot{m}=dm/dt$ через отверстие площадью S в виде

$$\dot{m}=\frac{dm}{dt}=\rho v S. \tag{4}$$

Известно (*Лойцянский Л.Г.*, 2003), что скорость истечения газа в среду с противодавлением не превышает местной критической скорости звука с параметрами газа на входе в отверстие (происходит явление «запирания» отверстия). Таким образом, при затекании газа через зазор в зоне стыка АЭ и ЗК выполняется условие $v\le a^*$, где a^* – критическая скорость звука на входе в отверстие. В этом случае максимальный расход газа dm^* через отверстие во внутреннее пространство ДМ определяется по формуле

$$dm^*=\rho^*\cdot a^*\cdot S\cdot dt,$$

где ρ^* – плотность газа в критическом сечении входного отверстия.

Соответствующий массовый расход в критическом сечении определится выражением

$$\dot{m}^*=\frac{dm^*}{dt}=\rho^*\cdot a^*\cdot S. \tag{5}$$

Разделив выражение (4) на (5), получим отношение массовых расходов (относительный массовый расход) – текущего и максимального в виде

$$\frac{\dot{m}}{\dot{m}^*}=\frac{\rho v}{\rho^*\cdot a^*}=\theta(\mathrm{M})\le 1. \tag{6}$$

Здесь функция $\theta(\mathrm{M})$ определяется выражением (*Лойцянский Л.Г.*, 2003)

$$\theta(\mathrm{M})=\left[\left(\frac{2}{\kappa+1}\right)^{\frac{\kappa+1}{2(\kappa-1)}}\cdot\frac{1}{\mathrm{M}}\cdot\left(1+\frac{\kappa-1}{2}\mathrm{M}^2\right)^{\frac{\kappa}{2(\kappa-1)}}\right]^{-1}\le 1,$$

где M – число Маха в сечении с массовым расходом $\dot{m}$;

κ – показатель адиабаты газа.

Исключая из выражения для θ(M) число Маха с учётом соотношения

$$\frac{P_{дм}}{P_\infty}=\left(1+\frac{\kappa-1}{2}M^2\right)^{-\frac{\kappa}{\kappa-1}},$$

представим выражение (6) в виде, удобном для последующего анализа и использования в программе расчёта:

$$\frac{\dot m}{\dot m^*}=f\left(\frac{P_{дм}}{P_\infty}\right)=\left(\left(\frac{2}{\kappa-1}\right)\cdot\left(\frac{\kappa+1}{2}\right)^{\frac{\kappa+1}{\kappa-1}}\cdot\left(\frac{P_{дм}}{P_\infty}\right)^{\frac{2}{\kappa}}\left[1-\left(\frac{P_{дм}}{P_\infty}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}\right]\right)^{0,5}. \quad (7)$$

Получим с помощью уравнения (5) расчётное соотношение для максимального массового расхода газа через отверстие внутрь ДМ. Заменяя в (5) критические значения плотности газа ρ^* и скорости звука a^* через соответствующие значения параметров заторможенного газа (каким является неподвижный газ внутри ДМ) – плотности ρ и скорости звука a, определяемой по формуле

$a=(\kappa\cdot R\cdot T)^{0,5}$,

где $R=R^*/\mu$ – удельная газовая постоянная;

R^* – универсальная газовая постоянная, R^*=8314 кДж/(кмоль·град);

μ – молекулярный вес газа;

T – температура газа внутри ДМ,

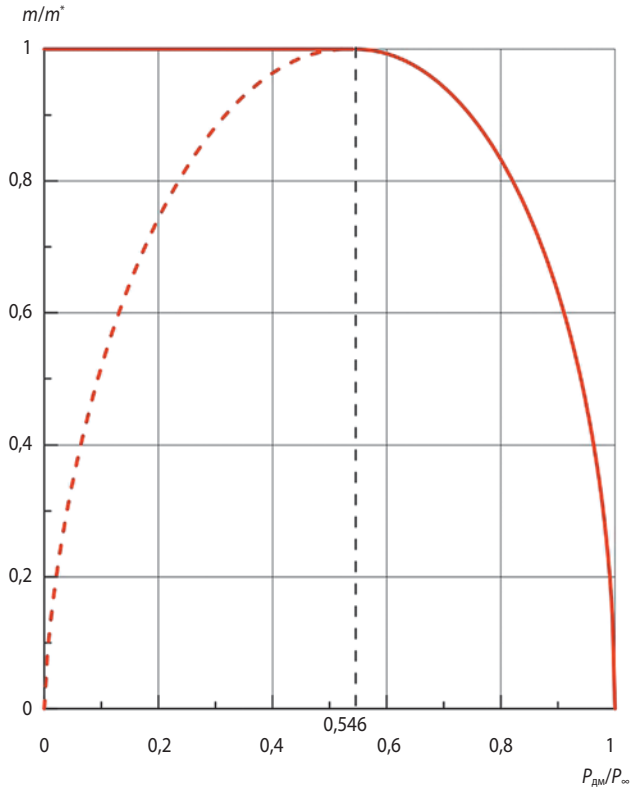


рисунок 2. Зависимость массового расхода газа через зазор между АЭ и ЗК от атмосферного давления и давления внутри ДМ

получаем

$$\rho^*=\rho\left(\frac{2}{\kappa+1}\right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}},\quad a^*=a\left(\frac{2}{\kappa+1}\right)^{0,5}.$$

С учётом этих выражений, а также соотношения для плотности газа ρ в объёме ДМ $V_{дм}$ в виде $\rho^*=m^*/V_{дм}$, получим из уравнения (5) дифференциальное уравнение для определения максимального расхода газа m^*, втекающего внутрь ДМ в виде

$$\dot m^*=\frac{dm^*}{dt}=\rho^*a^*S=\frac{m^*}{V_{дм}}a^*S=\frac{m^*aS}{V_{дм}}\cdot\left(\frac{2}{\kappa+1}\right)^{0,5}. \quad (8)$$

В уравнении (6) для текущего массового расхода газа dm/dt, поступающего в объём ДМ, необходимо учитывать зависимость безразмерного расхода газа $f(P_{дм}/P_\infty)$ от отношения давлений $P_{дм}/P_\infty$ по формуле (7). С учётом этого из выражений (7) и (8) следует уравнение для текущего расхода газа внутрь ДМ в виде

$$\frac{dm}{dt}=\frac{dm^*}{dt}\cdot f=\rho^*\cdot a^*\cdot S\cdot f=\rho a\left(\frac{2}{\kappa+1}\right)^{\frac{3\kappa-1}{2(\kappa-1)}}S\cdot f=$$
$$=\frac{maS}{V}\cdot\left(\frac{2}{\kappa+1}\right)^{\frac{3\kappa-1}{2(\kappa-1)}}\cdot f, \quad (9)$$

где учтено соотношение $\rho^*\cdot a^*=\rho a\left(\frac{2}{\kappa+1}\right)^{\frac{3\kappa-1}{2(\kappa-1)}}$, а символом f обозначена функциональная зависимость $f=f\left(\frac{P_{дм}}{P_\infty}\right)$.

Перейдём от уравнения (9) относительно массового расхода газа, втекающего внутрь ДМ, к уравнению для давления газа $P_{дм}$ внутри ДМ с использованием соотношения

$P_{дм}=\rho\, R\, T=(m/V_{дм})\cdot RT$.

Будем иметь

$$\frac{dP_{дм}}{dt}=\frac{PaS}{V}\cdot\left(\frac{2}{\kappa+1}\right)^{\frac{3\kappa-1}{2(\kappa-1)}}\cdot f\left(\frac{P_{дм}}{P_\infty}\right)=$$
$$=\frac{PS}{V}(\kappa RT)^{0,5}\cdot\left(\frac{2}{\kappa+1}\right)^{\frac{3\kappa-1}{2(\kappa-1)}}\cdot f\left(\frac{P_{дм}}{P_\infty}\right). \quad (10)$$

Свойства функции $f(P_{дм}/P_\infty)$ (см. формулу (7)), характеризующей безразмерный массовый расход газа ($\dot m/\dot m^*$), описано в монографии (*Лойцянский Л.Г.*, 2003), в которой представлен график функции $f=\dot m/\dot m^*$ для газовой среды (воздух), соответствующей атмосфере Земли. Аналогичный график для атмосферы Марса даётся на рисунке 2. В последующем изложении для простоты графического представления результатов будем опускать символ «·» (точка) при обозначении массовых расходов газа $\dot m$ и $\dot m^*$. Из рисунка 2

следует, что в начальный момент времени при входе в атмосферу Марса, когда давление газа снаружи и внутри ДМ одинаково (на высоте H=125 км), расход газа через отверстие нулевой: $\dot{m}/\dot{m}^*=0$ и атмосферный газ внутрь аппарата не поступает.

В дальнейшем, при движении ДМ вниз по траектории, когда давление атмосферы P_∞ начинает превышать внутреннее давление газа $P_{дм}$ в ДМ и выполняется условие $P_{дм}/P_\infty<1$, комплекс $(\dot{m}/\dot{m}^*)$, как следует из графика на рисунке 2, возрастает в пределах от 0 до 1. В результате этого начинается процесс затекания газа в полость ДМ. При этом с увеличением давления P_∞ и достижением значения отношения $P_{дм}/P_\infty$ при $M^*=1$ (критическое значение числа Маха), равного

$$\frac{P_{дм}}{P_\infty}=\left(1+\frac{\kappa-1}{2}\cdot(M^*)^2\right)^{-\frac{\kappa}{\kappa-1}}=\left(1+\frac{\kappa-1}{2}\right)^{-\frac{\kappa}{\kappa-1}}=0{,}546,$$

расход газа $\dot{m}$ также увеличивается от нулевого до максимально возможного (критического) значения $\dot{m}=\dot{m}^*$. При этом $P_{дм}/P_\infty$=0,546 (при $M=M^*=1$) при значении показателя адиабаты κ=1,3, принято для горячего газа внутри ДМ.

Увеличение притока массы газа внутрь ДМ с увеличением давления P_∞ и соответствующим уменьшением отношения $P_{дм}/P_\infty$ в пределах $0{,}546\le P_{дм}/P_\infty\le 1$ идёт по правой (нисходящей) ветви графика функции f (см. рисунок 2). При достижении значения $P_{дм}/P_\infty$=0,546 расход массы газа достигает максимальной величины $\dot{m}=\dot{m}^*$. При дальнейшем увеличении давления P_∞ и соответствующем уменьшении отношения $P_{дм}/P_\infty<0{,}546$ расход газа $\dot{m}$ остаётся максимально возможным и равным $\dot{m}=\dot{m}^*$. При этом не реализуется левая (восходящая) ветвь графика функции f, поскольку происходит «запирание» входного отверстия в полость ДМ при значении $M=M^*=1$. Таким образом, в процессе затекания газа в полость ДМ всегда выполняется условие $\dot{m}\le\dot{m}^*$.

Обыкновенные дифференциальные уравнения (9) и (10) для определения соответственно расхода массы газа через зазор между АЭ и ЗК и давления газа $P_{дм}$ внутри ДМ решаются численно методом Эйлера с пересчётом (*Марчук Г.И.*, 1989) с учётом изменения по траектории функций P_∞, ρ_∞ и $f(P_{дм}/P_\infty)$, и ряда других определяющих параметров.

3. Результаты расчётов. Анализ результатов

По представленной выше методике и программно-алгоритмическому обеспечению (*Иванков А.А.*, 2009) проведены расчёты процессов затекания газа в полость ДМ на этапе аэродинамического торможения при спуске в атмосфере Марса.

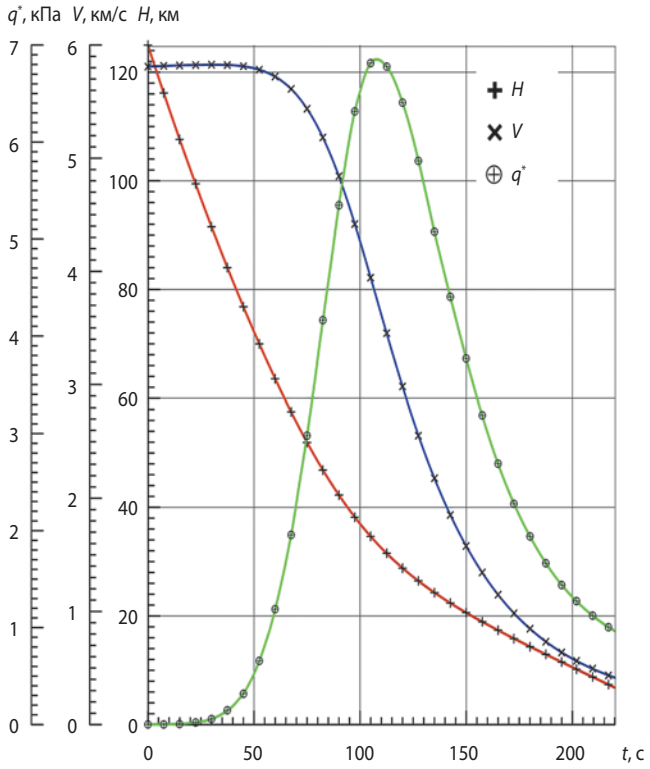


рисунок 3. Параметры траектории входа ДМ в атмосферу Марса

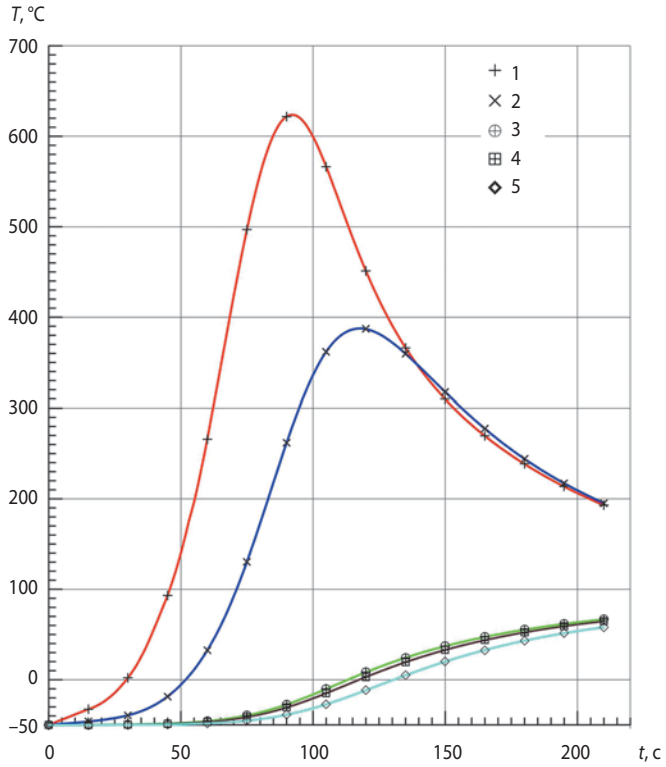
Результаты демонстрируются для траектории входа с начальными значениями: H_0=125 км, V_0=5,810 км/с, θ_0=−11,94°. Масса ДМ полагается равной 2000 кг. Траектория полёта ДМ рассчитывалась от точки входа в атмосферу Марса до момента ввода парашютной системы при числах Маха M~1,8…2,1. В расчётах использовались аэродинамические характеристики ДМ по результатам работы (*Голомазов М.М.*, *Финченко В.С.*, 2013).

Модель атмосферы Марса распределение по высоте над поверхностью планеты плотности, давления и температуры газа – использовалась по результатам работы (*Millour E. et al.*, 2014).

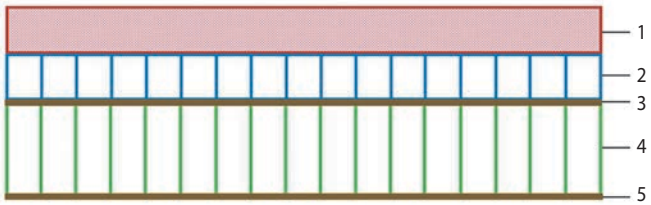
На рисунке 3 представлены баллистические параметры исследуемой траектории входа: высоты H, скорости V и скоростного напора $q^*=\rho V^2/2$.

В расчётах при вариации величин зазора δ и площади суммарного кольцевого отверстия $S=2\pi R_m\delta$ в месте стыка аэродинамического экрана и заднего кожуха определялась динамика изменения по траектории давления газа $P_{дм}$ внутри ДМ за счёт процессов проникновения атмосферного горячего газа через отверстие.

На рисунке 4а представлены результаты расчёта прогрева стенки корпуса ДМ в зоне стыка АЭ и ЗК, на рисунке 4б – расчётная схема стенки, на которой представлен её состав. На этом рисунке: слой 1 – теплозащитное покрытие; слой 2 – теплоизоляционная сотовая конструкция; слои 3 и 5 обшивки несущей



а



б

а – прогрев стенки ДМ в зоне стыка АЭ и ЗК: кривая 1 – внешняя поверхность ТЗП, 2…5 – стыки слоёв 1…5;
б – расчётная схема стенки ДМ.

рисунок 4. Температура по сечению стенки ДМ в характерных точках

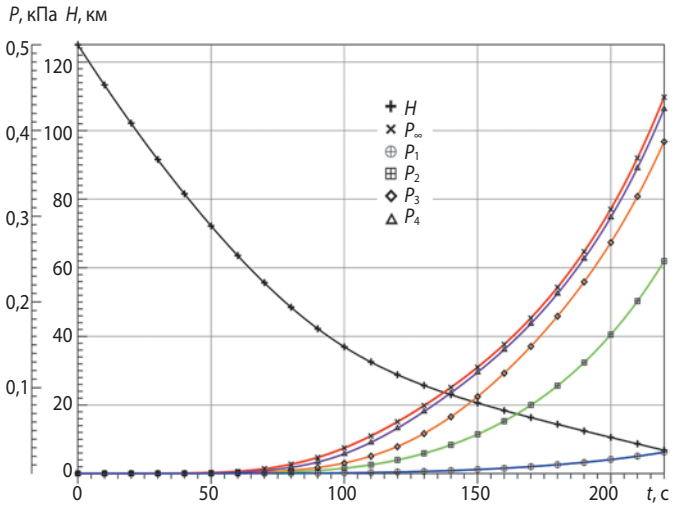


рисунок 5. Зависимость вдоль траектории спуска ДМ давления газа внутри аппарата от величины зазора δ_i между АЭ и ЗК. Обозначения кривых $P_i(t)$, i=1…4 здесь и на рисунке 6 соответствуют δ_i=0,001, 0,01, 0,02, 0,04 мм

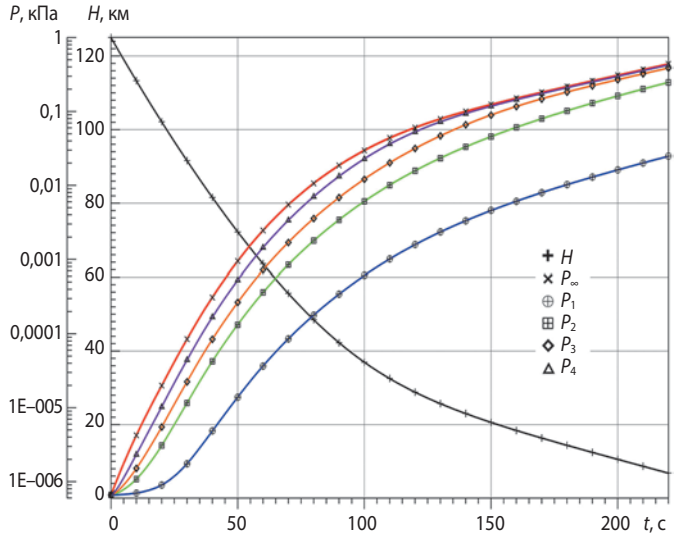


рисунок 6. То же, что и на рисунке 5, но в логарифмическом масштабе

сотовой конструкции; 4 – описание см. (*Финченко В.С. и др.*, 2014). Двигаясь по узкому щелевому зазору между АЭ и ЗК, атмосферный газ последовательно проходит зоны прогретой части стенки с максимальными температурами от 600°C (поверхность ТЗП) до 80°C (несущая конструкция). В качестве среднего вдоль траектории ДМ значения температуры газа T в зазоре и на входе в ДМ, как это следует из результатов расчёта на рисунке 4а, можно принять значение T≈250°C.

На рисунках 5 и 6 в обычном и логарифмическом масштабах представлены распределения давления газа P_i внутри ДМ вдоль траектории спуска в процессе затекания газа в ДМ в зависимости от величины зазора δ между АЭ и ЗК, варьируемой в пределах δ=0,001…0,04 мм. На этих и на последующих рисунках представлен также график высоты полёта $H(t)$, позволяющий анализировать динамику исследуемых процессов вдоль траектории движения аппарата. Номера кривых $P_i(t)$, i=1…4 на рисунках 5 и 6 соответствуют значениям величины зазора δ_i равным соответственно δ_i=0,001, 0,01, 0,02, 0,04 мм. При этом суммарные площади отверстий $S_i=2\pi R_m\delta_i$, i=1…4 для указанных величин зазоров δ_i, составляют S_i=0,119, 1,19, 2,39, 4,78 см^2.

Как следует из представленных на рисунках 5 и 6 результатов, рассматривать значения величины зазора δ>0.04 мм не имело смысла, поскольку в этом случае давление газа в ДМ по траектории движения практически совпадает с атмосферным.

На рисунке 7 для иллюстрации динамики заполнения объёма ДМ атмосферным газом и выравнивания

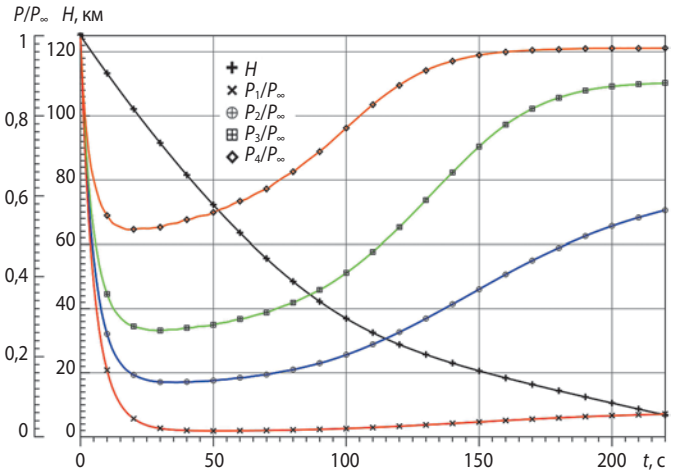


рисунок 7. Зависимость вдоль траектории ДМ отношения (P_i/P_∞) от величины зазора δ для значений δ_i=0,001, 0,01, 0,02, 0,04 мм

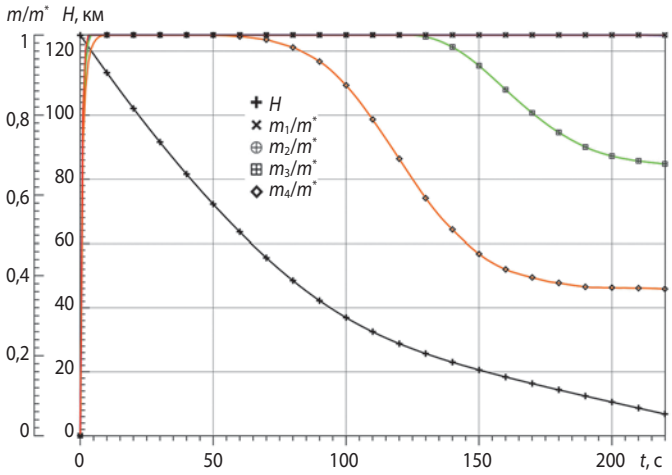


рисунок 9. Зависимость относительного расхода газа от величины зазора δ: обозначения кривых, i=1…4 соответствуют значениям δ_i=0,001, 0,01, 0,02, 0,04 мм

давлений – внешнего (атмосферного) P_∞ и внутреннего P_i – представлены распределения отношений P_i/P_∞ вдоль траектории движения ДМ для тех же величин зазоров δ_i, i=1…4. Из графиков видно, что наиболее существенно различие давления газа снаружи и внутри ДМ в первые 50 секунд полёта, т.е. при движении на больших высотах при малой плотности атмосферы. Выравнивание давления газа с большей скоростью происходит на более низких высотах с увеличением плотности атмосферы.

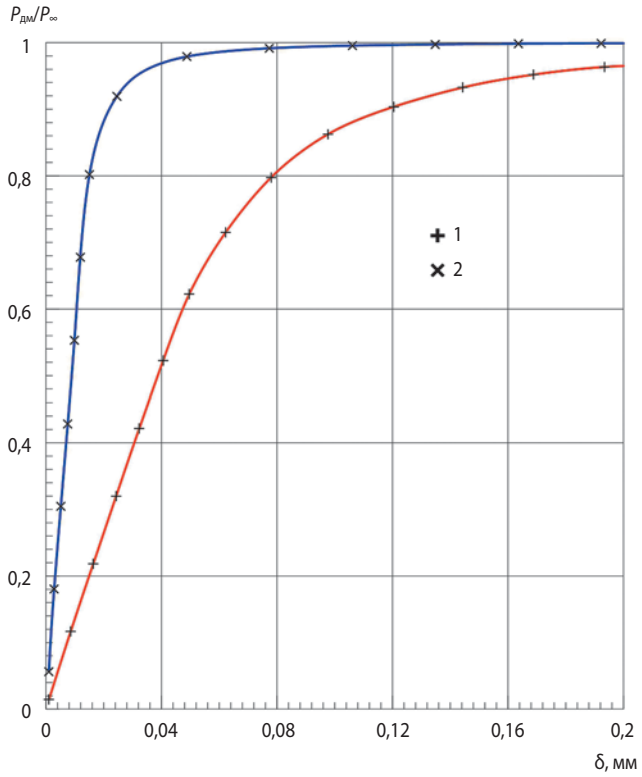


рисунок 8. Зависимость минимального (кривая 1) и максимального (кривая 2) значений отношения $P_{дм}/P_\infty$ от величины зазора δ

На рисунке 8 представлена зависимость минимального и максимального значений отношения $P_{дм}/P_\infty$ в пределах изменения параметра 0,001≤δ≤0,2 мм. Кривая 1 соответствует минимальному значению отношения $(P_{дм}/P_\infty)_{min}$, реализуемому на начальном участке траектории, а кривая 2 – максимальному значению $(P_{дм}/P_\infty)_{max}$, которое достигается в конце участка траектории. По представленным результатам следует отметить, что с увеличением зазора δ расхождение между минимальным и максимальным значениями отношения $P_{дм}/P_\infty$ становится несущественным, при этом максимальное значение стремится к единице, т.е. сравниваются внутреннее и внешнее (атмосферное) давления газа.

На рисунке 9 представлены зависимости вдоль траектории ДМ безразмерного (относительного) расхода ($\dot{m}/\dot{m}^*$) через зазор δ по месту стыка АЭ и ЗК для рассмотренных значений δ_i, i=1…4. Таким образом, вдоль траектории движения аппарата представлены графики функции $f(P_{дмi}/P_\infty)$ по соотношению (7). Из графиков следует, что при достаточно малых величинах зазоров δ_1=0,001 и δ_2=0,01 мм (кривые соответственно 1 и 2) практически вдоль всей траектории спуска реализуется эффект запирания отверстия между АЭ и ЗК. При этом расход газа через отверстие достигает своего максимально возможного значения, т.е. выполняется условие $\dot{m}=\dot{m}^*$. Скорость затекания при этом также максимальна, но не превышает критической скорости звука a^*. С увеличением зазора при значениях δ_3=0,02 и δ_4=0,04 мм эффект запирания отверстия проявляется на начальном участке траектории, уменьшаясь по продолжительности с увеличением зазора.

Представленные выше результаты позволяют для исследуемой траектории по величине зазора δ (или суммарной площади отверстия S) между АЭ

и ЗК оценить динамику изменения давления атмосферного горячего газа, поступающего внутрь ДМ в процессе затекания.

Зная давление $P_{дм}$ и температуру газа T внутри ДМ, составляющую в среднем по траектории $T \approx 250°C$, можно определить плотность ρ и массу m газа, поступившего из атмосферы внутрь ДМ. Используя уравнение состояния газа, будем иметь

$$\rho = \frac{P_{дм}}{RT},\ m = \rho \cdot V_{дм}.$$

Определим эти величины в конце исследуемой траектории спуска ДМ в атмосфере Марса непосредственно перед вводом парашютной системы. Результаты расчётной оценки для исследуемой траектории приведены в таблице.

таблица – Расчётные значения давления, плотности и массы газа, поступившего внутрь ДМ

δ, мм	S, см^2	$P_{дм}$, Па	ρ, г/м^3	m, г
0,001	0,1194	24,76	0,2477	2,229
0,01	1,194	247,6	2,477	22,29
0,02	2,388	386,8	3,870	34,83
0,04	4,776	425,1	4,253	38,27
0,1	11,94	436,5	4,367	39,30

заключение

Представлены математическая модель и метод расчёта процесса затекания горячего газа, образующегося у поверхности десантного модуля, на этапе аэродинамического торможения в атмосфере Марса, во внутреннее пространство ДМ вследствие негерметичности его конструкции. Полученные результаты могут быть использованы при разработке конструкции узла стыка аэродинамического экрана и защитного кожуха ДМ, а также для определения допустимых величин зазора с целью предотвращения негативных последствий от воздействия горячего газа на приборы и системы внутри аппарата. Методика расчёта и программный комплекс могут быть использованы при решении аналогичных задач, возникающих при движении аппаратов, спускаемых в атмосферах планет.

список литературы

Борисов В.М., Голомазов М.М., Иванков А.А., Финченко В.С. Расчет лучистого теплообмена в задачах обтекания тел с учетом потери массы теплозащитного покрытия // Известия РАН. Механика жидкости и газа. 2004. № 4. С. 143-151.

Голомазов М.М. Исследование сверхзвукового обтекания сегментальных и конических тел с учетом химических реакций // Журнал вычислительной математики и математической физики. 2005. Т. 45, № 11. С. 2074-2080.

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

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

Иванков А.А. Об одном методе расчета сильного вдува с поверхности затупленных тел при гиперболических скоростях входа в атмосферы планет // Известия РАН. Механика жидкости и газа. 2006. № 1. С. 149-159.

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

Иванков А.А. Расчетное определение тепломассообмена при проектировании космических спускаемых аппаратов: свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2009614632 РФ / (ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» (RU)); Заявка: № 2009613552; 09.07.2009; Зарегистрировано в Реестре программ для ЭВМ: 31.08.2009.

Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа. М.: Дрофа, 2003. 840 с.

Марчук Г.И. Методы вычислительной математики. М.: Наука, 1989. 608 с.

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

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: htt-:www-mars.lmd.jussieu.fr (дата обращения: 23.12.2014).

Статья поступила в редакцию 20.12.2018 г.
Статья после доработки 20.12.2018 г.
Статья принята к публикации 20.12.2018 г.

УДК 629.783

АНАЛИТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ ДЛЯ ОЦЕНИВАНИЯ ВОЗМОЖНОСТЕЙ НИЗКООРБИТАЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПО ОБНАРУЖЕНИЮ, ГЕОЛОКАЦИИ И ИДЕНТИФИКАЦИИ СТАНЦИЙ СПУТНИКОВОЙ СВЯЗИ C-, X-, K_U-, K_A-ДИАПАЗОНОВ. ЧАСТЬ 3. ВЕРОЯТНОСТНЫЕ И ПРОСТРАНСТВЕННО-ВРЕМЕННЫЕ МОДЕЛИ ДЛЯ ОЦЕНИВАНИЯ ВОЗМОЖНОСТИ НАБЛЮДЕНИЯ СТАНЦИЙ СПУТНИКОВОЙ СВЯЗИ В ЛОКАЛЬНЫХ РАЙОНАХ*

ANALYTICAL MODELS FOR ESTIMATION OF LEO SATELLITES CAPABILITIES TO DETECT, GEOLOCATE AND IDENTIFY C-, X-, K_U-, K_A-BAND SATELLITE COMMUNICATIONS TERMINALS. PART 3. PROBABILITY AND SPACE-TIME MODELS FOR ESTIMATION OF CAPABILITY TO SURVEIL SATELLITE COMMUNICATIONS TERMINALS IN LOCAL AREAS

Н.Н. Клименко[1],
кандидат технических наук,
Klimenko@laspace.ru;
N.N. Klimenko

В статье рассматриваются теоретические аспекты наблюдения станций спутниковой связи с применением низкоорбитальных космических аппаратов радиоэлектронного наблюдения. В основе разработанных моделей – возможность прогнозирования направления главного луча диаграммы направленности станций спутниковой связи и определение допустимого угла рассогласования между направлениями на низкоорбитальный космический аппарат радиоэлектронного наблюдения и на геостационарный спутник связи. Оценивание пространственно-временных и вероятностных характеристик сделано на основе введённого автором понятия эллипса обнаружения на орбитальной сфере.

The article discusses the theoretical aspects of surveillance of satellite communications terminals performed by LEO ELINT satellites. The developed models are based on the ability to predict the direction of the main beam of the antenna radiation pattern of satellite communications terminals and determination of permissible angle of misalignment between directions on LEO ELINT satellite and geostationary communications satellite. Estimation of space-time and probabilistic characteristics is carried out on the basis of the concept of the detection ellipse on the orbital s phere introduced by the author.

* Начало статьи см. в журнале «Вестник «НПО им. С.А. Лавочкина». Ч. 1. 2018. № 3. С. 37–46; Ч. 2. 2018. № 4. С. 54–59.

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

Ключевые слова:
низкоорбитальный космический аппарат;
космический аппарат на геостационарной орбите;
псевдокосмический аппарат;
станция спутниковой связи;
радиоэлектронное наблюдение;
эллипс обнаружения;
орбитальная сфера;
азимут; угол места.

Key words:
LEO satellite;
geostationary satellite;
pseudo-satellite;
satellite communications terminal;
ELINT;
detection ellipse;
orbital sphere;
azimuth; elevation angle.

5. Вероятностные модели для оценивания возможности и условий решения целевой задачи при наблюдении ССС

5.1. Определение вероятности решения целевой задачи при наблюдении ССС

Целевая задача, как уже было отмечено, состоит в обнаружении, геолокации и идентификации ССС в региональных и локальных масштабах в заданных районах потенциального развёртывания ССС.

Положим, что целевая задача решается с положительным результатом, если обеспечивается радиоконтакт с ССС при отношении сигнал/шум на входе приёмного тракта, превышающем минимально необходимый уровень $SNR \geq SNR_{\min}$, а длительность контакта не меньше требуемого для решения задачи значения $\tau \geq \tau_{\min}$. Определение требуемых значений $SNR_{\min}$ и $\tau_{\min}$ выходит за пределы данного исследования.

Таким образом, для решения целевой задачи необходимо обеспечить:

- выполнение пространственно-временных соотношений, а именно попадание НОКА РЭН в эллипс обнаружения ССС и нахождение в его пределах в течение времени $\tau \geq \tau_{\min}$;
- попадание частоты сигналов ССС в полосу пропускания приёмного тракта НОКА РЭН.

Современные цифровые приёмники обеспечивают перекрытие всего диапазона используемых в спутниковой связи частот и как следствие – беспоисковый приём сигналов ССС. В то же время выполнение пространственно-временных соотношений носит случайный вероятностный характер вследствие случайного размещения ССС по отношению к НОКА РЭН на орбите.

Вероятность попадания НОКА РЭН в эллипс обнаружения зависит от его размеров $\Delta\theta_\varepsilon$ и $\Delta\theta_\beta$ (определены в подразделе 3.4. (*Клименко Н.Н.*, 2018)), а также от угла между большой осью эллипса обнаружения и плоскостью орбиты НОЕА РЭН ψ_a и ψ_d для восходящего и нисходящего СВ соответственно. Обозначим вероятности попадания НОКА РЭН в эллипс обнаружения на восходящем и нисходящем СВ $P_a(\psi_a)$ и $P_d(\psi_d)$ соответственно. Пусть вероятность того, что орбита НОКА РЭН будет пересекать эллипс обнаружения в течение времени $\tau \geq \tau_{\min}$ на произвольных восходящих и нисходящих СВ, составляет соответственно $P_a(\tau \geq \tau_{\min})$ и $P_d(\tau \geq \tau_{\min})$. Тогда вероятность положительного исхода решения целевой задачи:

$$P_{a+}(\psi_a, \tau_{\min}) = P_a(\psi_a) P_a(\tau \geq \tau_{\min});$$

$$P_{d+}(\psi_d, \tau_{\min}) = P_d(\psi_d) P_d(\tau \geq \tau_{\min}).$$

Полную вероятность положительного исхода решения целевой задачи определим как

$$P_\Sigma(\psi, \tau_{\min}) = P_{a+}(\psi_a, \tau_{\min}) + P_{d+}(\psi_d, \tau_{\min}) + P_{a+}(\psi_a, \tau_{\min}) \times P_{d+}(\psi_d, \tau_{\min}),$$

а вероятность того, что это событие произойдёт хотя бы на одном СВ,

$$P_{1+}(\psi, \tau_{\min}) = 1 - \{[1 - P_{a+}(\psi_a, \tau_{\min})][1 - P_{d+}(\psi_d, \tau_{\min})]\}.$$

Можно допустить, что рассмотренные выше условия попадания НОКА РЭН в эллипс обнаружения выполняются в течение суток на n СВ. Вероятность этого события определяется следующим выражением:

$$P_{n+}(\psi, \tau_{\min}) = \binom{Q}{n} P_{1+}^{n}(\psi, \tau_{\min}) \left[1 - P_{1+}(\psi, \tau_{\min})\right]^{Q-n}.$$

Для орбитальной группировки (ОГ) в составе N КА совокупное количество СВ составляет NQ, тогда для этого случая вероятность выполнения целевой задачи:

$$P_{n+}(\psi, \tau_{\min}) = \binom{NQ}{n} P_{1+}^{n}(\psi, \tau_{\min}) \left[1 - P_{1+}(\psi, \tau_{\min})\right]^{NQ-n}.$$

Отметим, что n – также случайная величина, определение которой будет рассмотрено ниже.

5.2. Аналитическая модель для определения вероятности нахождения НОКА РЭН в пределах эллипса обнаружения ССС в течение минимально необходимого для решения целевой задачи интервала времени

5.2.1. Геометрическая интерпретация пространственно-временных соотношений для восходящих и нисходящих суточных витков

Воспользуемся базовой моделью, рассмотренной в подразделе 3.3. (*Клименко Н.Н.*, 2018) (рисунок 4), где показано, что углы

$$\psi_a = \mu - \sigma;$$

$$\psi_d = 2\pi - (\mu + \sigma). \qquad (73)$$

Здесь $\sin\sigma = \dfrac{-\cos L_T \sin\Lambda_{ES}}{\cos L_{LEO}}$;

$$\sin\mu = \frac{\cos i}{\cos\Lambda_{LEO}};$$

L_T – широта центра эллипса обнаружения на орбитальной сфере;

Λ_{ES} – азимут ССС на КА ГСО;

i – наклонение орбиты НОКА РЭН.

На рисунке 13 показаны эллипс обнаружения и проходящие через него участки орбиты НОКА РЭН на восходящем и нисходящем СВ, представляющие собой геометрические хорды.

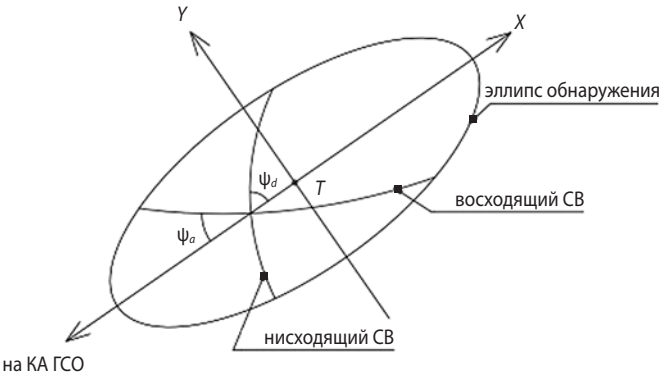


рисунок 13. Участки орбиты НОКА РЭН, проходящие через эллипс обнаружения ССС

Размеры эллипса обнаружения $\Delta\theta_\varepsilon$ и $\Delta\theta_\beta$ определены в подразделе 3.4. (*Клименко Н.Н.*, 2018). Для простоты анализа обозначим длины полуосей эллипса

$$b = \frac{\Delta\theta_\beta}{2};\ a = \frac{\Delta\theta_\varepsilon}{2}.$$

Тогда уравнение эллипса обнаружения примет канонический вид

$$\frac{x^2}{a^2} + \frac{y^2}{b^2} = 1. \qquad (74)$$

Хорду, соответствующую нисходящему СВ, можно представить уравнением прямой

$$y = m_d x + c_d, \qquad (75)$$

где $m_d = \mathrm{tg}\psi_d$.

Хорду, соответствующую восходящему СВ, аналогично можно представить уравнением

$$m_a y + c_a = x, \qquad (76)$$

где $m_a = \mathrm{ctg}\psi_a$.

Параметры ψ_a, $\psi_d \in [0,2\pi]$ и $c_d \in [-b, +b]$, $c_a \in [-a, +a]$ полностью определяют возможные варианты длительности нахождения НОКА РЭН в пределах эллипса обнаружения при различных их значениях.

Определим длину хорды для нисходящего СВ. Подстановкой (75) в (74) получим квадратичное уравнение:

$$x^2 + \frac{2a^2 m_d c_d}{a^2 m_d^2 + b^2} x + \frac{a^2 (c_d^2 - b^2)}{a^2 m_d^2 + b^2} = 0. \qquad (77)$$

Корни уравнения (77) определяют абсциссы точек пересечения хорды с эллипсом. Обозначив

$$p = \frac{2a^2 m_d c_d}{a^2 m_d^2 + b^2};\quad q = \frac{a^2 (c_d^2 - b^2)}{a^2 m_d^2 + b^2}, \qquad (78)$$

получим приведённое уравнение $x^2+px+q=0$, корни которого

$$x_{1,2} = \frac{-p \pm \sqrt{p^2 - 4q}}{2}. \qquad (79)$$

В соответствии с (75) ординаты точек пересечения

$$y_1 = m_d x_1 + c_d,\ y_2 = m_d x_2 + c_d. \qquad (80)$$

С учётом (80) длина хорды определяется выражением

$$l_d^2(\psi_d, c_d) = (y_2 - y_1)^2 + (x_2 - x_1)^2 = (m_d^2 + 1)(x_2 - x_1)^2. \qquad (81)$$

Подстановкой (79) в (81) с учётом (78) получим

$$l_d^2(\psi_d, c_d) = (m_d^2 + 1)(p^2 - 4q), \qquad (82)$$

подставив (78) в (82), получаем

$$l_d(\psi_d, c_d) = (m_d^2 + 1)\frac{2a}{a^2 m_d^2 + b^2} \times \sqrt{a^2 m_d^2 c_d^2 - (c^2 - b^2)(a^2 m_d^2 + b^2)}. \qquad (83)$$

Подстановкой $m_d = \mathrm{tg}\psi_d$ с учётом того, что $m_d + 1 = \dfrac{1}{\cos^2\psi_d}$ и $\mathrm{tg}\psi_d = \dfrac{\sin\psi_d}{\cos\psi_d}$, можно получить:

$$l_d(\psi_d, c_d) = \frac{2a\sqrt{a^2 c_d^2 \sin^2\psi_d - (c_d^2 - b^2)(a^2 \sin^2\psi_d + b^2 \cos^2\psi_d)}}{a^2 \sin^2\psi_d + b^2 \cos^2\psi_d}, \qquad (84)$$

где $a = \dfrac{\Delta\theta_\varepsilon}{2}$; $b = \dfrac{\Delta\theta_\varepsilon}{2}$.

Определим длину хорды для восходящего СВ. Подставляя (76) в (74), получаем уравнение

$$y^2 + \frac{2b^2 m_a c_a}{a^2 + b^2 m_a^2} y + \frac{b^2 (c_a^2 - a^2)}{a^2 + b^2 m_a^2} = 0.$$

Проделав преобразования, аналогичные (78)–(84), с учётом того, что $m_a^2 + 1 = \mathrm{ctg}\,\psi_a + 1 = \dfrac{1}{\sin^2\psi_a}$, можем записать

$$l_a(\psi_a, c_a) = \frac{2b\sqrt{b^2 c_a^2 \cos\psi_a - (c_a^2 - a^2)(a^2 \sin^2\psi_a + b^2 \cos^2\psi_a)}}{a^2 \sin^2\psi_a + b^2 \cos^2\psi_a}. \qquad (85)$$

Полученные выражения для длины хорды (84) и (85) дают значения длительности нахождения НОКА РЭН в пределах эллипса обнаружения:

$$\tau_d(\psi_d, c_d) = l_d(\psi_d, c_d)/\omega_d,\ \tau_a(\psi_a, c_a) = l_a(\psi_a, c_a)/\omega_a, \qquad (86)$$

где $\omega_a = \omega_d = \omega_{LEO}$ – угловая скорость вращения НОКА РЭН относительно вращающейся Земли, определённая в (15).

5.2.2. Определение вероятности нахождения НОКА РЭН в пределах эллипса обнаружения в течение времени τmin

В общем случае выполнение условий (86) носит вероятностный характер. Вследствие случайных значений ψ_a, ψ_d, c_a, c_d получение аналитических выражений для оценивания вероятности выполнения условий (86) в общем виде затруднено и не имеет смысла. Поэтому определим указанные вероятности для самого неблагоприятного (нижняя граница вероятности) и самого благоприятного (верхняя граница вероятности) взаимного положения эллипса обнаружения ССС и орбиты НОКА РЭН.

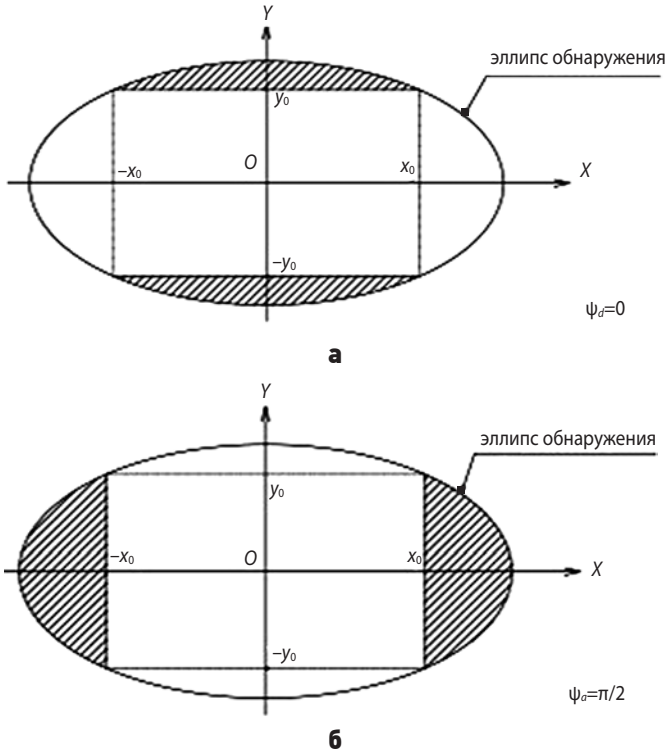


рисунок 14. К определению вероятности нахождения НОКА РЭН в пределах эллипса обнаружения ССС

Наиболее благоприятные условия имеют место при ψ_d=0, а наименее благоприятные – при $\psi_a=\frac{\pi}{2}$ как показано на рисунке 14. Для ψ_d=0 выражение (84) преобразуется к виду

$$l_d(0,c_d)=\frac{2a}{b^2}\sqrt{b^2-c_d^2}.$$

Определим минимальное значение

$$l_{d\min}=\omega_{LEO}\tau_{\min}=\frac{2a}{b^2}\sqrt{b^2-c_{d\min}^2};$$

$$c_{d\min}=\sqrt{b^2-(\omega_{LEO}\tau_{\min}\frac{b^2}{2a})^2}. \qquad (87)$$

Подстановкой (87) в (75) получим соотношение для определения ординаты y_0, соответствующей $l_{d\min}$ (рисунок 14а):

$$y_0=\mathrm{tg}0+c_{d\min}=c_{d\min}. \qquad (88)$$

Подстановкой (88) в (74) получим выражение для определения значений $\pm x_0$, соответствующих крайним точкам заштрихованных на рисунке 14а сегментов эллипса:

$$x_0=\frac{a}{b}c_{d\min}. \qquad (89)$$

Для $\psi_a=\frac{\pi}{2}$ выражение (85) преобразуется к виду

$$l_a\left(\frac{\pi}{2},c_{a\min}\right)=\frac{2b}{a^2}\sqrt{a^2-c_{a\min}^2}.$$

Тогда минимальное значение

$$l_{a\min}=\omega_{LEO}\tau_{\min}=\frac{2b}{a^2}\sqrt{a^2-c_{a\min}^2};$$

$$c_{a\min}=a\sqrt{1-(\frac{\omega_{LEO}\tau_{\min}}{2b})^2}. \qquad (90)$$

Подставляя (90) в (76), получим значение абсциссы x_0, соответствующей $l_{a\min}$ (рисунок 14б):

$$x_0=\mathrm{ctg}\frac{\pi}{2}+c_{a\min}=c_{a\min}. \qquad (91)$$

Подстановкой (91) в (74) получим выражение для определения значений, соответствующих крайним точкам заштрихованных на рисунке 14б сегментов эллипса:

$$y_0=\frac{b}{a}c_{a\min}. \qquad (92)$$

Заштрихованные области соответствуют условиям $l_d(0, c_d)<l_{d\min}$, а незаштрихованные – условиям

$$l_d(0, c_d)\geq l_{d\min} \text{ и } l_a\left(\frac{\pi}{2},c_{a\min}\right)\geq l_{a\min}, \qquad (93)$$

т.е. это области, при прохождении орбиты НОКА РЭН через которые выполняются условия решения целевой задачи с положительным результатом.

Определим вероятность выполнения условия (93) как отношение площади незаштрихованной области эллипса (рисунок 14) к площади всего эллипса. Для наиболее благоприятного случая

$$\Pr_d(\tau\geq\tau_{\min})=\Pr\{l_d(0,c_d)\geq l_{d\min}\}=\frac{S_0}{S_\Sigma}=1-\frac{2S_{\perp b}}{S_\Sigma}, \qquad (94)$$

где S_0 – площадь незаштрихованной области эллипса;

$S_{\perp b}$ – площадь одного из заштрихованных сегментов эллипса;

S_Σ – общая площадь эллипса:

$S_\Sigma=\pi ab$.

Вероятность (94) наиболее благоприятного случая является верхней границей вероятности нахождения НОКА РЭН в пределах эллипса обнаружения

$P_{\max}(\tau\geq\tau_{\min})=\Pr_d(\tau\geq\tau_{\min})$.

Аналогично определяется вероятность выполнения условия (93) для наименее благоприятного случая:

$$P_{\min}(\tau\geq\tau_{\min})=\Pr_a(\tau\geq\tau_{\min})=\Pr_a\left\{l_a\left(\frac{\pi}{2},c_{a\min}\right)\geq l_{a\min}\right\}=$$
$$=1-\frac{2S_{\perp a}}{S_\Sigma}, \qquad (95)$$

где $S_{\perp a}$ – площадь одного из заштрихованных сегментов эллипса.

Для определения $S_{\perp b}$ и $S_{\perp a}$ воспользуемся следующими соотношениями (*Площадь сегмента эллипса*):

$$S_{\perp b}=ab\arccos\frac{y_0}{b}-x_0y_0; \qquad (96)$$

$$S_{\perp a}=ab\arccos\frac{x_0}{a}-x_0y_0, \qquad (97)$$

где x_0, y_0 в (96) определены в (88) и (89) с учётом (87), а x_0, y_0 в (97) определены в (91) и (92) с учётом (90).

Подстановкой получим:

$$S_{\perp b}=ab\arccos\frac{c_{d\min}}{b}-\frac{a}{b}c_{d\min}^2; \qquad (98)$$

$$S_{\perp a}=ab\arccos\frac{c_{a\min}}{a}-\frac{b}{a}c_{a\min}^2,$$

а подстановкой (98) с учётом (87) и (90) в (94) и (95) получим:

$$P_{\min}(\tau\geq\tau_{\min})=1-\frac{2S_{\perp a}}{S_\Sigma}=1-$$
$$-\frac{2}{\pi}\left\{\arccos\frac{\sqrt{a^2-\left(\omega_{LEO}\tau_{\min}\frac{a}{2b}\right)^2}}{a}-\frac{a^2-\left(\omega_{LEO}\tau_{\min}\frac{a}{2b}\right)^2}{a^2}\right\}; \qquad (99)$$

$$P_{\max}(\tau\geq\tau_{\min})=1-\frac{2S_{\perp b}}{S_\Sigma}=1-$$
$$-\frac{2}{\pi}\left\{\arccos\frac{\sqrt{b^2-\left(\omega_{LEO}\tau_{\min}\frac{b}{2a}\right)^2}}{b}-\frac{b^2-\left(\omega_{LEO}\tau_{\min}\frac{b}{2a}\right)^2}{b^2}\right\}. \qquad (100)$$

Таким образом, вероятность того, что НОКА РЭН будет находиться в пределах эллипса обнаружения в течение минимально необходимого для решения целевой задачи времени, имеет нижнюю и верхнюю границы, определяемые в соответствии с (99) и (100), поэтому справедливо следующее неравенство:

$$P_{\min}(\tau\geq\tau_{\min})\leq P(\tau\geq\tau_{\min})\leq P_{\max}(\tau\geq\tau_{\min}).$$

При этом величины полуосей эллипса обнаружения $a=\frac{\Delta\theta_\varepsilon}{2}$, $b=\frac{\Delta\theta_\varepsilon}{2}$ определены в (17), (19), а величина ω_{LEO} – в (15).

5.2.3. Определение вероятности попадания НОКА РЭН в эллипс обнаружения

Вероятность попадания НОКА РЭН в эллипс обнаружения определим раздельно для восходящего и нисходящего СВ как отношение проекции участка орбиты НОКА РЭН на линию широты центра эллипса к межвитковому расстоянию на этой широте.

На восходящем СВ проекция участка орбиты длиной $l_a(\psi_a)$ определяется в соответствии с выражением

$$S(\psi_a)=l_a(\psi_a)\cos\alpha_{LEO}, \qquad (101)$$

где α_{LEO} – угол между плоскостью орбиты и линией широты центра эллипса обнаружения, определённый в (13):

$$\alpha_{LEO}=\arccos\frac{\cos i}{\cos L_{LEO}},$$

$l_a(\psi_a)$ – определяется в (85).

Максимальное значение $S_{\max}$ имеет место при $\psi_a=0$:

$S_{\max}=2a\cos\alpha$.

Минимальное значение проекции участка орбиты на линию широты имеет место на нисходящем СВ при $\psi_d=\frac{\pi}{2}$. Проекцию $S(\psi_d)$ при этом находим по аналогии с (101):

$S(\psi_d)=l_d(\psi_d)\cos\alpha_{LEO}$,

где угол ψ_d определяется в (73), $l_d(\psi_d)$ – в (83).

Подстановкой $\psi_d=\frac{\pi}{2}$ в (83) получим

$S_{\min}=2b\cos\alpha_{LEO}$.

Межвитковое расстояние на широте центра эллипса обнаружения L_0:

$$l_0=\frac{2\pi\cos L_0}{Q},$$

где Q – количество СВ НОКА РЭН.

Минимальное и максимальное значение вероятности попадания НОКА РЭН в эллипс обнаружения:

$$P_{D\min}=\frac{S_{\min}}{l_0}=\frac{b\cos\alpha_{LEO}}{\pi\cos L_0}Q;$$

$$P_{D\max}=\frac{S_{\max}}{l_0}=\frac{a\cos\alpha_{LEO}}{\pi\cos L_0}Q.$$

Определим минимальное и максимальное значения вероятности выполнения целевой задачи с положительным результатом:

$P_{\min+}=P_{D\min}P_{\min}(\tau\geq\tau_{\min})$;

$P_{\max+}=P_{D\max}P_{\max}(\tau\geq\tau_{\min})$,

которые можно рассматривать как нижнюю и верхнюю границы вероятности выполнения целевой задачи:

$P_{\min+}\leq P_+(\tau_{\min})\leq P_{\max+}$.

Отметим, что полученные оценки вероятностей не отражают реальную эффективность решения целевой задачи, однако являются функциями параметров орбиты, а также функциями параметров, определяющих размеры эллипса обнаружения. Поэтому исследование зависимостей полученных вероятностей от этих параметров на экстремум путём определения соответствующих частных производных и приравнивания их нулю позволяет получить квазиоптимальные значения этих параметров, при которых имеют место наиболее предпочтительные усло-

вия для решения целевой задачи наблюдения ССС в C-, X-, K_u-, K_a-диапазонах частот с использованием НОКА РЭН. Следует также отметить, что и при наблюдении ССС UHF диапазона нового поколения, особенно при их работе в системе MUOS, имеют место аналогичные проблемы, связанные с дефицитом энергетического потенциала в радиолиниях ССС – НОКА РЭН. Разработанные аналитические модели в основном пригодны для использования и применительно к ССС UHF-диапазона.

6. Аналитическая модель для оценивания долговременной среднестатистической периодичности наблюдения заданного района

Пусть заданный район потенциального развёртывания ССС представлен в виде круга с угловым радиусом D с центром в точке T (рисунок 15) и координатами λ_T, L_T (D – длина дуги в радианах, соответствующая геоцентральному углу, на который она опирается).

Отметим, что прямоугольный район также может быть представлен для удобства получения аналитических выражений в виде круга с радиусом, равным половине диагонали прямоугольника. Пусть минимально допустимое значение угла места ДНА ССС на КА ГСО в пределах рассматриваемого района ε_{min} и пусть НОКА РЭН находится на орбите высотой h_{LEO} и наклонением i. Тогда при $i \neq \pi/2$ и $L_T \neq 0$ положение восходящих узлов СВ НОКА РЭН относительно наблюдаемого района является в общем случае случайным в долгосрочном плане вследствие прецессии орбиты, изменения состава орбитальной группировки, а также вследствие случайного положения восходящих узлов относительно положения КА ГСО. При этом, если размер района D превышает размер зоны обзора НОКА РЭН (на одном СВ), то

$$D > \lambda_{min} = \frac{\pi}{2} - \varepsilon_{min} - \arcsin\left(\frac{R_E}{R_E + h_{LEO}} - \cos\varepsilon_{min}\right), \qquad (102)$$

а сам район находится в пределах зоны видимости КА ГСО, угловой размер которой

$$\lambda_{max} = \frac{\pi}{2} - \varepsilon_{min} - \arcsin\left(\frac{R_E}{R_E + h_{GSO}} - \cos\varepsilon_{min}\right), \qquad (103)$$

что имеет место при

$$L_T + \lambda_{min} \leq \lambda_{max},$$

а также при условии, что наклонение орбиты

$$L_T + D \leq i \leq \frac{\pi}{2},$$

то, как показано в (*Burk R.C.*, 2013), среднестатистическое количество СВ, проходящих через заданный район наблюдения, определяется выражением:

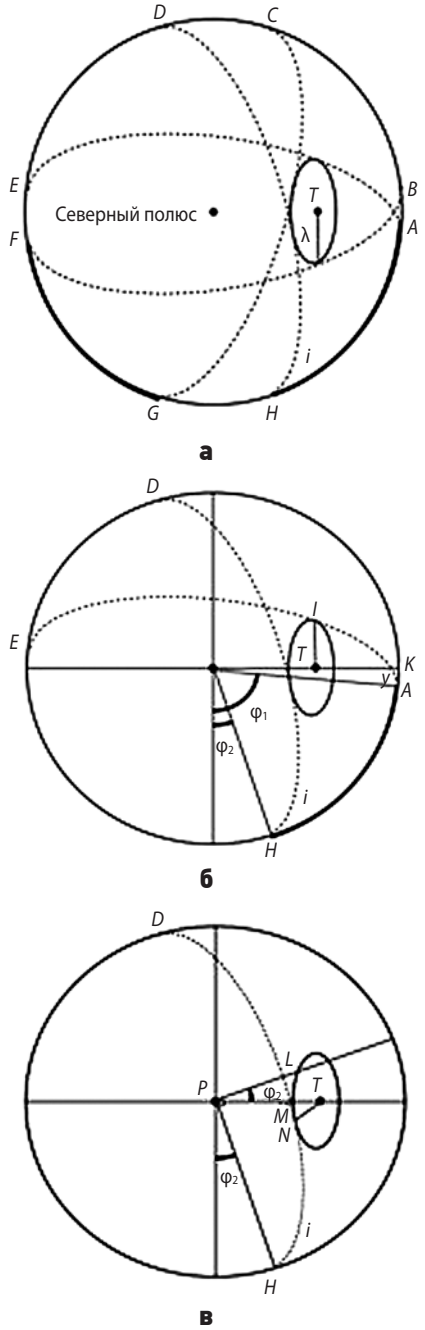


рисунок 15. К определению количества СВ, проходящих через заданный район

$$PPD = \left(\frac{T_D}{P} - \cos i\right) f, \qquad (104)$$

где T_D=86400 с – длительность суток;

$P = 2\pi\sqrt{\left(R_E + h_{LEO}\right)^3 / \mu}$ – период обращения НОКА РЭН вокруг Земли (с);

μ=398601 км^3/с^2 – гравитационный параметр;

f – доля СВ, трассы которых потенциально могут проходить через заданный район.

Для орбитальной группировки из N НОКА РЭН

$$PPD = N\left(\frac{T_D}{T} - \cos i\right) f,$$

при этом среднестатистическая периодичность наблюдения заданного района

$$\overline{T}_n = 1/PPD.$$

Отметим, что окружность с радиусом D и центром на широте φ_T задаётся уравнениями:

$$\cos D = \sin\varphi_T \sin\varphi + \cos\varphi_T \cos\varphi \cos(\lambda - \lambda_T), \quad (105)$$

$$\sin\varphi = \cos D \sin\varphi_T + \cos D \cos\varphi_T \cos\theta,$$

где θ – угол, определяющий положение точки с координатами λ, φ на окружности;

$$\cos(\lambda - \lambda_T) = \frac{\cos D - \sin\varphi_T \sin\varphi}{\cos\varphi_T \sqrt{1 - \sin^2\varphi}}; \quad (106)$$

$$\lambda = \arccos\left(\frac{\cos D - \sin\varphi_T \sin\varphi}{\cos\varphi_T \sqrt{1 - \sin^2\varphi}}\right) + \lambda_T.$$

Для зоны видимости КА ГСО $\varphi_T=0$, $D=\lambda_{max}$, $\lambda_T=\lambda_{GSO}$ и выражения (105), (106) преобразуются к виду

$$\cos D = \cos\varphi \cos(\lambda - \lambda_{GSO});$$

$$\sin\varphi = \sin D \cos\theta;$$

$$\lambda = \arccos\left(\frac{\cos D}{\sin\varphi}\right) + \lambda_{GSO}.$$

Определим λ_{min}, λ_{max} в (102) и (103), а также величину f в (104).

При определении λ_{min}, λ_{max} необходимо исходить из величины минимального допустимого угла места ДНА ССС ε_{min} в рассматриваемых диапазонах частот: С – 5 градусов; Х – 7 градусов; K_u – 10 градусов; K_a – 20 градусов.

Для КА ГСО:

$$\lambda_{max} = \frac{\pi}{2} - \varepsilon_{min} - \eta;$$

$$\sin\eta = \frac{R_E}{R_E + h_{GSO}} \cos\varepsilon_{min}.$$

Аналогично определяются λ_{min} для НОКА РЭН. Расчётные значения λ_{min}, λ_{max} приведены в таблице 1. Значения λ_{min} в последних трёх столбцах таблицы 1 приведены для высот орбиты (полёта) 1100 км, 600 км, 25 км.

таблица 1 – Результаты расчёта угловых размеров зоны видимости КА ГСО, НОКА РЭН и ПКА

диапазоны	ε_{min}^0	λ_{max}^0	λ_{min}^0	λ_{min}^0	λ_{min}^0
зона прямой видимости, инвариантная к диапазону	0	81,3	31,5	23,9	5,1
С	5	76,3	28,8	19,4	2,24
Х	7	74,4	25,2	17,9	1,87
K_u	10	71,4	22,8	15,8	1,17
K_a	20	61,8	16,7	10,8	0,57

Для определения f обратимся к рисунку 15а. Пусть долгота восходящих узлов СВ есть случайная величина, равномерно распределённая по окружности экватора, при этом эффект вращения Земли учитывается величиной $\cos i$ в (104). На рисунке 15а видно, что в заданный район с центром в точке T попадают только те СВ, восходящие узлы которых находятся в интервалах HA и FG. Определим величину f (с учётом того, что в силу симметрии $HA=FG$):

$$f = \frac{HA + FG}{2\pi} - \frac{HA}{\pi}. \quad (107)$$

Величину HA можно определить через углы φ_1, φ_2, как показано на рисунке 15б:

$$HA = \varphi_1 - \varphi_2. \quad (108)$$

Используя свойства сферических треугольников TJI и KJA на рисунке 15б, находим

$$\varphi_1 = \arccos\frac{-\sin D + \sin L_T \cos i}{\cos L_T \sin i}, \quad (109)$$

а из сферических треугольников LMP и NMT на рисунке 15в

$$\varphi_2 = \arccos\frac{\sin D + \sin L_T \cos i}{\cos L_T \sin i}. \quad (110)$$

Подстановкой (109) и (110) в (107) с учётом (108) получим

$$f = \frac{1}{\pi}\left[\arccos\frac{-\sin D + \sin L_T \cos i}{\cos L_T \sin i}\right].^*$$

список литературы

Клименко Н.Н. Аналитические модели для оценивания возможностей низкоорбитальных космических аппаратов по обнаружению, геолокации и идентификации станций спутниковой связи С-, Х-, K_u-, K_a-диапазонов. Часть 1. Аналитическая модель станций спутниковой связи как объекта наблюдения // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 3. С. 37-46.

Площадь сегмента эллипса. [Электронный ресурс] // Циклопедия: сайт. URL: http://cyclowiki.org/wiki/Площадь_сегмента_эллипса (дата обращения: 26.07.2018).

Burk R.C. Closed-Form Approximation of Revisit Rate for Low-Altitude Satellites // Journal of Spacecraft and Rockets. 2013. Vol. 50, № 4. P. 872-883. DOI: 10.2514/1.A32275.

Статья поступила в редакцию 26.07.2018 г.
Статья после доработки 26.07.2018 г.
Статья принята к публикации 26.07.2018 г.

* Окончание статьи следует

МЕТОД ПЛАНИРОВАНИЯ ОБЪЁМОВ НАЗЕМНОЙ ОТРАБОТКИ РАКЕТ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ ДО НАЧАЛА ИХ ЛЁТНЫХ ИСПЫТАНИЙ

METHOD OF PLANNING OF GROUND VERIFICATION SCOPES FOR THE INTEGRATED LAUNCH VEHICLES PRIOR TO A START OF THEIR FLIGHT TESTS

С.Н. Шевченко[1],
профессор, доктор технических наук,
shevchenko.s@laspace.ru;
S.N. Shevchenko

В статье предложен метод планирования объёмов наземной отработки ракет космического назначения, минимизирующий суммарные стоимостные затраты, включающие затраты на наземную отработку, лётные испытания, а также возможный стоимостной ущерб от аварийных исходов запусков при лётных испытаниях. Метод позволяет определять объёмы наземных испытаний систем ракет космического назначения, минимально необходимые для начала их лётных испытаний в условиях вынужденного совмещения этапов наземной и лётной отработки.

Ключевые слова: ракета космического назначения; наземная отработка; лётные испытания; математическая модель суммарных стоимостных затрат; возможный стоимостной ущерб; критерий оптимизации.

The article proposes the method of planning of ground verification scopes for the integrated launch vehicles, minimizing the total costs, including the costs on the ground verification, flight tests, as well as potential cost damage by the launches emergency consequences during flight tests. The method allows determination of the scope of the ground tests of the integrated launch vehicles subsystems, minimally required for a start of the flight tests in the context of emergency overlapping of ground and flight verification phases.

Key words: integrated launch vehicle; ground verification; flight tests; mathematical model of total costs; potential cost damage; optimization criteria.

Актуальной проблемой в области экспериментальной отработки сложных технических систем, к которым можно отнести ракеты космического назначения (РКН), является дальнейшее совершенствование методического обеспечения планирования их испытаний.

К настоящему времени разработано методическое обеспечение планирования объёмов наземных испытаний систем летательных аппаратов (ЛА) и лётных испытаний ЛА, основу которого составляет применение критерия «эффективность – стоимость – время» (*Волков Л.И.*, 1987; *Волков Л.И., Шишкевич А.М.*, 1975; *Проектирование и испытания баллистических ракет*, 1970; *Надежность и эффективность в технике*, 1989). Оно позволяет определять требуемые объёмы испытаний исходя из минимума стоимостных затрат для достижения заданных уровней оценок технических характеристик при ограничениях на продолжительность испытаний, в том числе планировать объёмы наземной отработки систем ЛА до начала лётных испытаний. При этом порядок экс-

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

периментальной отработки, регламентированный нормативно-технической документацией, предусматривает переход к этапу лётных испытаний после полного завершения наземной отработки.

Практика испытаний различных типов ЛА последних поколений показывает, что вследствие различных причин (срыв сроков поставок, неритмичность финансирования работ, увеличение продолжительности испытаний в связи с доработками и др.) реальные сроки наземной отработки систем ЛА превышали запланированные, что обусловливало необходимость совмещения этапов наземной отработки и лётных испытаний.

Применительно к РКН незавершённость наземной отработки её систем к началу лётных испытаний может приводить к аварийным исходам при запусках и, соответственно, к дополнительному стоимостному ущербу.

Поэтому особую актуальность приобретает поиск оптимальных в смысле минимума суммарных стоимостных затрат объёмов наземной отработки систем РКН в условиях вынужденного совмещения этапов экспериментальной отработки.

В сою очередь, суммарные стоимостные затраты на экспериментальную отработку РКН должны включать затраты на наземную отработку, лётные испытания и возможный ущерб в стоимостном выражении, получаемый в случае реализации аварийного исхода запуска при лётном испытании, включающий, в том числе, стоимость потерянного космического аппарата.

Минимизация суммарных стоимостных затрат на экспериментальную отработку РКН не может быть достигнута без оптимального распределения затрат на наземную отработку отдельных систем, что обусловлено зависимостью размера возможного стоимостного ущерба при аварийных исходах запусков от уровня отработанности систем. В связи с этим становится возможным связать стоимостной ущерб с объёмами наземных испытаний систем РКН и затратами на их проведение. Тогда задача оптимизации распределения затрат на наземную отработку и определения оптимальных объёмов наземных испытаний систем РКН сводится к нахождению такого их количества, которое обеспечивает максимальное снижение суммарных стоимостных затрат.

Рассматриваемую задачу можно сформулировать следующим образом: для построения оптимального плана проведения наземной экспериментальной отработки систем РКН в условиях вынужденного совмещения этапов наземных и лётных испытаний требуется определить такие объёмы наземных испытаний, реализация которых до начала лётных испытаний позволит минимизировать суммарные стоимостные затраты, учитывающие возможный стоимостной ущерб при аварийных исходах запусков в ходе лётных испытаний, вызванных незавершённостью наземной отработки систем РКН.

Иными словами, требуется найти вектор $\vec{N}=\{n_1,n_2,\ldots,n_K\}$, компоненты n_i которого характеризуют объёмы наземных испытаний i-й систем РКН, $i\in[1, K]$, минимизирующий суммарные стоимостные затраты, определяемые соотношением

$$C_\Sigma(\vec{N},L)=C_{\text{но}}(\vec{N})+C_{\text{ли}}(L)+C_{\text{у}}(\vec{N},L), \qquad (1)$$

где L – количество лётных испытаний;

$C_{\text{но}}(\vec{N})=\sum_{i=1}^{K} n_i C_i$ – затраты на наземную отработку систем РКН;

C_i – стоимость единичного наземного испытания i-й системы РКН, $i\in[1, K]$, включая стоимость её изготовления;

$C_{\text{ли}}(L)=\sum_{l=1}^{L} C_{\text{ли}l}$ – затраты на лётные испытания РКН;

$C_{\text{ли}l}$ – стоимость единичного лётного испытания РКН, $l\in[1, L]$, включая стоимость её изготовления;

$C_{\text{у}}(\vec{N}, L)$ – возможный стоимостной ущерб при аварийных исходах запусков в ходе лётных испытаний из-за недостаточной отработанности систем РКН в ходе наземной отработки.

Стоимостной ущерб, связанный с аварийными исходами запусков РКН, по своей природе случаен, поэтому для его определения необходимо построение модели оценки вероятности аварийного исхода запуска на основе структурно-функциональной декомпозиции РКН. При этом очевидно, что его величина зависит от степени отработанности систем РКН, определяемой объёмами проведённых наземных испытаний.

Из сказанного выше следует, что стоимостной ущерб от отказа той или иной системы РКН в ходе лётных испытаний связан как со структурой РКН, включающей отдельные системы, так и с моментом возникновения отказа какой-либо из этих систем. В связи с этим для его определения целесообразно РКН декомпозировать на структурно-функциональные блоки (СФБ), в пределах которых уровень ущерба в стоимостном выражении от отказа одной из систем, входящей в конкретный СФБ, будет одинаковым, независимо от того, какая из систем данного блока отказала. Другими словами, в единый СФБ объединяются системы РКН, функционирующие одновременно, отказ каждой из которых приводит к одинаковому ущербу, причём каждому СФБ соответствует определённый временной отрезок функционирования, а общее количество временных отрезков функционирования всех СФБ – общему времени полёта РКН (*Шевченко С.Н.*, 2018). Такое структурно-функциональное деление РКН позволяет записать математическую модель оценки вероятности безаварийного исхода при лётном испытании РКН в следующем виде (*Шевченко С.Н.*, 2018):

$$P_\Sigma=\prod_{j=1}^{N_{\text{СФБ}}}[1-q_j],$$

где P_Σ – оценка вероятности безотказной работы РКН в полёте в ходе лётного испытания;

$N_{СФБ}$ – количество СФБ, на которые декомпозирована РКН;

q_j – оценка вероятности возникновения отказа в j-м СФБ, $j \in [1, N_{СФБ}]$.

Соответственно, для оценки вероятности возникновения отказа в j-м СФБ q_j можно записать следующее выражение:

$$q_j = 1 - \prod_{i=1}^{N_j} (1 - q_{ij}),$$

где N_j – количество систем РКН, входящих в j-й СФБ, $j \in [1, N_{СФБ}]$;

q_{ij} – оценка вероятности возникновения отказа i-й системы РКН на временном отрезке функционирования j-го СФБ.

В действительности временной отрезок функционирования i-й системы РКН может превышать по длительности временной отрезок функционирования j-го СФБ, в который эта система входит. В связи с этим возникает необходимость определения вероятности возникновения отказа i-й системы на временном отрезке функционирования j-го СФБ. Для этого можно воспользоваться известным соотношением, определяющим зависимость вероятности возникновения отказа системы от времени её функционирования (*Волков Л.И., Шишкевич А.М.*, 1975)

$$q(t) = \lambda t \exp(-\lambda t), \qquad (2)$$

где λ – параметр распределения Пуассона, характеризующий интенсивность отказов.

Тогда оценка вероятности возникновения отказа i-й системы на временном отрезке $[t_{0j}, t_{1j}]$ функционирования j-го СФБ может быть представлена в следующем виде:

$$q_{ij} = \lambda_i [t_{1j} \exp(-\lambda_i t_{1j}) - t_{0j} \exp(-\lambda_i t_{0j})].$$

Уравнение (2) относится к классу трансцендентных уравнений, поэтому его разрешение относительно параметра λ возможно только численным методом. Для полного временного отрезка функционирования i-й системы можно использовать следующее рекуррентное правило определения параметра λ (*Баллистическая ракета на твердом топливе*, 1972):

$$\lambda_{i(k)} = \lambda_{i(k-1)} + \frac{q_i(n_i) - \lambda_{i(k-1)} T_i \exp(-\lambda_{i(k-1)} T_i)}{(1 - \lambda_{i(k-1)} T_i) T_i \exp(-\lambda_{i(k-1)} T_i)},$$

где k – порядковый номер итерации;

T_i – полное время функционирования i-й системы;

$q_i(n_i)$ – оценка вероятности отказа i-й системы РКН, полученная по результатам наземных испытаний объёмом n_i.

В качестве начального приближения целесообразно принять

$$\lambda_{i(0)} = \frac{1}{T_i} q_i(n_i),$$

что обеспечивает погрешность оценки $\Delta\lambda_i < 10^{-9}$ уже на третьей итерации (*Баллистическая ракета на твердом топливе*, 1972).

Оценка вероятности отказа i-й системы РКН может быть получена по результатам наземной отработки с использованием следующих известных соотношений:

$$q_i(n_i) = \begin{cases} 1/2(n_i + 2), & \text{если } d_i = 0; \\ d_i / n_i, & \text{если } d_i > 0, \end{cases}$$

d_i – количество отказов i-й системы при n_i испытаниях.

Таким образом, оценка вероятности аварийного исхода запуска РКН на участке функционирования j-го СФБ определяется следующим соотношением:

$$q_j = 1 - \prod_{i=1}^{N_j - I_j} (1 - q_{ij}) \prod_{i=1}^{I_j} (1 - \lambda_i [t_{1j} \exp(-\lambda_i t_{1j}) - t_{0j} \exp(-\lambda_i t_{0j})],$$

где I_j – количество систем РКН, являющихся подмножеством множества $\{N_j\}$, продолжительность функционирования которых превышает продолжительность функционирования j-го СФБ, т.е. выходит за границы отрезка $[t_{0j}, t_{1j}]$.

С учётом случайного характера проявления отказов систем РКН, приводящих к аварийным исходам запусков в ходе лётных испытаний, величина стоимостного ущерба в выражении (1) может быть заменена его математическим ожиданием.

При этом, для единичного запуска РКН имеем

$$M\{C_у(\vec{N}, 1)\} = \sum_{j=1}^{N_{СФБ}} q_j(\vec{N})\, C_{уi},$$

а для общего количества лётных испытаний

$$M\{C_у(\vec{N}, L)\} = L \sum_{j=1}^{N_{СФБ}} q_j(\vec{N}, L)\, C_{уi}, \qquad (3)$$

где символ $M\{\ldots\}$ означает математическое ожидание; $C_{уj}$ – стоимостной ущерб в лётном испытании, получаемый при отказе j-го СФБ.

Необходимо отметить, что процесс поиска оптимальных в смысле минимума суммарных стоимостных затрат объёмов наземных испытаний систем РКН предполагает на каждом шаге итерации принятие решения о назначении дополнительных испытаний $\Delta\vec{N}$. Очевидно, что такое решение связано ошибками, заключающимися в назначении дополнительных испытаний, когда в них нет необходимости (ошибка первого рода, вероятность которой обозначим α), и в отказе от проведения дополнительных испытаний, когда это необходимо (ошибка второго рода, вероятность которой обозначим β).

Вероятности этих ошибок в общем случае могут быть определены следующими соотношениями (*Справочник по прикладной статистике*, 1989):

$$\begin{cases} \alpha = \dfrac{1+q}{1+2q}; \\ \beta = \dfrac{2q}{1+2q}, \end{cases} \qquad (4)$$

где q – оценка вероятности испытываемой системы.

Тогда с учётом (4) для j-го СФБ РКН можно записать

$$\alpha_j=\frac{1+q_j}{1+2q_j};\ \beta_j=\frac{2q_j}{1+2q_j},$$

где α_j, β_j, q_j имеют тот же смысл, что и в соотношении (4).

При назначении дополнительных испытаний и оценке суммарных стоимостных затрат на проведение отработки с учётом возможного стоимостного ущерба от аварийного исхода запуска РКН при лётном испытании лицо, планирующее испытания, имеет дело с ситуацией, которая может быть описана игровой матрицей следующего вида (*Математическая энциклопедия*, 1982; *Понтрягин Л.С. и др.*, 1983):

	p	q
α	C_{11}	C_{12}
β	C_{21}	C_{22}

Здесь p, q – вероятность безотказной работы и вероятность отказа системы, соответственно;

$C_{11}=C_{но}(\Delta\vec{N})$; $C_{12}=C_{но}(\Delta\vec{N})+C_у$; $C_{21}=0$; $C_{22}=C_у$;

$C_{но}(\Delta\vec{N})$ – дополнительные затраты на наземную отработку объёмом $\Delta\vec{N}$, включая стоимость изготовления объектов испытаний;

$C_у$ – ущерб в стоимостном выражении.

С использованием данной игровой матрицы можно получить следующее выражение для математического ожидания стоимостных затрат, связанных с назначением дополнительных наземных испытаний систем РКН и возможным стоимостным ущербом при аварийном исходе запуска:

$$\begin{aligned}M\{C\}&=p\alpha C_{11}+q\alpha C_{12}+p\beta C_{21}+q\beta C_{22}=p\alpha C_{но}(\Delta\vec{N})+\\&+q\alpha(C_{но}(\Delta\vec{N})+C_у)+q\beta C_у=(1-q)\alpha C_{но}(\Delta\vec{N})+\\&+q\alpha(C_{но}(\Delta\vec{N})+q\alpha C_у+q\beta C_у)=\alpha C_{но}(\Delta\vec{N})+(\alpha+\beta)qC_у.\end{aligned}\qquad(5)$$

С учётом (3) и (5) математическое ожидание суммарных стоимостных затрат, определяемых выражением (1), можно записать в следующем виде:

$$\begin{aligned}M\{C_\Sigma(\vec{N},L)\}&=\sum_{i=1}^{K}(n_i+d_i\Delta n_i)\,C_i+\sum_{l=1}^{L}C_{лиl}+\\&+L\sum_{j=1}^{N_{СФБ}}(\alpha_j+\beta_j)\,q_jC_{уj},\end{aligned}\qquad(6)$$

где Δn_i – компоненты вектора $\Delta\vec{N}$, $i\in[1, K]$.

Полученная математическая модель суммарных стоимостных затрат (5) может быть использована при определении оптимальных объёмов наземных испытаний систем РКН, необходимых для перехода к её лётным испытаниям, минимизирующих эти затраты, что формально можно записать в следующем виде:

$$M\{C_\Sigma(\vec{N},L)\}\xrightarrow[\vec{N}\{n_i\}]{}\min\qquad(7)$$

при ограничении $P_\Sigma\geq P_{Т.З.}$,

где $P_{Т.З.}$ – требуемое значение вероятности безаварийного исхода при запуске РКН.

Задача поиска оптимальных в смысле минимума стоимостных затрат объёмов наземных испытаний систем РКН с использованием математической модели (6) и критерия оптимизации (7) относится к классу задач целочисленного программирования, для решения которых применяются методы последовательных приближений (итераций).

В данном случае метод решения задачи (7) предусматривает увеличение на каждом шаге количества испытаний одной из систем на единицу. При этом из всей совокупности систем на каждом шаге решения задачи выбирается та, увеличение количества испытаний которой на единицу приводит к максимальному снижению $M\{C_\Sigma\}$. По полученным таким образом расчётным данным строятся зависимости n_i, $P_i=(1-q_i)$, $C_{но}$, $C_у$, P_Σ, $M\{C_\Sigma\}$ от номера шага процедуры поиска оптимальных последовательности и объёмов испытаний систем и определяются искомые объёмы испытаний.

Критериальным показателем того, что полученные объёмы наземных испытаний систем РКН являются оптимальными в смысле критерия оптимизации (7) является тот факт, что дальнейшее их увеличение существенно не влияет на приращение вероятности P_Σ и снижение $C_у$ в единичном лётном испытании, но приводит к росту суммарных стоимостных затрат $M\{C_\Sigma\}$. Это свидетельствует о достаточности объёмов наземных испытаний систем РКН для прихода к этапу лётных испытаний.

список литературы

Баллистическая ракета на твердом топливе / Под ред. А.М. Синюкова. М.: Воениздат, 1972. 512 с.

Волков Л.И. Управление эксплуатацией летательных комплексов. М.: Высшая школа, 1987. 368 с.

Волков Л.И., Шишкевич А.М. Надежность летательных аппаратов. М.: Высшая школа, 1975. 296 с.

Математическая энциклопедия / Под ред. И.М. Виноградова. М.: Наука, 1982. Т. 5. 1052 с.

Надежность и эффективность в технике: справочник в 10 т. Т. 6. Экспериментальная отработка и испытания / Под ред. Р.С. Судакова, О.И. Тескина. М.: Машиностроение, 1989. 376 с.

Понтрягин Л.С., Болтянский В.Г., Гамкрелидзе Р.В., Мищенко Е.Ф. Математическая теория оптимальных процессов. М.: Наука, 1983. 93 с.

Проектирование и испытания баллистических ракет / Под ред. В.И. Варфоломеева, М.И. Копытова. М.: Воениздат, 1970. 392 с.

Справочник по прикладной статистике: пер. с англ. В 2 т. / Под ред. Э. Ллойда, У. Ледермана. Ю.Н. Тюрина. М.: Финансы и статистика, 1989. Т. 1. 510 с.

Шевченко С.Н. Метод обоснования объёмов экспериментальной отработки и количества запусков по программе выведения полезной нагрузки в космическое пространство при переоборудовании межконтинентальных баллистических ракет в ракеты космического назначения // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 1. С. 51-54.

Статья поступила в редакцию 03.09.2018 г.
Статья после доработки 03.09.2018 г.
Статья принята к публикации 03.09.2018 г.

УДК 629.78.015.087:523.3

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА МЯГКОЙ ПОСАДКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ЛУННУЮ ПОВЕРХНОСТЬ. РАЗРАБОТКА СРЕДСТВ И МЕТОДИК ИСПЫТАНИЙ В НАЗЕМНЫХ УСЛОВИЯХ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ДИНАМИЧЕСКИ ПОДОБНОЙ МОДЕЛИ КА

MODELING THE PROCESS OF SOFT LANDING OF THE SPACECRAFT ON THE LUNAR SURFACE. THE DEVELOPMENT OF INSTRUMENTS AND TEST PROCEDURES IN THE GROUND CONDITIONS WITH A DYNAMICALLY SIMILAR MODEL SC

А.В. Артемьев[1],
arav@laspace.ru;
A.V. Artemev

А.И. Быков[1],
bykovartem1994@yandex.ru;
A.I. Bykov

Е.В. Рыков[1],
rik@laspace.ru;
E.V. Rykov

Н.А. Маркачев[2],
кандидат технических наук,
markachev@laspace.ru;
N.A. Markachev

В статье на основе исходных данных динамики движения космического аппарата (КА) при посадке на поверхность Луны представлены результаты моделирования мягкой посадки, а также результаты применения различных методик и средств при имитации процесса прилунения КА «ЛУНА-ГЛОБ» на динамически подобной модели.

Ключевые слова:
стенд отработки мягкой посадки на Луну; динамически подобная модель посадочного аппарата; механическая конструкция стенда; система управления стендом; результаты отработки математической модели посадочного аппарата.

The article based on the initial data of the spacecraft dynamics landing on the Moon's surface, the results of a soft landing simulation are presented, as well as the results of applying various techniques and tools to simulate the process of moon landing of the LUNA-GLOB satellite on a dynamically similar model.

Key words:
stand of soft landing on the Moon; dynamically similar model of landing gear; mechanical design of the stand; control system of the stand; results of testing the mathematical model of the landing gear.

введение

НПО имени С.А. Лавочкина является пионером по исследованию Луны и обладает большим опытом по созданию космических аппаратов (*Казмерчук П.В. и др.*, 2016; *Khartov V.V., Dolgopolov V.P.*, 2011). В настоящее время одним из основных направлений работ АО «НПО Лавочкина» является проект «ЛУНА-ГЛОБ» («ЛУНА-25»). Данный проект нацелен на выполнение важной научной и практической задачи исследование физико-механических свойств лунного грунта в полярных областях (*Слюта Е.Н.*, 2014), а также на отработку технологии мягкой посадки.

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

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

Посадка будет производиться в один из трёх районов Южного полюса со следующими селенографическими координатами (таблица 1) (*Слюта Е.Н.*, 2014).

таблица 1 – Координаты посадки в районе Южного полюса Луны

район	широта	долгота
юг 1	76,80° ю.ш.	26,50° в.д.
юг 2	73,30° ю.ш.	43,90° в.д.
юг 3	72,90° ю.ш.	41,30° в.д.

Выбор конкретного района осуществляется на этапе разработки схемы полёта, и в соответствии с этим планируются стратегия и программа работы на орбитах искусственных спутников Луны (*Слюта Е.Н.*, 2014).

При посадке в околополярной зоне КА наклон поверхности Луны будет находиться в пределах от –20° до 20°. Когда угол наклона поверхности отличен от нуля, вектор скорости при посадке КА имеет вертикальную и горизонтальную составляющие.

На основе исходных данных динамики движения КА построена математическая модель посадки на поверхность Луны. Для верификации данной модели должны быть проведены наземные испытания на динамически подобной модели. Для отработки данного способа посадки в комплексной программе экспериментальной отработки была запланирована разработка стенда для проведения испытаний, подтверждающих результаты математического моделирования (таблица 2).

таблица 2 – Результаты математического моделирования

№ сброса	$V_в$, м/с	$V_г$, м/с	Q, градус	сброс на склон, под склон	α, градус	грунт
1	7,35	0	0	–	0	бетон
2	7,35	2,45	+7,0	на склон	+10	грунт-аналог
3	7,35	2,45	–7,0	под склон	–20	грунт-аналог
4	2,45	2,45	–7,0	под склон	–20	грунт-аналог
5	7,35	2,45	+7,0	на склон	+10	грунт-аналог
6	7,35	2,45	–7,0	под склон	–15	грунт-аналог

где $V_в$, $V_г$ – вертикальная и горизонтальная скорости в момент первого касания опорой макета грунта; Q – угол между продольной осью X изделия и вертикалью в момент первого касания опорой макета грунта; α – угол наклона поверхности грунта.

Целью работы является разработка стенда и методик для отработки мягкой посадки на динамически подобной модели (рисунок 1) в механической и электрической части.

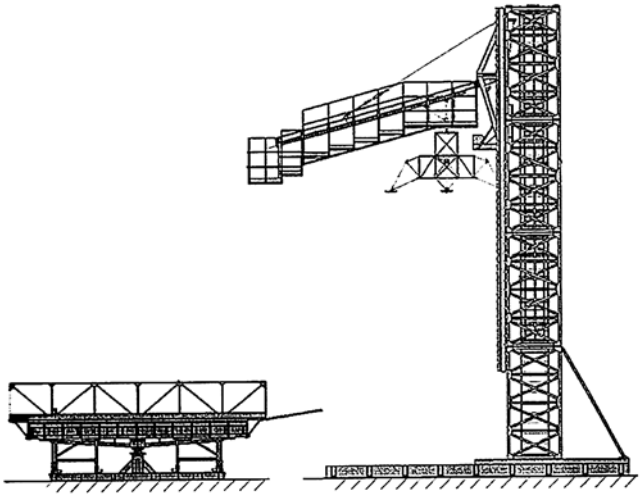


рисунок 1. Стенд для отработки мягкой посадки на динамически подобной модели

К основным задачам относятся:

- разработка механической части стенда, которая обеспечит строго заданную траекторию движения модели КА с момента начала эксперимента до приземления на грунт-аналог;
- разработка системы управления сброса макета КА, обеспечивающей соблюдение временных параметров математической модели и быстродействие отстыковки модели КА от стрелы стенда;
- унификация конструкции стенда для проведения верификации математической модели при изменении исходных данных;
- обеспечение соответствия земного гравитационного воздействия на модель КА и лунного гравитационного воздействия на штатный аппарат;
- обеспечение минимальных влияний вибраций в момент отстыковки динамически подобной модели на траекторию и скоростные параметры.

1. Конструкция стенда для отработки мягкой посадки на динамически подобной модели

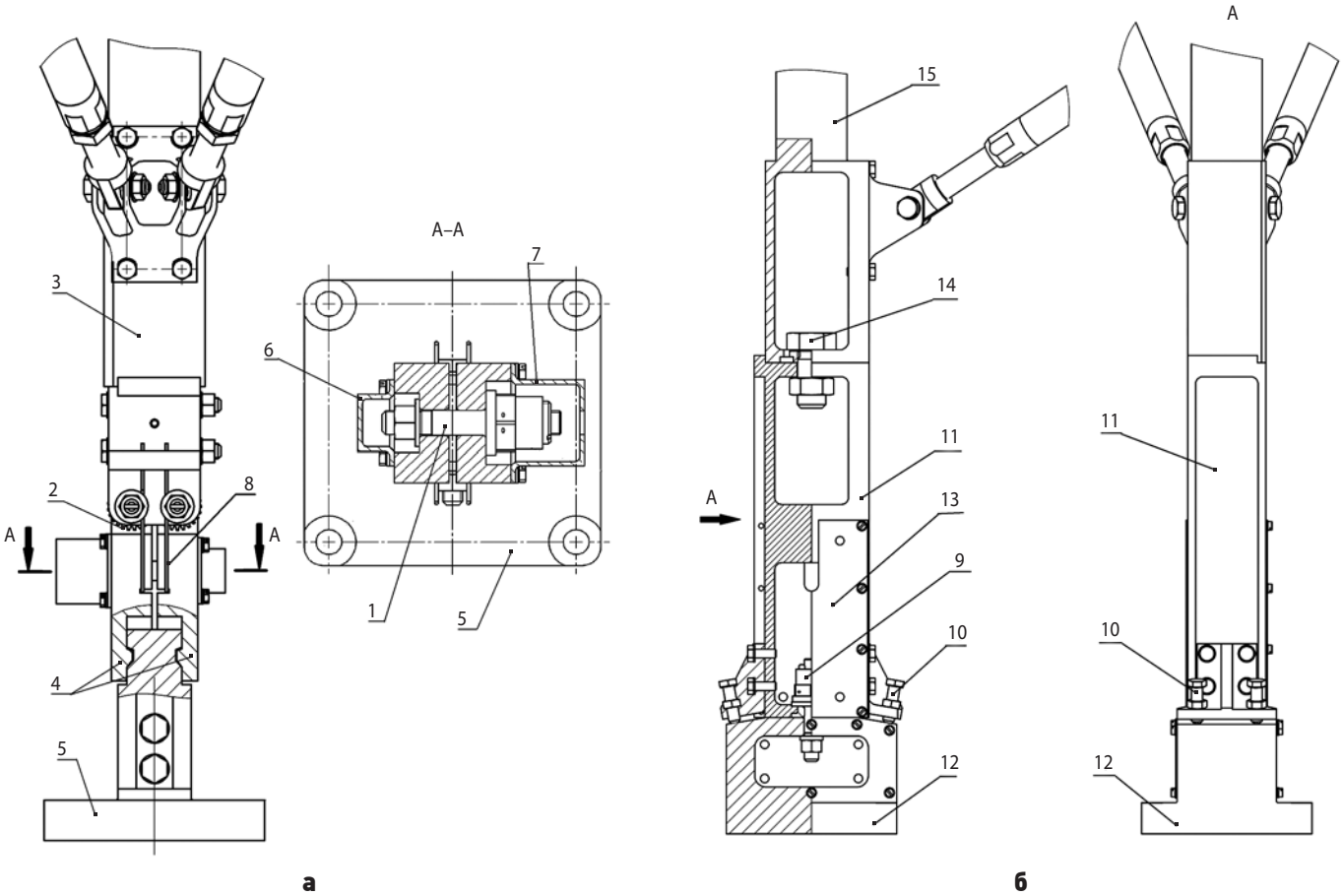
Стратегия экспериментальной отработки основывается преимущественно на наземной отработке систем и частей КА при максимально полной имитации (в пределах возможностей имитационных средств) штатных условий эксплуатации аппарата. Считается целесообразным, что всё, что можно, должно проверяться в наземных условиях. С середины 60-х годов в НПО имени С.А. Лавочкина ведётся разработка и эксплуатация бросковых стендов в качестве испытательного оборудования (*Афанасьев В.А. и др.*, 1994). На базе бросковых стендов проводились испытания по таким тематикам, как «ЛУНА-9, -13», «МАРС-3, -6, -7», «ВЕНЕРА-9, -10», «ФОБОС-1, -2» и многим другим. Ещё одним примером такого подхода

к экспериментальной отработке может служить отработка КА «АПОЛЛОН», при создании которого значительная, если не бóльшая часть, ассигнований на реализацию программы высадки на Луну была направлена на создание наземной экспериментальной базы. Стендовое оборудование представляло собой наклонную стену, к которой с помощью троса крепился макет КА. За счёт наклона стены имитировалось гравитационное воздействие на макет КА. В результате около 68% всех конструктивных недостатков было обнаружено при исследовательских испытаниях, 30% конструктивных недостатков выявили контрольно-технологические (приёмочные) испытания и лишь 2,5% недостатков – предстартовые и лётные испытания (*Макаров В.П., Маркачев Н.А и др.*, 2013).

Для отработки динамики посадки в условиях земного притяжения масса посадочного аппарата уменьшена в шесть раз по сравнению со штатным, при этом габариты и моменты инерции соответствуют штатному.

Для обеспечения заданной траектории и скорости при посадке на грунт-аналог была разработана конструкция броскового стенда, представляющая собой двухсекционную мачту, к которой крепится наклонная балка. Динамически подобная модель КА крепится к разгонной каретке, установленной на наклонной балке, с помощью узла подвески, в состав которой входит пирозамок. Пирозамок служит для отстыковки модели КА от наклонной балки при достижении необходимой скорости движения при испытании.

Рассмотрим более подробно конструкцию узла подвески макета КА к разгонной каретке. Узел состоит из разрывного болта, штанги и сферического шарнирного узла. В ходе испытаний отрабатывались два варианта устройства отделения макета. Первый вариант – с горизонтальным расположением разрывного болта (рисунок 2а). Хвостовик, жёстко закреплённый на макете, обхватывался двумя подпружиненными кронштейнами с механизмом синхронизации. После срабатывания разрывного болта кронштейны



1, **9** – пироболт; **2** – шестерни механизма раскрытия; **3**, **15** – кронштейн крепления к каретке;
4 – губки механизма раскрытия; **5** – кронштейн крепления к макету КА (с хвостовиком);
6, **7** – заглушки разрывного болта; **8** – пружина раскрытия губок механизма раскрытия; **10** – упоры;
11 – промежуточный кронштейн крепления; **12** – кронштейн крепления к макету КА (без хвостовика);
13 – крышка пироболта; **14** – соединительный болт.

рисунок 2. Устройство отделения макета: с горизонтальным расположением разрывного болта (**а**); с вертикальным расположением разрывного болта (**б**)

с механизмом синхронизации под действием пружины высвобождали хвостовик макета. Данная конструкция продемонстрировала нестабильность работы. С началом движения возникали колебания макета из-за люфтов в механизме фиксации, которые в сумме с ударным воздействием при подрыве пиропатрона приводили к подклиниванию шестерён хвостовика в охватывающих кронштейнах механизма синхронизации. Усилие пружины в кронштейнах устройства отделения в таком случае не обеспечивало высвобождения хвостовика макета. Эксперименты с профилем хвостовика (круглым и прямоугольным) не привели к повышению стабильности работы узла отделения. В связи с этим был предложен второй вариант конструкции – с вертикальным расположением разрывного болта. В данной конструкции макет крепился к штанге устройства отделения непосредственно через разрывной болт, установленный во фланцевом соединении (рисунок 2б). Данный вариант соединения исключает заклинивание, имеет большую жёсткость и позволяет исключить люфты и колебания за счёт предварительного распора конструкции упорами (рисунок 2б, позиция 10), что подтвердилось высокой стабильностью работы в ходе экспериментальной отработки.

Для определения момента сброса макета было необходимо разработать систему управления, позволяющую произвести подрыв пирозамка при достижении скорости движения, заданной режимом испытания.

2. Система управления сбросом и оценки скорости движения макета КА

Для управления работой стенда, измерения исследуемых параметров и обеспечения быстродействия отстыковки макета КА требуется разработка сложной системы автоматического управления. Использование современных достижений микроконтроллерной техники и электроники позволило создать систему качественной оценки необходимых параметров. Также реализована система резервирования, включающая в себя концевые и оптические щелевые датчики, позволяющие произвести сброс при отказе работы основной системы. Структурная электрическая схема данной системы представлена на рисунке 3. В состав системы входят: набор датчиков для оценки скорости движения макета, пирозамок для отстыковки макета от каретки, коммутационный блок, отвечающий

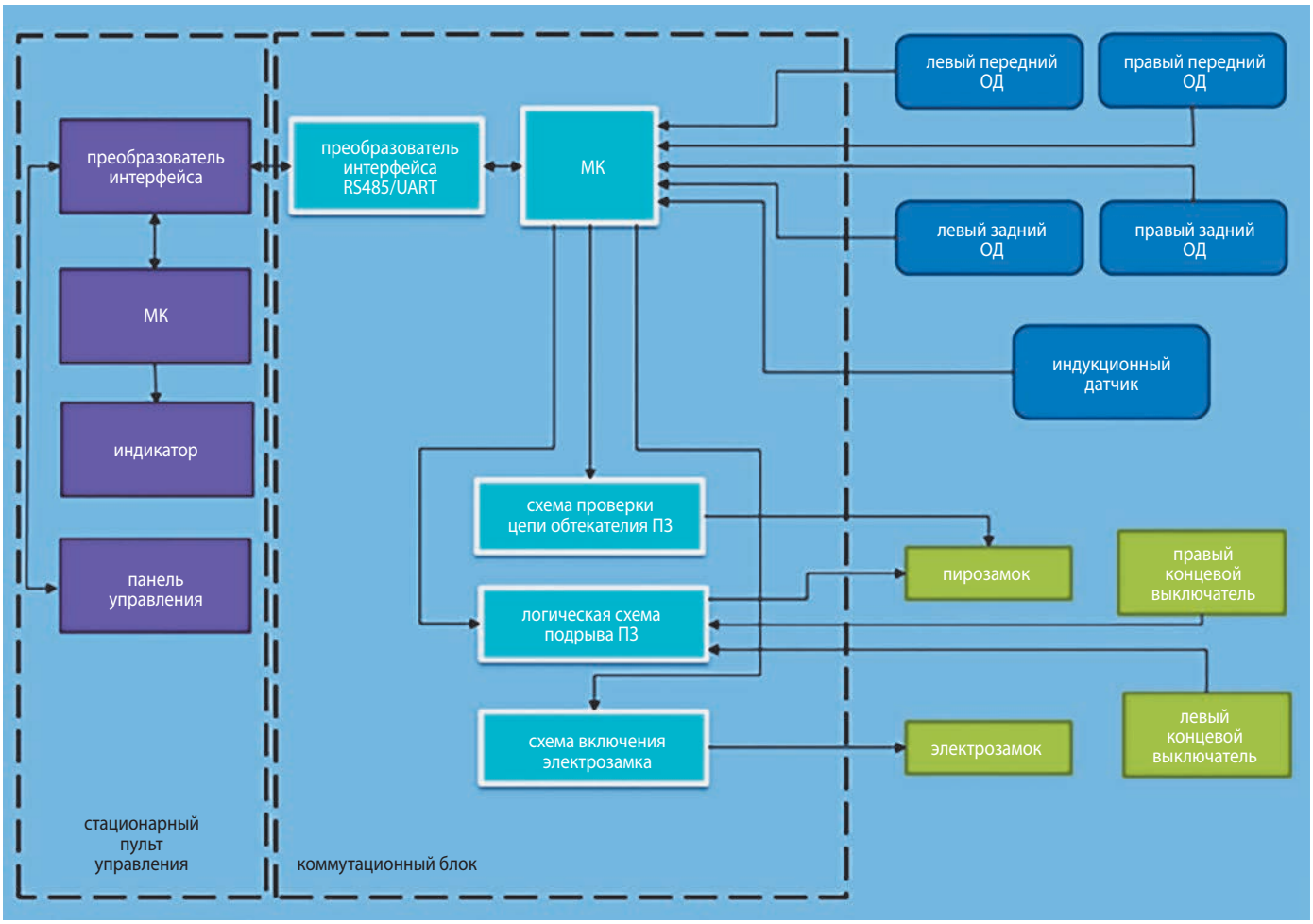


рисунок 3. Структурная электрическая схема

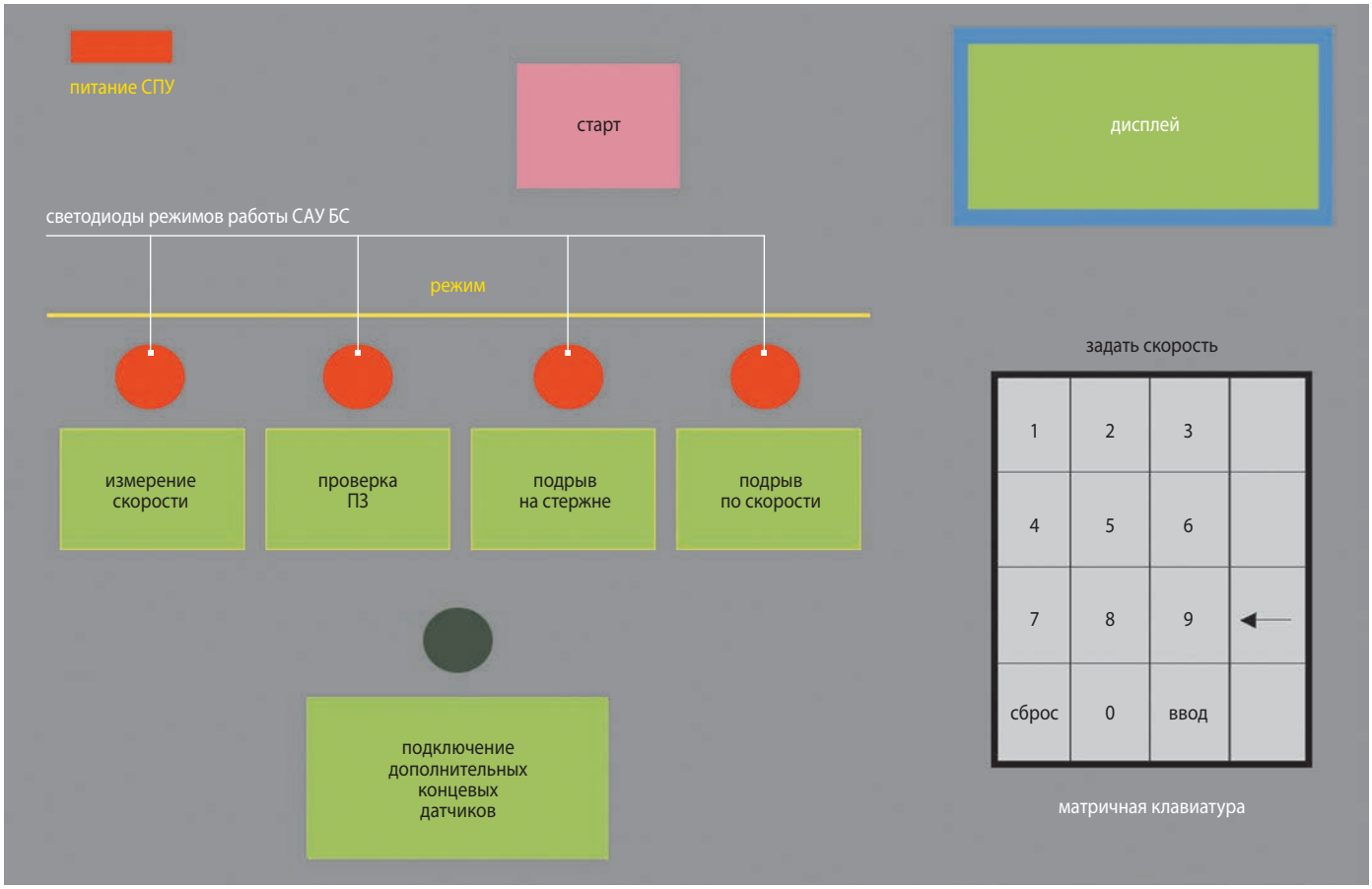


рисунок 4. Стационарный пульт управления

за работу стенда согласно заданному режиму, а также стационарный пульт (рисунок 4) для управления работой стенда оператором.

В ходе разработки электронной составляющей стенда для решения поставленных задач рассматривалась возможность применения следующих датчиков: лазерные дальномеры, оптические и индукционные, предлагалось также использование специализированных видеокамер.

Ввиду малого расстояния до объекта (приблизительно 5 м) и наличия вибраций при движении стенда, при использовании лазерных дальномеров возникает необходимость использования специальной оптики, что, в свою очередь, многократно увеличивает стоимость изделия.

Оценка скорости с помощью специализированных видеокамер связана с использованием сложных математических операций при обработке

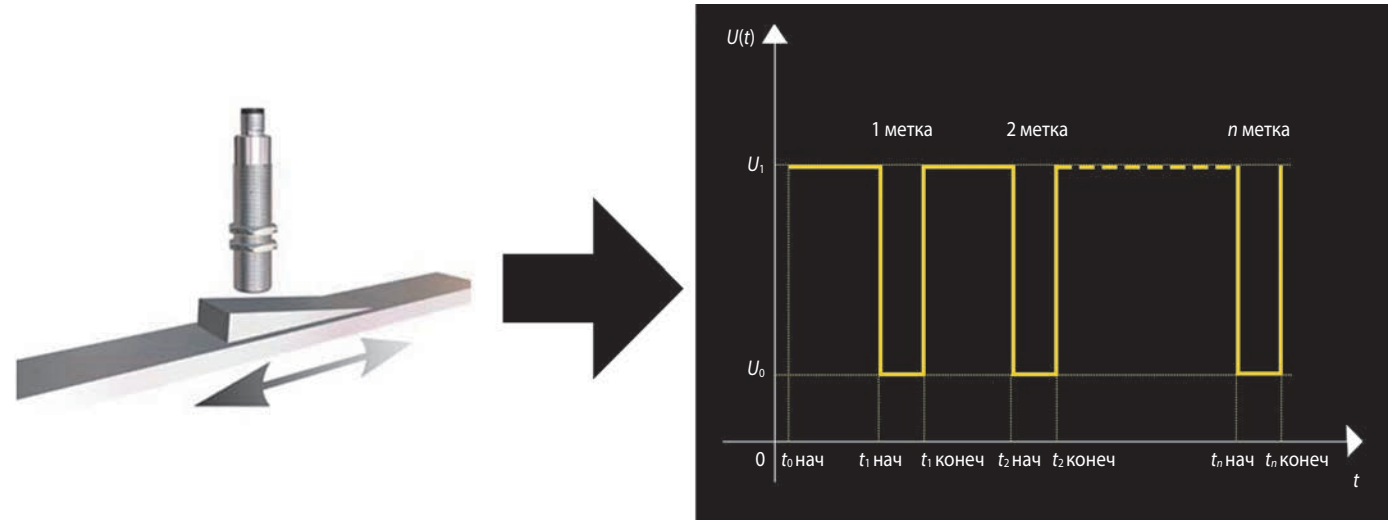


рисунок 5. Изменение напряжения на информационной шине при прохождении датчиком метки

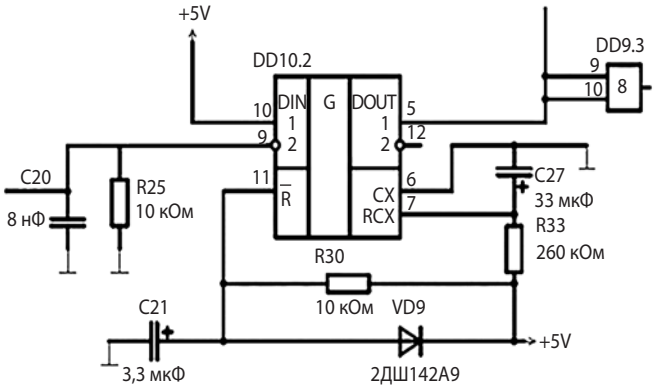


рисунок 6. Ждущий мультивибратор

изображений, что требует значительных вычислительных мощностей, поэтому, применение данного инструмента для решения поставленных задач нецелесообразно.

Применение оптических датчиков возможно для оценки скорости, но зависимость работы этого типа датчиков от внешней освещенности может повлиять на точность срабатывания. Было принято решение использовать оптические датчики в качестве резервного оборудования. В состав резервного оборудования входят также концевые датчики, отвечающие за сигнал сброса при достижении макетом конца балки или демпфера аварийной остановки.

В результате проведённого анализа основная схема системы оценки скорости реализована на базе индукционных датчиков ISB-BS-2A-31N-5-L фирмы НПК «ТЕКО».

Оценка скорости движения реализуется за счёт прохождения индукционным датчиком металлических меток, расположенных на наклонной балке с шагом 4 мм.

В момент прохождения датчика рядом с металлической меткой микроконтроллерная система регистрирует изменение напряжения на информационной шине (рисунок 5). Этот сигнал позволяет контроллеру коммутационного блока определить временные интервалы, необходимые для оценки мгновенной скорости движения макета, и момент формирования сигнала подрыва пиропатрона.

Коммутационный блок реализован на базе микроконтроллера 1887ВЕ7Т (*Аминев Д.А., Охломенко И.В. и др.*, 2016). Функционала данного контроллера достаточно для обработки данных от пульта управления, обмена данными со стационарным ПК, обработки данных от датчиков и управления логической схемой подрыва пирозамка.

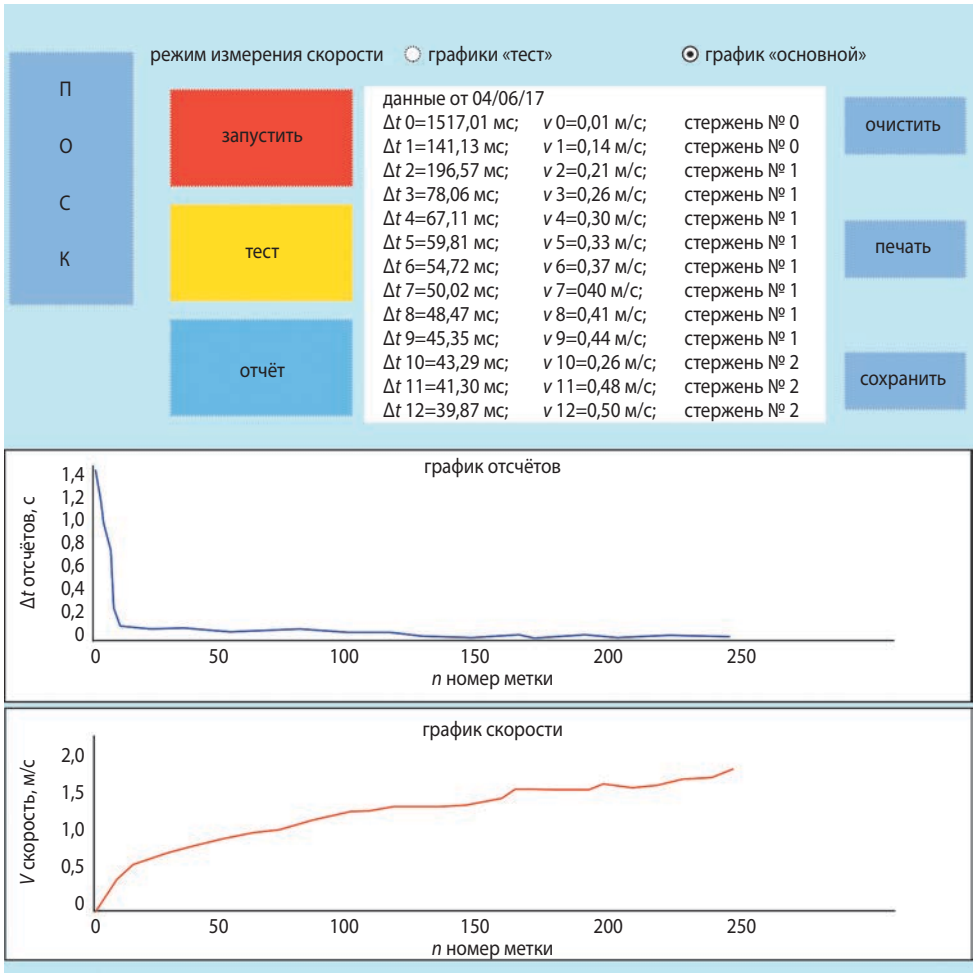
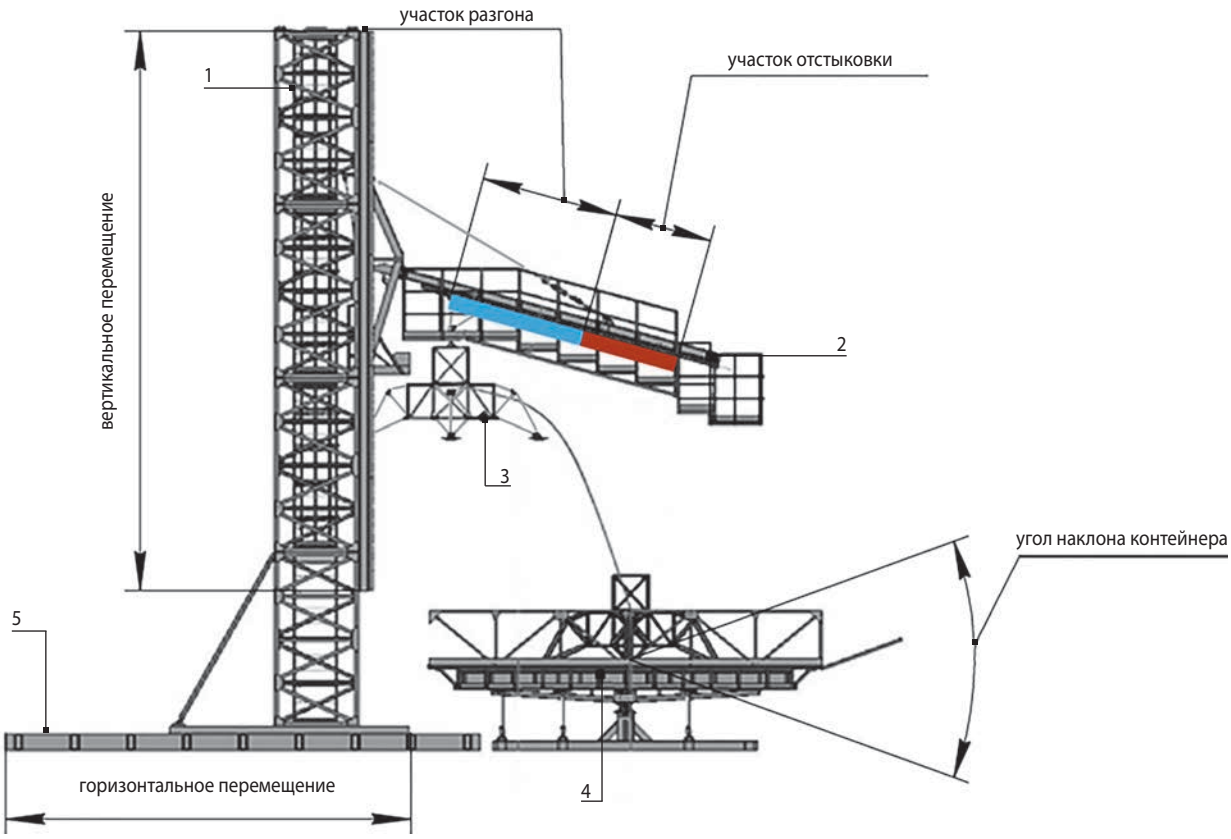


рисунок 7. Интерфейс программы «ПОСК»



1 – двухсекционная мачта; **2** – наклонная балка; **3** – динамически подобная модель КА;
4 – контейнер с грунтом-аналогом; **5** – подвижная платформа.

рисунок 8. Схема испытаний

Логическая схема подрыва начинает работу при наличии сигнала от микроконтроллера. В её состав входит логическая схема, предотвращающая реакцию системы на явление дребезга контактов.

Сигналы от индукционных датчиков идут непосредственно на контроллер, этот же сигнал подаётся и на ждущий мультивибратор, который предотвращает подрыв по концевым датчикам при отсутствии движения каретки (рисунок 6).

Данные о временных интервалах прохождения меток передаются на ПК микроконтроллерной системой посредством интерфейса RS-485. И затем обрабатываются специализированным программным обеспечением «ПОСК». Данное ПО позволяет производить расчёт мгновенных скоростей при прохождении каждой метки согласно формуле, а также построить графики временных отчётов и изменения скорости движения макетов (рисунок 7):

таблица 3 – Результаты испытаний динамически подобной модели

№ сброса	$V_в$, м/с	$V_г$, м/с	Q, градус	сброс на склон, под склон	α, градус	грунт	результат
1	7,35	0	0	–	0	бетон	теоретические данные подтверждены
2	7,35	2,45	+7,0	на склон	+10	грунт-аналог	теоретические данные не подтверждены
2 (повторный)	7,35	2,45	+7,0	на склон	+10	грунт-аналог	теоретические данные подтверждены
3	7,35	2,45	–7,0	под склон	–20	грунт-аналог	теоретические данные подтверждены
4	2,45	2,45	–7,0	под склон	–20	грунт-аналог	теоретические данные подтверждены
5	7,35	2,45	+7,0	на склон	+10	грунт-аналог	теоретические данные подтверждены
6	7,35	2,45	–7,0	под склон	–15	грунт-аналог	теоретические данные подтверждены

$$V_i = \frac{\Delta l_i}{\Delta t_i},$$

где V_i – мгновенная скорость при прохождения i-й метки; Δl_i – расстояние между метками (при испытаниях Δl_i=0,04 м); Δt_i – приращение времени при прохождении каждой метки.

Опрос индукционных датчиков производится с частотой 8 МГц, следовательно, точность измерения приращения времени составляет 10^{-8} с. Данная точность измерения позволяет произвести измерение скорости с точностью ±2% от номинального значения.

4. Результаты проведения испытаний

Испытания проводились на стендовом оборудовании, представленном на рисунке 8.

На первом этапе проведения испытаний контейнер наполняется грунтом-аналогом и устанавливается под заданным углом наклона. Далее двухсекционную мачту, установленную на подвижную платформу, перемещают в крайнее положение в направлении от контейнера. Для предотвращения перемещения подвижной платформы в момент отстыковки макета КА устанавливаются тормозные упоры. Следующим этапом является установка наклонной балки в нижнее положение. После этого к каретке, отвечающей за перемещение вдоль балки, с помощью узла подвески с пирозамком присоединяется макет КА. Далее производится установка угла наклона балки согласно программе испытаний. Для предотвращения внештатных ситуаций в момент испытания производится проверка системы тормозов каретки, а также проверка сопротивления пирозамка, после чего с помощью крана наклонная балка с макетом КА устанавливается на расчётную высоту. Контроль высоты, на которой находится макет КА, производится с помощью лазерного дальномера Leica DISTO S910. Затем конструкция, расположенная на подвижной платформе, перемещается к контейнеру с грунтом-аналогом, чтобы зона сброса была в области, заданной программой испытаний. На пульте управления выбирается заданный режим сброса и даётся команда на сброс. Дальше, в зависимости от заданного режима, происходит сброс макета КА по достижении скорости или по достижении концевых датчиков. Результаты испытаний представлены в таблице 3.

При анализе неудачного второго сброса макета КА выявлено, что разрывной болт сработал штатно в заданной точке, а отделение макета произошло с запаздыванием по причине позднего срабатывания механизма фиксации.

Анализ конструкторской документации показал, что вероятными причинами позднего срабатывания механизма фиксации являются:

- перекос шестерён в зубчатой передаче механизма, возникающий из-за люфтов в процессе многократной эксплуатации;
- заклинивание квадратного кронштейна (хвостовика) в сегментах узла подвески при раскачивании имитатора макета в процессе движения.

После доработки узла подвески был произведён повторный сброс макета согласно программе испытаний и получен результат, подтверждающий теоретические данные. В ходе испытаний подтверждена работоспособность стенда, а также возможность отработки заданных параметров.

выводы

1. Разработанный стенд прошёл весь перечень испытаний на базе АО «НПО Лавочкина».
2. В результате проведения серии испытаний с использованием данного стенда математическая модель посадки КА прошла успешную верификацию.
3. В настоящее время по результатам испытаний стенд рекомендован для отработки посадки КА по темам «ЛУНА-25» и «ЭКЗОМАРС 2020».

список литературы

Аминев Д.А., Охломенко И.В., Никитенко М.В., Сачкова Н.А. и др. Исследование возможности импортозамещения микроконтроллеров семейства SAM D20 компании ATMEL отечественными аналогами // Системы управления, связи и безопасности. 2016. № 1. С. 310-327.

Афанасьев В.А., Барсуков В.С., Гофин М.Я., Захаров Ю.В. и др. / Под ред. Н.В. Холодкова // Экспериментальная отработка космических летательных аппаратов. М.: Изд-во МАИ, 1994. 412 с.

Казмерчук П.В., Мартынов М.Б., Москатиньев И.В., Сысоев В.К. и др. Космический аппарат «ЛУНА-25» – основа новых исследований Луны // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 4. С. 9-19.

Макаров В.П., Маркачев Н.А., Захаров Ю.В., Гришин С.А. и др. Создание и совершенствование стенда бросковых испытаний автоматических космических аппаратов // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 1. С. 56-62.

Слюта Е.Н. Физико-механические свойства лунного грунта // Астрономический вестник. Исследования Солнечной системы. 2014. № 5. С. 358-382.

Khartov V.V., Dolgopolov V.P. New Russian Lunar Unmanned Space Complexes // Solar System Research. 2011. Vol. 45, № 7. P. 690-696.

Статья поступила в редакцию 24.10.2018 г.
Статья после доработки 29.11.2018 г.
Статья принята к публикации 29.11.2018 г.

УДК 621.396.67

УГЛОМЕСТНАЯ И АЗИМУТАЛЬНАЯ НЕОДНОЗНАЧНОСТИ СИГНАЛА, ПРИНИМАЕМОГО АППАРАТУРОЙ КОСМИЧЕСКОГО РАДИОЛОКАТОРА С СИНТЕЗИРОВАННОЙ АПЕРТУРОЙ

ELEVATION AND AZIMUTHAL AMBIGUITY OF THE SIGNAL RECEIVED BY COSMIC SPACE SYNTHETIC APERTURE RADAR

А.С. Петров[1],
профессор, доктор технических наук,
as-petr@yandex.ru;
A.S. Petrov

А.А. Прилуцкий[1],
доктор физико-математических наук,
niidar2011@yandex.ru;
A.A. Prilutskiy

А.С. Волченков[1],
leftbox12@mail.ru;
A.S. Volchenkov

Получены выражения для расчёта угловых положений кратных полос захвата земной поверхности диаграммой направленности космических радиолокаторов с синтезированной апертурой (РСА) в дальномерной и азимутальной плоскостях. Сделана оценка отношения мощности, принимаемой аппаратурой РСА космического базирования из кратных полос захвата, к мощности полезного сигнала. Даны рекомендации по уменьшению значения этого отношения.

Ключевые слова:
радиолокатор с синтезированной апертурой; кратные полосы захвата.

Calculation relations for angular positions of the synthetic aperture radar Earth surface ambiguity swaths at elevation and azimuth planes were derived. The estimation of the ambiguity-to-signal power ratio was carried out. Recommendations on minimization of this ratio was proposed.

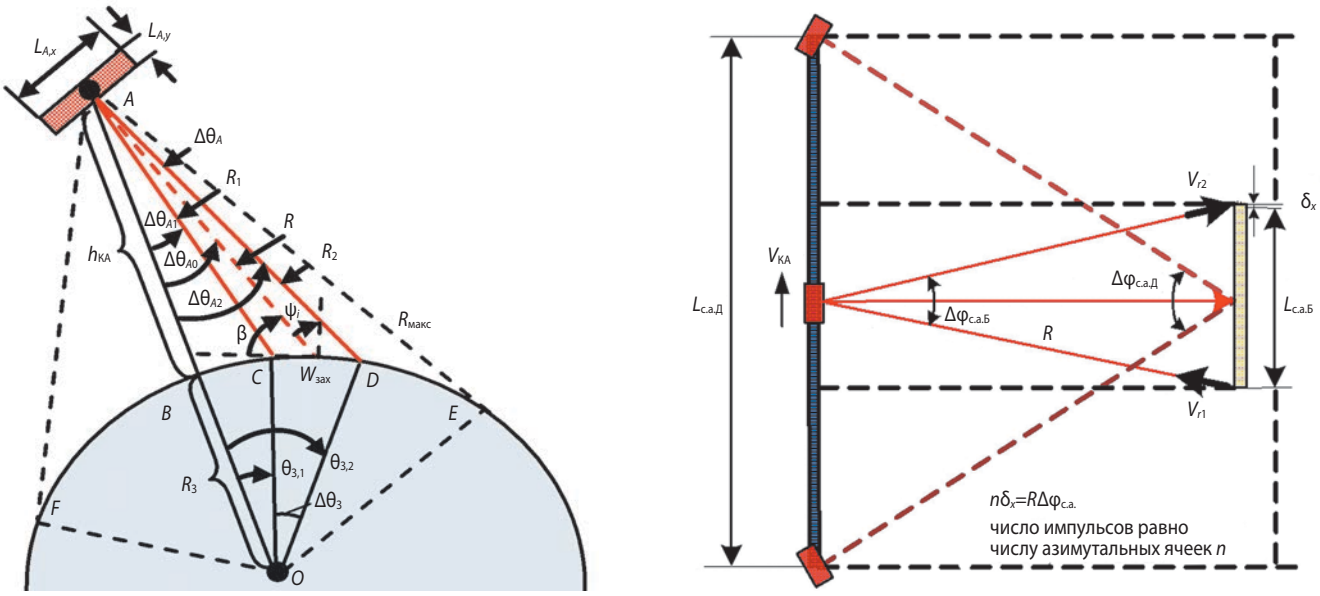
Keywords:
synthetic aperture radar; ambiguity-to-signal power ratio.

введение

При работе радиолокатора с синтезированной апертурой земную поверхность в области заданной полосы захвата (ЗПЗ) $W_{зах}$ освещает угловая часть главного лепестка диаграммы направленности (ДН) его антенны, измеряемая по половинному уровню коэффициента усиления, рисунок 1 (*Петров А.С., Прилуцкий А.А*, 2017; *Назаров А.Е.*, 2018; *Петров А.С. и др.*, 2018; *Волченков А.С. и др.*, 2018). Разумеется, сигнал передатчика излучается и из оставшейся части главного лепестка, а также из боковых лепестков ДН. Он достигает земной поверхности, отражается от неё наравне с полезным сигналом (отражённым от ЗПЗ) и также попадает на вход антенны, накладываясь на него. ЗПЗ на рисунке 1 соответствует дуга *CD*, а общей поверхности засветки (ОПЗ) – дуга *FE*, очевидно, имеющая заметно больший размер. Сигнал, приходящий к антенне РСА из части ОПЗ, находящейся за пределами ЗПЗ, является паразитным. Его наличие приводит к ухудшению отношения полезного сигнала к шуму. Соответствующую полосу захвата назовём паразитной (ППЗ).

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.



а **б**

а – в вертикальном разрезе; **б** – в продольном разрезе.

рисунок 1. Геометрия засветки поверхности Земли ДН антенны

При работе РСА в непрерывном режиме на вход приёмного устройства поступали бы сигналы, отражённые как от земной поверхности в ЗПЗ, так и в ППЗ. Если РСА работает в импульсном режиме, то его приёмник станет открываться лишь периодически, только на время, равное времени захвата ДН антенны ЗПЗ. В результате зона ППЗ станет занимать не всю видимую с космического аппарата (КА) область земной поверхности, находящуюся вне зоны её засветки частью главного лепестка ДН антенны, ограниченной уровнем 3 дБ, а лишь отдельные дискретные участки, которые назовём кратными полосами захвата (КПЗ).

В работе (*Булыгин М.Л., Внотченко С.Л.*, 2015) предложена методика построения диаграмм слепых дальностей и надирных отражений, а в статьях (*Kim S.Y. et al.*, 2009; *Barbarossa S., Levrini G.*, 1991; *Li F.K.*, *Johnson W.T.K.*, 1983) выявлены угловые области, в которых располагаются КПЗ. Получены также соотношения, позволяющие оценить значение коэффициента, выражающего отношение мощности, поступающей на вход приёмника РСА из КПЗ, к мощности, которая содержится в сигнале, приходящем из ЗПЗ. Этот коэффициент называют коэффициентом отношения мощности неоднозначности к мощности полезного сигнала. Обозначим его через $R_{н/с}$. В указанных статьях оценка проведена в терминах быстрого (дальномерного) времени τ и доплеровского сдвига частот $f_д$.

В статье (*Barbarossa S., Levrini G.*, 1991) получены соотношения, позволяющие выполнять переход от переменных ($\tau, f_д$) к угловым переменным (θ, φ) сферической системы координат (ССК), в которых описывается ДН антенны. Переход к угловым переменным полезен, поскольку в их терминах проводится оптимизация параметров ДН антенны, при которых минимизируется отношение $R_{н/с}$. Детальный анализ влияния доплеровской неоднозначности на функцию импульсного отклика аппаратуры РСА на точечную цель выполнен в работах (*Коваленко А.И.* Метод одномерной…, 2008; *Коваленко А.И.* Анализ эффекта…, 2008).

Наличие сигналов, приходящих из КПЗ, приводит к неоднозначности отсчётов как по дальномерной (временной) τ, так и по азимутальной (доплеровской частотной) $f_д$ переменной. Полезный и паразитный сигналы различаются по двум признакам: во-первых, по времени задержки $\tau=2R/c$, поскольку различаются наклонные дальности R между КА и точками, расположенными в этих полосах; во-вторых, для каждой точки на земной поверхности – доплеровским сдвигом несущей частоты $f_д=2V_{КА}\sin\varphi/\lambda$, поскольку в них различными оказываются радиальные проекции скорости $V_{КА}$ движения КА по орбите относительно земной поверхности. Здесь φ – азимутальный угол; λ – длина волны в вакууме.

Вследствие этих причин появляется возможность введения в алгоритмы обработки информации процедур, позволяющих в значительной мере ослабить влияние паразитных сигналов (*Stein U., Younisi M.*, 2003; *Moreira A.*, 1993; *Di MartinoG. et al.*, 2014). Несмотря на наличие этих алгоритмов, при проектировании антенны РСА, используя методы синтеза оптимальной ДН, необходимо достигать максимально возможного снижения уровней боковых лепестков ДН на угловых направлениях, соответствующих об-

ластям КПЗ. Так, в монографии (*Груздов В.В. и др.*, 2018) предложен итерационный метод оптимального выбора параметров РСА, позволяющих уменьшить уровень паразитных сигналов.

Цель данной статьи – определить в угломестной и азимутальной плоскостях положения КПЗ, а затем рассчитать зависимости от угла визирования и коэффициента передискретизации доплеровской частоты отношения мощности, принимаемой в них, к мощности, излучаемой в ЗПЗ. После этого проанализировать причины, приводящие к увеличению помех неоднозначного приёма сигнала в импульсных РСА и сформулировать рекомендации, позволяющие уменьшить их уровень.

1. Угломестная или дальномерная неоднозначность отсчётов сигнала РСА

За время, равное периоду повторения импульсов передатчика $T_п$, электромагнитная волна проходит до цели и обратно расстояние $2\Delta R_н=cT_п$. Сигналы, отражённые от точек, расположенных в областях земной поверхности, наклонные дальности до которых $R_н$ будут отличаться от наклонных дальностей до точек в ЗПЗ на целое число $\Delta R_н$ точно так же, как и сигналы, отражённые от точек, расположенных в ЗПЗ, станут поступать на вход приёмника РСА (естественно, с задержкой, кратной $T_п$). Величину $\Delta R_н=cT_п/2$ называют периодом неоднозначности отсчётов по наклонной дальности (*Kim S.Y. et al.*, 2009).

Если ближняя и дальняя границы ЗПЗ по наклонной дальности равны R_1 и R_2, то наклонные дальности $R_{КПЗ}(n)$ до точек, расположенных в КПЗ, будут удовлетворять неравенству

$$R_1+n\Delta R_н\le R_{КПЗ}(n)\le R_2+n\Delta R_н. \quad (1)$$

В (1) наклонные дальности, измеряемые от КА до расположенных в них кратных точек, обозначим через $R_{КПЗ}(n)$. Номера этих повторных полос захвата изменяются в интервале $n=-N,\ldots,N$. Номер $n=0$ соответствует ЗПЗ, а максимальное значение n рассчитывается по формуле

$$N=\lfloor R_{макс}/\Delta R_н\rfloor,$$

где символ $\lfloor . \rfloor$ означает округление числа до ближайшего большего целого значения. Максимальное значение наклонной дальности $R_{макс}$ определяется по формуле

$$R_{макс}=[(R_З+h_{КА})^2-R_З^2]^{1/2}.$$

При заданном угле визирования наклонная дальность до земной поверхности определяется с помощью соотношения

$$R=\begin{cases} h_{КА}, & \theta_А=0 \\ R_З\dfrac{\cos(\theta_А+\beta)}{\sin\theta_А}, & 0<\theta_А\le\arcsin\left[\dfrac{R_З}{R_З+h_{КА}}\right], \end{cases} \quad (2)$$

в котором

$$\beta=\arccos\left(\frac{R_З+h_{КА}}{R_E}\sin\theta_А\right),\ \theta_А\le\arcsin\left[\frac{R_З}{R_З+h_{КА}}\right].$$

Задавая угол визирования $\theta_А$ и ширину ДН антенны $\Delta\theta_{3\,дБ}$ по уровню 3 дБ, определяем граничные значения $R_{1,2}$ ЗПЗ по формуле (2) при углах визирования $\theta_{А(1,2)}=\theta_А\mp\Delta\theta_А/2$, соответствующих границам угловой ширины ДН антенны. С учётом формулы (1), рассчитываем граничные значения наклонных дальностей КПЗ:

$$R_{КПЗ(1,2)}(n)=R_{1,2}+n\Delta R_н,\ n=-N,\ldots,N,\ n\ne0.$$

Обращаясь к рисунку 1, видим, что при заданных значениях $R_{КПЗ(1,2)}(n)$, решая треугольники OAD иOAC по трём известным сторонам, можем определить углы визирования $\theta_{А,\,КПЗ(1,2)}(n)$, ограничивающие соответствующие КПЗ. Поскольку эти треугольники имеют стороны $R_{КПЗ(1,2)}(n)$, а также $OA=R_З+h_{КА}$ и $OC=OB=R_З$ искомые углы определяем с помощью соотношения

$$\theta_{А\,КПЗ(1,2)}(n)=2\arcsin\times$$
$$\times\left\{\frac{(p_{1,2}(n)-(R_З+h_{КА}))[p_{1,2}(n)-R_{КПЗ(1,2)}(n)]}{[(R_З+h_{КА})R_{КПЗ(1,2)}(n)]}\right\}^{1/2},$$

в котором полупериметр треугольников $p_{1,2}(n)=[2R_З+h_{КА}+R_{КПЗ(1,2)}(n)]/2$.

Нормированная ДН антенны в угломестной плоскости определяется по формуле

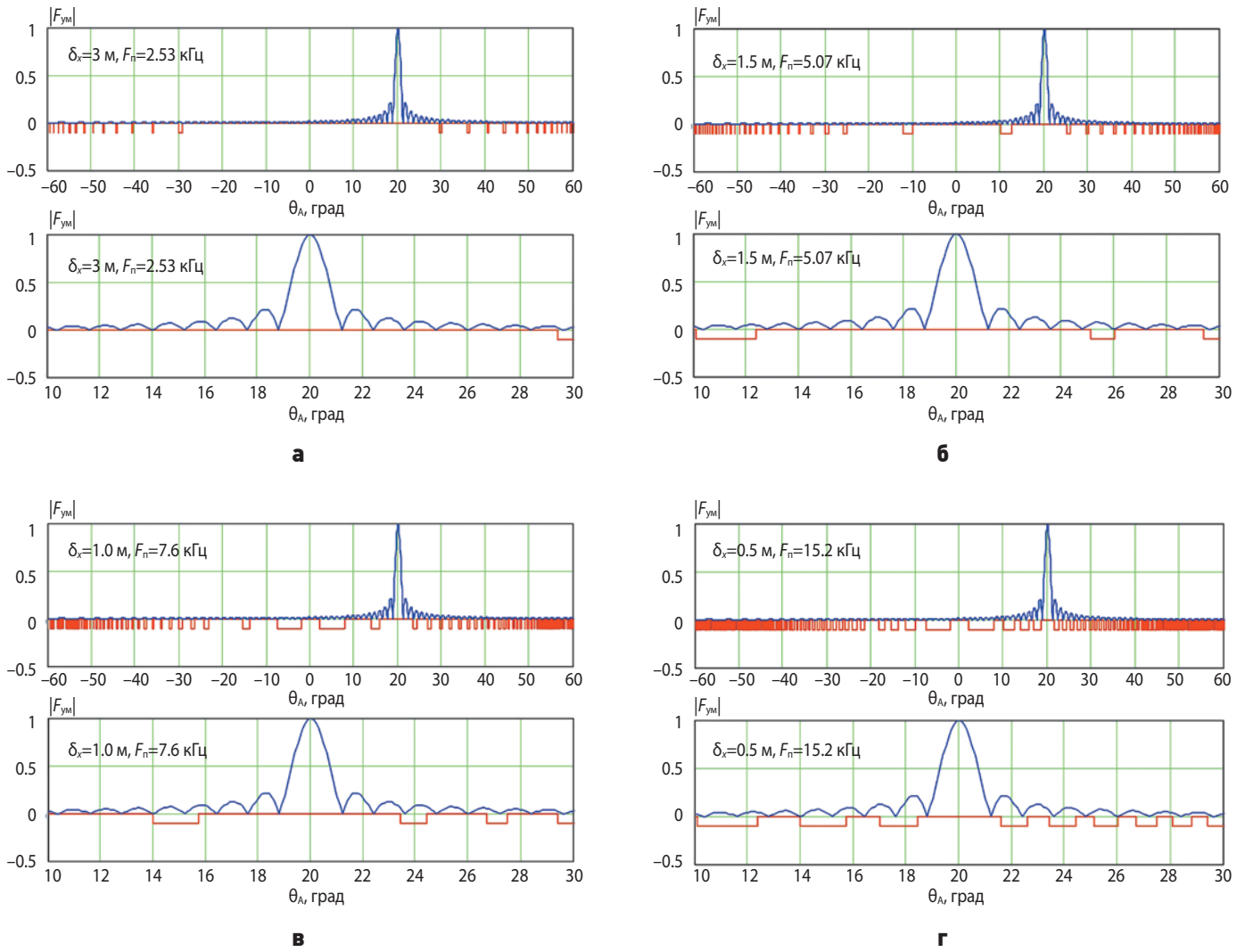
$$F_{ум}(\theta_А)=\mathrm{sinc}[\pi(0.886/\Delta\theta_{3\,дБ})\sin(\theta_А-\theta_0],$$

в которой $\theta_А$ – текущее значение угла визирования; θ_0 – угловое направление нормали к апертуре, отсчитываемое относительно вертикального направления; $\Delta\theta_{3\,дБ}$ – ширина главного лепестка ДН по уровню 3 дБ.

Для примера зададим следующие параметры системы: высота полёта КА $h_{КА}$=600 км; $V_{КА}$=7.6 км/с; $\Delta\theta_{3\,дБ}$=1.2°; $\theta_{Амакс}$=60°; $\theta_{А0}$=20°. Будем полагать, что ширина спектра доплеровских частот равна $\Delta F_д$, а частота повторения импульсов передатчика $F_п=k_д\Delta F_д=1/T_п$; $k_д$ – коэффициент передискретизации по доплеровской частоте. Продольное разрешение определяется делением скорости движения КА на $\Delta F_д$:

$$\delta_x=V_{КА}/\Delta F_д=k_дV_{КА}/F_п.$$

Воспользовавшись приведёнными выше соотношениями, рассчитаем в диапазоне углов $-60°\le\theta\le60°$ нормированную ДН антенны и угловые области, в которых возникают КПЗ при четырёх значениях разрешения по продольной координате δ_x=3 м, 1.5 м, 1 м, 0.5 м и определим соответствующие им значения $F_п$ при $k_д$=1.



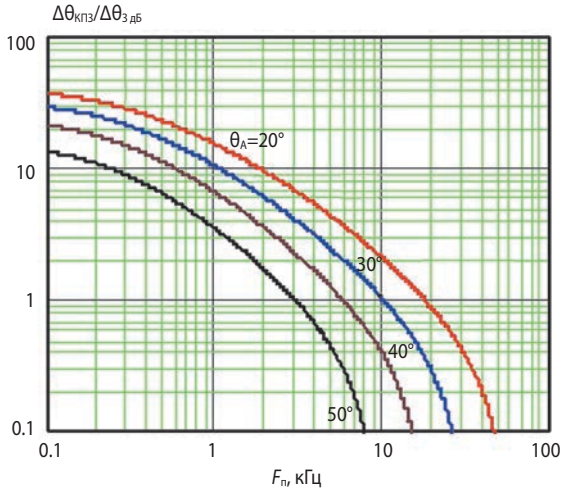
а – 2.53 кГц; **б** – 5.07 кГц; **в** – 7.6 кГц; **г** – 15.2 кГц.

рисунок 2. Зависимость нормированной ДН от угла места (синий цвет) и угловых зон КПЗ (красный цвет) при угле визирования θ_A=20° и четырёх значениях частоты повторения импульсов передатчика $F_п$

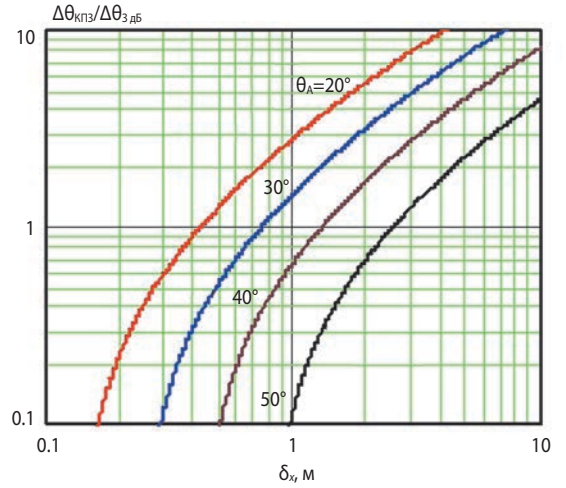
Результаты расчёта представлены на рисунке 2. Для наглядности изображены угловая зависимость ДН (располагается над осью абсцисс) и прямоугольники, ограничивающие угловые зоны КПЗ (находятся под осью абсцисс). Видим, что по мере уменьшения δ_x, при котором необходимо увеличивать частоту повторения импульсов передатчика, граничные значения углов КПЗ, соседних с главным лепестком ДН антенны, приближаются к его краям. В рассмотренном примере этот эффект наблюдается практически уже при значении δ_x=0.5 м, соответствующем $F_п$=15.2 кГц. Замечаем также, что в рассмотренном диапазоне изменения разрешения по продольной координате δ_x и соответствующем ему диапазоне изменения частоты повторения импульсов передатчика $F_п$ при θ_{A0}=20° в диапазоне изменения углов –60°≤θ≤60° не наблюдается возникновения КПЗ при θ=0° и θ=–20°, т.е. в направлениях надира и зеркального луча.

Введём величину $\Delta\theta_{КПЗ}/\Delta\theta_{3\ дБ}$, выражающую отношение углового расстояния левого края первой КПЗ до правой границы главного лепестка ДН, к его ширине по уровню 3 дБ. На рисунке 3 представлены зависимости этой величины от частоты повторения импульсов передатчика и продольного пространственного разрешения при четырёх значениях угла визирования (θ_A=20°, 30°, 40° и 50°), а также от угла визирования при четырёх значениях продольного разрешения (δ_x=3 м, 1.5 м, 1 м, 0.5 м).

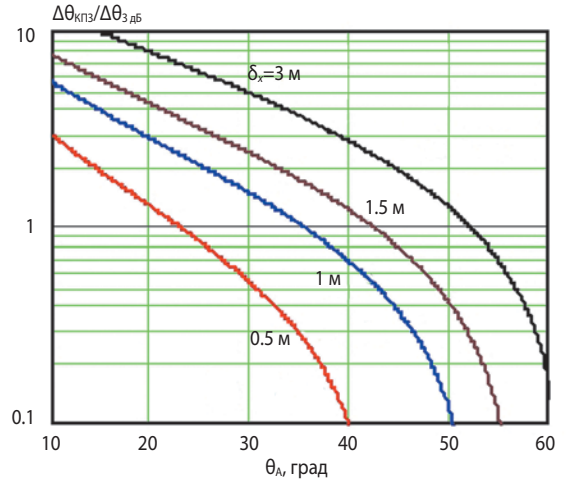
Из рисунка 3 следует, что если допустить возможность приближения краёв первых КПЗ на угловое расстояние, равное ширине главного лепестка ДН по уровню 3 дБ, когда $\Delta\theta_{КПЗ}/\Delta\theta_{3\ дБ}$=1, то можно установить ограничение на минимально достижимое значение разрешения δ_x и, соответственно, на максимально допустимое значение частоты повторения импульсов передатчика РСА при заданном угле визирования. Делаем вывод о том, что при увеличении



а



б



в

рисунок 3. Зависимости отношения углового расстояния левого края первой КПЗ, отстоящей справа от главного лепестка ДН, к ширине последнего по уровню 3 дБ:
а – от частоты повторения импульсов передатчика;
б – от продольного пространственного разрешения при четырёх значениях угла визирования;
в – от угла визирования при четырёх значениях продольного разрешения

угла визирования, а также уменьшении продольного разрешения δ_x (повышении частоты повторения $F_п$ импульсов передатчика) КПЗ монотонно приближаются к главному лепестку ДН антенны.

Ещё одна сводка графических зависимостей представлена на рисунке 4. Используя их, легко определить допустимый угол визирования при произвольно заданном разрешении δ_x и четырёх значениях углового отстояния границы первой КПЗ от максимума ДН, отнесённого к ширине ДН антенны, измеренной по уровню 3 дБ. На этом же графике изображена зависимость частоты повторения импульсов передатчика от δ_x.

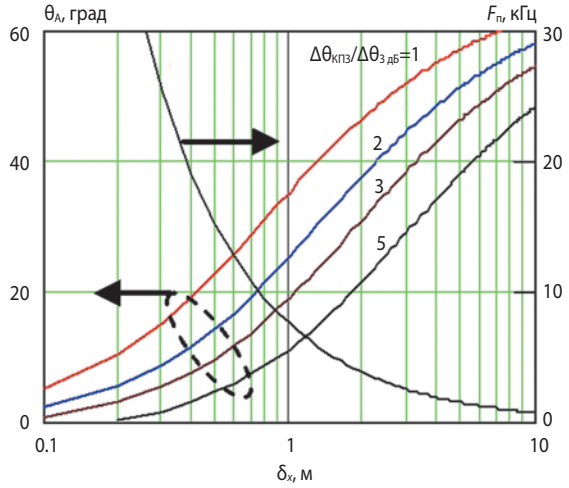


рисунок 4. Зависимости угла визирования θ_A от разрешения δ_x при четырёх значениях отношения $\Delta\theta_{КПЗ}/\Delta\theta_{3\ дБ}$=1, 2, 3 и 5, а также зависимости частоты повторения $F_п$ от δ_x

Уровнем боковых лепестков ДН антенны можно управлять, формируя специальные виды амплитудно-фазового распределения возбуждений сигнала на апертуре, например косинусного на пьедестале (*Balanis C.A.*, 1997). Синтез ДН с заданным уровнем подавления её боковых лепестков эффективно выполняется с помощью ковариационных алгоритмов (*Петров А.С.*, 2015). Для синтеза ДН с предписанной формой используются также различные методы параметрической оптимизации (*Инденбом М.В.*, 2015), парциальных диаграмм направленности (*Марков Г.Т., Сазонов Д.М.*, 1975), быстрого прямого и обратного преобразования Фурье (*Keizer W.P.*, 2010). Однако при подавлении КПЗ, находящихся на малом угловом расстоянии от границы главного лепестка ДН антенны, неизбежно происходит существенное расширение последнего и, соответственно, уменьшение коэффициента усиления антенны.

2. Азимутальная или доплеровская неоднозначность отсчётов сигнала РСА

Если доплеровский спектр сигнала, принимаемого локатором от объектов, расположенных в ЗПЗ, лежит в интервале частот от $-\Delta F_д/2$ до $+\Delta F_д/2$, то при частоте повторения импульсов передатчика $F_п=k_д\Delta F_д$ (с заданным значением коэффициента передискретизации $k_д$) границы периодического спектра дискретизированного сигнала определятся соотношением

$$f_{д(1,2)}(m)=\mp 0.5\Delta F_д+mF_п=\Delta F_д(\mp 0.5+mk_д),\quad m=-M,\ldots,M,\ m\neq 0. \qquad (3)$$

Подставив в (3) приближённое значение $\Delta f_д=2V_{КА}\Delta\varphi_{КА}/\lambda$, где $\Delta\varphi_{КА}$ – максимальное значение угла азимутального визирования точки наблюдения, а также значения $f_{д(1,2)}(m)=(2V_{КА}/\lambda)\sin[\varphi_{(1,2)}(m)]$, получим значения азимутальных углов, которые соответствуют границам повторных диапазонов доплеровских частот:

$$\varphi_{(1,2)}(m)=\arcsin[\Delta\varphi_{КА}(\mp 0.5+mk_д)].$$

Нормированная ДН антенны в азимутальной плоскости определяется соотношением

$$F_{аз}(\varphi)=\mathrm{sinc}[\pi(0.886/\Delta\varphi_{3\ дБ})\sin\varphi]. \qquad (4)$$

При работе РСА в режиме бокового обзора (БО) $\Delta\varphi_{КА}=\Delta\varphi_{3\ дБ}$, а в телескопическом режиме $\Delta\varphi>\Delta\varphi_{3\ дБ}$ и максимум ДН антенны во время синтеза апертуры постоянно направляется на центр выбранной области. Поэтому в данном режиме при $|\varphi|\leq\Delta\varphi_{КА}/2$ можно положить $F_н(\varphi)\approx 1$, а при $|\varphi|>\Delta\varphi_{КА}/2$ ДН антенны следует определять по формуле (4).

На рисунке 5 для режима БО приведены кривые двух зависимостей от азимутального угла: нормированной ДН антенны (которая расположена выше оси абсцисс) и угловых областей с КПЗ (она находится ниже оси абсцисс) при $\Delta\varphi_{КА}=\Delta\varphi_{3\ дБ}=1°$, соответствующей ширине ДН антенны по уровню 3 дБ, и трёх значениях коэффициента передискретизации $k_д$: 1.0, 1.5 и 2.5.

Видим, что при $k_д=1.0$ КПЗ покрывают весь диапазон углов, находящихся за пределами главного лепестка ДН антенны по уровню 3 дБ; при $k_д=1.5$ первые из них точно располагаются под первым боковым лепестком ДН; наконец, при $k_д=2.5$ область первых боковых лепестков от них свободна, зато угловые полосы первых КПЗ практически точно совпадают с угловыми направлениями второго бокового лепестка ДН.

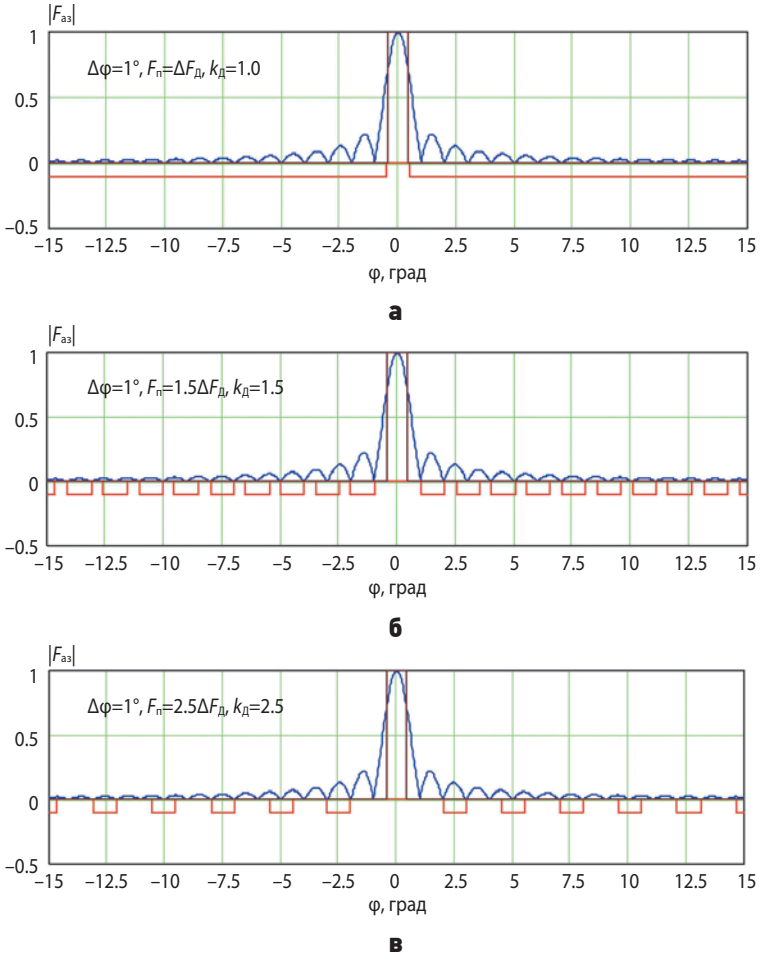


рисунок 5. Кривые двух зависимостей от азимутального угла: нормированной ДН антенны (которая расположена выше оси абсцисс) и угловых областей с КПЗ (она находится ниже оси абсцисс) при $\Delta\varphi_{КА}=\Delta\varphi_{3дБ}=1°$ и $k_д=1.0$ (**а**); 1.5 (**б**); 2.5 (**в**)

Приведённый пример наглядно демонстрирует, что повышение коэффициента $k_д$, а, следовательно, и $F_п$ приводит к отодвиганию угловых областей азимутальных КПЗ от главного лепестка ДН, а значит, и к снижению эффектов, связанных с их влиянием на принимаемый сигнал. Кроме того, при подавлении боковых лепестков, удалённых от главного на увеличенное угловое расстояние (путём формирования специального амплитудно-фазового распределения возбуждений на апертуре), происходит меньшее понижение уровня главного лепестка ДН из-за его расширения, чем при подавлении ближайших к главному боковых лепестков. Однако увеличение $k_д$, а следовательно, и $F_п$, как было сказано выше, приведёт к необходимости уменьшения ширины полосы захвата земной поверхности, что может не соответствовать требованиям, предъявляемым к системе.

Уровень боковых лепестков ДН можно уменьшать путём введения специального распределения амплитуды возбуждения на линейном излучателе, например по функции косинуса на пьедестале.

3. Отношение принимаемой РСА суммарной мощности сигнала, отражённого от зон КПЗ, к мощности сигнала, отражённого ЗПЗ (ОНС–ASR)

В работе (*Barbarossa S., Levrini G.*, 1991) показано, что между угловыми координатами в ССК (θ, φ) и координатами РСА в области задержка по дальности – доплеровская частота (τ, $f_д$) существуют связи:

$$R=c\tau/2;$$

$$\theta=-\theta_A+\arccos\left[\frac{(R+h)^2-R^2+(c\tau/2)}{(R+h)c\tau\sqrt{1-(f_Д/2V)}}\right]\approx$$

$$\approx-\theta_A+\arccos\left[\frac{(R+h)^2-R^2+(c\tau/2)}{(R+h)c\tau}\right]; \qquad (5)$$

$$\varphi=\arcsin[\lambda f_d/(2V)].$$

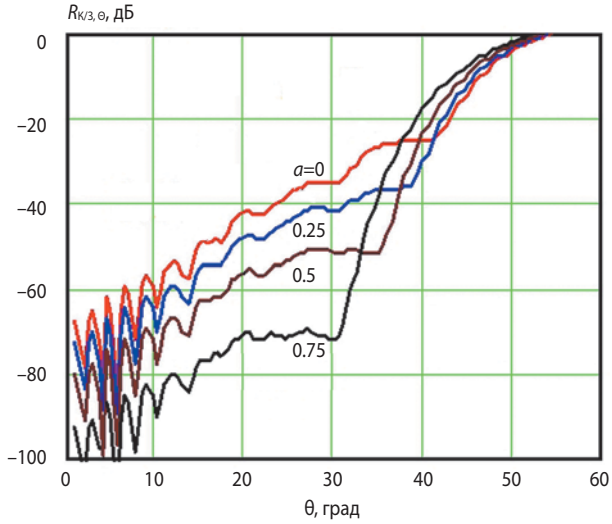
$$\beta=\arcsin\left[\frac{(R+h)^2-R^2+(c\tau/2)}{Rc\tau}\right].$$

В формуле (5) допустимо использовать указанное приближение, поскольку в космических РСА $\lambda f_d/2V<<1$. В этом случае угловая переменная θ может считаться независимой от угловой переменной φ. Это означает, что ДН антенны РСА по мощности можно выразить через произведение $G(\theta, \varphi)=G_\Theta(\theta)\,G_\Phi(\varphi)$. Учитывая, что в РСА сигнал дважды проходит через антенну (в режимах передачи и приёма), находим мощность сигнала, принимаемого из ЗПЗ:

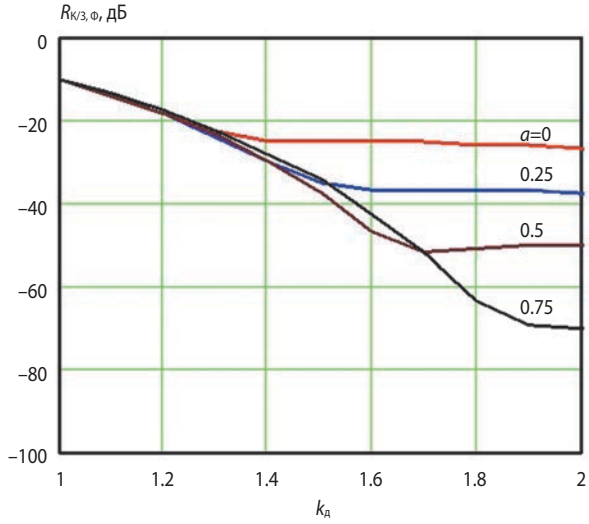
$$P_{ЗПЗ}=k\int_{-0.5\Delta\theta_{3\,дБ}}^{0.5\Delta\theta_{3\,дБ}}\int_{-0.5\Delta\theta_{3\,дБ}}^{0.5\Delta\theta_{3\,дБ}}\frac{G^2(\theta,\varphi)\sigma(\theta)}{R^4(\theta)}\,d\theta d\varphi=$$

$$=k\int_{-0.5\Delta\theta_{3\,дБ}}^{0.5\Delta\theta_{3\,дБ}}\int_{-0.5\Delta\theta_{3\,дБ}}^{0.5\Delta\theta_{3\,дБ}}\frac{G_\Theta^2(\theta)G_\Phi^2(\varphi)\sigma(\theta)}{R^4(\theta)}\,d\theta d\varphi=$$

$$=k\int_{-0.5\Delta\theta_{3\,дБ}}^{0.5\Delta\theta_{3\,дБ}}\frac{G_\Theta^2(\theta)\sigma(\theta)}{R^4(\theta)}\,d\theta\int_{-0.5\Delta\theta_{3\,дБ}}^{0.5\Delta\theta_{3\,дБ}}G_\Phi^2(\varphi)\,d\varphi=kP_{ЗПЗ,\Theta}P_{ЗПЗ,\Phi},$$



а



б

а – $R_{К/З,\,\Theta}$ от угла θ;

б – $R_{К/З,\,\Phi}$ от коэффициента передискретизации $k_д$ при четырёх значениях коэффициента аподизации *a*: 0, 0.25, 0.5 и 0.75.

рисунок 6. Две зависимости парциального (по углу θ и углу φ) отношения мощности неоднозначности к мощности полезного сигнала

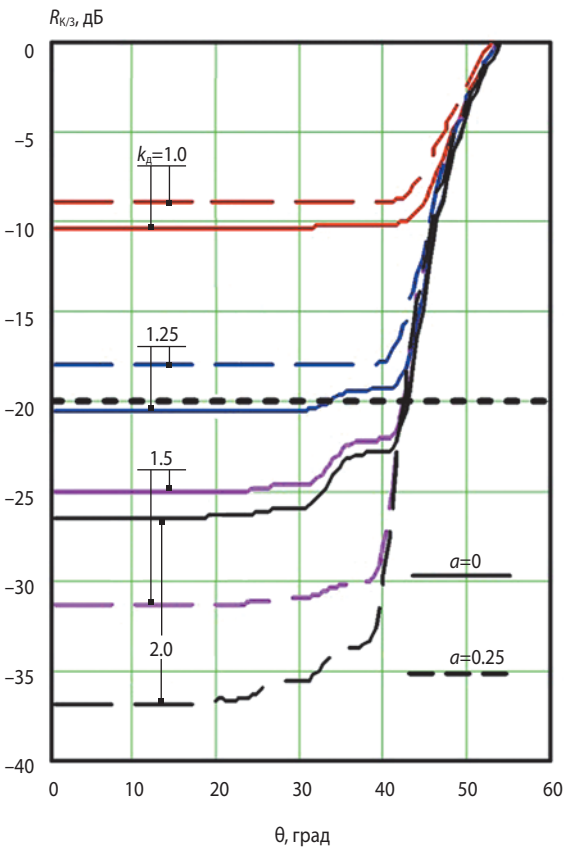


рисунок 7. Зависимости отношения суммарной мощности неоднозначности к суммарной мощности полезного сигнала от угла визирования при четырёх значениях коэффициента передискретизации по доплеровской частоте ($k_д$=1.0, 1.25 1.5 и 2.0) и двух значениях коэффициента амплитудной аподизации: a=0 (сплошная линия) и a=0.25 (пунктир)

где k – коэффициент пропорциональности в уравнении энергетического потенциала для локатора; $G(\theta,\varphi)=F^2(\theta,\varphi)=F_н^2(\theta)F_н^2(\varphi)$; $\sigma(\theta)$ – коэффициент отражения волны от земной поверхности при заданном угле визирования.

Суммарную мощность, принимаемую во всех полосах захвата, т.е. и в ЗПЗ, и в КПЗ, определяем следующим образом:

$$P_\Sigma=k\sum_{n=1}^{N_{\Sigma,\theta}}\int_{\Delta\theta_n}\frac{G_\Theta^2(\theta)\sigma(\theta)}{R^4(\theta)}\,d\theta\sum_{i=1}^{N_{\Sigma,\varphi}}\int_{\Delta\varphi_i}G_\Phi^2(\varphi)\,d\varphi=kP_{\Sigma,\Theta}P_{\Sigma,\Phi},$$

где $N_{\Sigma,\theta}$ и $N_{\Sigma,\varphi}$ – общее число угловых полос по углам θ и φ; $\Delta\theta_n$ и $\Delta\varphi_i$ – угловые диапазоны интегрирования по этому углу в n-й и i-й угловых полосах, включая заданную. Эти угловые диапазоны были определены в предыдущем разделе. Оценку σ(θ) проведём с использованием соотношения, приведённого в работе (*Ka M.-H., Kononov A.A.*, 2007).

Найдём коэффициент, значение которого даёт отношение мощности сигнала, принимаемой аппаратурой РСА из КПЗ, к мощности сигнала, принимаемой главным лепестком ДН антенны из ЗПЗ:

$$R_{К/З}=\frac{P_{\Sigma,\Theta}P_{\Sigma,\Phi}-P_{ЗПЗ,\Theta}P_{ЗПЗ,\Phi}}{P_{ЗПЗ,\Theta}P_{ЗПЗ,\Phi}}.$$

Введём также парциальные коэффициенты по двум отдельным угловым коэффициентам:

$$R_{К/З,\Theta}=\frac{P_{\Sigma,\Theta}-P_{ЗПЗ,\Theta}}{P_{ЗПЗ,\Theta}},\quad R_{К/З,\Phi}=\frac{P_{\Sigma,\Phi}-P_{ЗПЗ,\Phi}}{P_{ЗПЗ,\Phi}}.$$

Несложно убедиться в том, что $R_{К/З}$ можно выразить через $R_{К/З,\Theta}$ и $R_{К/З,\Phi}$, поскольку справедливо соотношение

$$R_{К/З}=(R_{К/З,\Theta}+1)(R_{К/З,\Phi}+1)-1\approx R_{К/З,\Theta}+R_{К/З,\Phi}. \qquad (6)$$

Допустимость сделанного в (6) приближения объясняется тем, что мультипликативным членом $R_{К/З,\Theta}R_{К/З,\Phi}$ можно пренебречь ввиду его малости.

Зададим следующие исходные данные: $h_{КА}$=600 км, $\Delta\theta_{3\,дБ}$=1.2°, $\Delta\varphi_{3\,дБ}$=0.3°; рассчитаем парциальные коэффициенты $R_{П/З,\Theta}$ и $R_{П/З,\Phi}$, а также результирующий $R_{К/З}$. На рисунке 6 приведены зависимости парциальных коэффициентов отношения мощности неоднозначности к мощности в рабочей части главного лепестка ДН антенны по углам θ и φ при различных значениях коэффициента амплитудной аподизации возбуждений апертуры антенны.

Видим, что с увеличением угла визирования коэффициент $R_{П/З,\Theta}$ возрастает. При росте коэффициента передискретизации доплеровской частоты $R_{К/З,\Phi}$ уменьшается. Повышение коэффициента аподизации приводит к снижению обоих коэффициентов. Замечаем, что при θ>40° значение $R_{К/З,\Theta}$ начинает возрастать более резко, причём независимо от коэффициента аподизации. Рост коэффициента передискретизации позволяет снизить уровень $R_{К/З,\Phi}$, но при этом придётся сужать полосу захвата, поэтому можно порекомендовать выбор $k_д$ в интервале от 1.5 до 2.0. С увеличением коэффициента аподизации коэффициент $R_{К/З,\Theta}$ при малых углах визирования снижается, однако это ведёт к расширению основного лепестка ДН и понижению коэффициента направленного действия антенны.

На рисунке 7 приведены зависимости отношения суммарной мощности неоднозначности к суммарной мощности полезного сигнала от угла визирования при четырёх значениях коэффициента передискретизации по доплеровской частоте и двух значениях коэффициента амплитудной аподизации. Основной вывод, который вытекает из их анализа: при угле визирования, превышающем 43°, суммарный коэффициент отношения мощности сигнала неоднозначного отсчёта к мощности полезного сигнала превысит –20 дБ, независимо от значений коэффициентов аподизации и передискретизации по доплеровской частоте.

Кроме того, при $k_д$<1.3 аподизация приводит не к уменьшению значения $R_{К/З}$, а к увеличению. Однако уже при $k_д$=1.5 и a=0.25 удаётся уменьшить $R_{К/З}$ на 7 дБ по сравнению с ситуацией, при которой аподизация отсутствует, т.е. a=0.

заключение

Отношение мощности, принимаемой аппаратурой РСА космического базирования из кратных полос захвата, к мощности полезного сигнала увеличивается с увеличением угла визирования объектов и при углах визирования, превышающих 40–45°, оно превысит –20 дБ. Повышение частоты импульсов передатчика приводит к приближению угловых положений кратных полос захвата по наклонной дальности к главному лепестку ДН, и, наоборот, – к удалению их от главного лепестка по азимутальному углу. Оптимальный выбор амплитудной аподизации возбуждений на излучателях может привести к уменьшению отношения $R_{К/З}$. Таким образом, минимизация этого параметра при заданном угле визирования цели может быть достигнута лишь путём оптимизации значений частоты повторения импульсов передатчика, ширины полосы захвата земной поверхности и коэффициентов амплитудной аподизации возбуждения апертуры антенны по двум осям. Дополнительное подавление сигналов, принимаемых из кратных полос захвата по азимуту и углу места, достигается путём использования специальных алгоритмов обработки радиоголограммы.

список литературы

Булыгин М.Л., Внотченко С.Л. Построение диаграмм слепых дальностей и надирных отражений радиолокатора с синтезированной апертурой в MATLAB // Труды МАИ. 2015. № 83. URL: http://trudymai.ru/iblock/fb9/bulygin_vnotchenko_rus.pdf (дата обращения: 16.10.2018).

Волченков А.С., Петров А.С., Прилуцкий А.А. Побочные главные максимумы в субапертурных антенных решётках космического базирования // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 2. С. 100-106.

Груздов В.В., Колковский Ю.В., Криштопов А.В., Кудря А.И. Новые технологии дистанционного зондирования Земли из космоса. М.: Техносфера, 2018. 482 с.

Инденбом М.В. Антенные решетки подвижных обзорных РЛС. Теория, расчёт, конструирование. М.: Радиотехника, 2015. 416 с.

Коваленко А.И. Метод одномерной избирательной редукции доплеровской неоднозначности для радиолокаторов с синтезированной апертурой детального наблюдения Земли // Электромагнитные волны и электронные системы. 2008. № 4. С. 22-33.

Коваленко А.И. Анализ эффекта доплеровской неоднозначности для космических радиолокаторов с синтезированной апертурой детального наблюдения Земли // Электромагнитные волны и электронные системы. 2008. № 6. С. 25-34.

Марков Г.Т., Сазонов Д.М. Антенны: учебник для радиотехнических специальностей вузов. М.: Энергия, 1975. 528 с.

Назаров А.Е. Управление относительным движением космических аппаратов при организации тандемной схемы полётов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 1. С. 27-35.

Петров А.С. Моделирование характеристик адаптивных антенных компенсаторов помех, применяемых в глобальных навигационных спутниковых системах // Антенны. 2015. № 8. С. 44-64.

Петров А.С., Прилуцкий А.А. Проекция диаграммы направленности фазированной антенной решетки на земную поверхность // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 3. С. 59-66.

Петров А.С., Прилуцкий А.А., Волченков А.С. Анализ зависимости параметров космического радиолокатора с синтезированной апертурой от режима его работы // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 1. С. 55-63.

Balanis C.A. Antenna theory: analysis and design, ch.16. N.-Y.: John Wiley&Sons. 1997. 941 p.

Barbarossa S., Levrini G. An Antenna Pattern Synthesis Technique ForSpaceborne SAR Performance Optimization // IEEE Transactions On Geoscience And Remote Sensing. 1991. Vol. 29, № 2. P. 254-259.

Di Martino G., Iodice A., Riccio D., Ruello G. Filtering of Azimuth Ambiguity in Stripmap Synthetic Aperture Radar Images // IEEE Journal Of Selected Topics In Applied Earth Observations And Remote Sensing. 2014. Vol. 7, № 9. P. 3967-3978.

Ka M.-H., Kononov A.A. Effect of Look Angle on the Accuracy Performanceof Fixed-Baseline Interferometric SAR // IEEE Geoscience And Remote Sensing Letters. 2007. Vol. 4, № 1. P. 65-69.

Keizer W.P.M.N. APAS: An advanced phased-array simulator // IEEE Antennas Propag. Mag. 2010. Vol. 52, № 2. P. 40-56.

Kim S.Y., Myung N.H., Kang M.J. Antenna Mask Design for SAR Performance Optimization // IEEE Geoscience And Remote Sensing Letters. 2009. Vol. 6, № 3. P. 443-447.

Li F.K., *Johnson W.T.K.* Ambiguities in Spaceborne Synthetic Aperture Radar Systems // IEEE Transactions On Aerospace And Electronic Systems. 1983. Vol. Aes-19, № 3. P. 389-397.

Moreira A. Suppressing the Azimuth Ambiguities in Synthetic Aperture Radar Images // IEEE Transactions On Geoscience And Remote Sensing. 1993. Vol. 31, № 4. P. 885-895.

Stein U., Younisi M. Suppression of Range Ambiguities in Synthetic Aperture Radar Systems // Eurocon. 2003. P. 417-421.

Статья поступила в редакцию 24.12.2018 г.
Статья после доработки 26.12.2018 г.
Статья принята к публикации 26.12.2018 г.

УДК 621.315.592

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ДВИЖЕНИЯ ГАЗООБРАЗНЫХ ПРОДУКТОВ ТЕРМИЧЕСКОГО РАЗЛОЖЕНИЯ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ ПО ПОРИСТОМУ КАРКАСУ В УСЛОВИЯХ ВОЗДЕЙСТВИЯ ИНТЕНСИВНЫХ ТЕПЛОВЫХ ПОТОКОВ НА ПОСАДОЧНЫЕ КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ

MATHEMATICAL MODEL OF THE MOTION OF GASEOUS THERMAL DECOMPOSITION PRODUCTS OF COMPOSITES IN A POROUS FRAME UNDER STRONG HEAT FLOWS ON DESCENT VEHICLES

А.Э. Запонов[1],
varvsn@mil.ru;
A.E. Zaponov

М.В. Сахаров[1],
профессор, доктор технических наук,
varvsn@mil.ru;
M.V. Sakharov

В.А. Глазунов[2],
vaglazunov@vniief.ru;
V.A. Glazunov

Р.А. Тришин[2],
ratrishin@vniief.ru;
R.A. Trishin

В статье рассмотрены теоретические вопросы движения газообразных продуктов разложения термического разложения композиционных материалов по пористому каркасу в условия воздействия интенсивных тепловых потоков различной природы. Проведена верификация разработанной модели на модельных задачах фильтрации, и проверена работоспособность разработанной модели при движении газа через образец с переменной по координатам пористостью.

Ключевые слова: композиционные материалы; тепловые потоки; движение газообразных продуктов.

The paper describes theoretical issues of the motion of gaseous thermal decomposition products of composite materials in a porous frame structure under the effect of intensive heat flows of different nature. The developed model was verified using benchmark filtration problems and its performance was tested for gas motion using the sample with the porosity that varied in coordinates.

Key words: composites; heat flows; motion of gaseous products.

[1] ФГКВОУ ВО «Военная академия РВСН имени Петра Великого», Россия, Московская область, г. Балашиха.
The Military Academy of Strategic Rocket Troops after Peter the Great, Russia, Moscow region, Balashikha.

[2] Российский федеральный ядерный центр – Всероссийский научно-исследовательский институт экспериментальной физики, Россия, Нижегородская область, г. Саров.
Russian Federal Nuclear Center All-Russian Research Institute of Experimental Physics, Russia, Nizegorodskiy region, Sarov.

введение

Сегодня невозможно представить современную ракетно-космическую технику (РКТ) без применения композиционных материалов – КМ (*Ефанов В.В., Мартынов М.Б., Корчаев Х.Ж.*, 2017; *Засова Л.В., Горинов Д.А., Эйсмонт Н.А. и др.*, 2018; *Кербер М.Л., Виноградов В.М. и др.*, 2008). Это обусловлено несомненным преимуществом КМ перед традиционными конструкционными материалами – повышенной удельной прочностью при пониженной удельной массе (*Ефанов В.В., Мартынов М.Б., Корчаев Х.Ж.*, 2017; *Засова Л.В., Горинов Д.А., Эйсмонт Н.А. и др.*, 2018).

Учитывая, что функционирование РКТ происходит в условиях воздействия интенсивных тепловых потоков, обусловленных факторами различной физической природы, актуальной является задача по оценке терморазложения корпуса образца РКТ, выполненного из композиционных материалов, при движении в плотных слоях атмосферы. Известны работы (*Шлёнский О.Ф., Маклашова И.В., Хищенков К.В.*, 2018; *Захаров Н.С., Урлин В.Д., Шенцев Н.И.*, 2004; *Панкратов Б.М., Полежаев Ю.В., Рудько А.К.*, 1975) с общим подходом решения тепловой задачи для композиционных материалов, а в (*Горский В.В.*, 2015; *Zaponov A.E.*, *Sakharov M.V., Glazunov V.A. et al.*, 2018; *Weijie Li, Haiming Huang, Xiaoliang Xu*, 2017) представлены частные подходы к решению одномерных задач терморазложения КМ. Однако на сегодняшний день нет наиболее полной трёхмерной модели для расчёта нагрева и разложения композиционных материалов в условиях воздействия интенсивных тепловых потоков.

Уравнения, описывающие трёхмерную математическую модель терморазложения КМ, сложны и, как правило, не имеют аналитического решения (*Горский В.В.*, 2015). Обычно математическая модель терморазложения КМ представляет собой систему нелинейных дифференциальных уравнений в частных производных с соответствующими начальными и граничными условиями, которая решается численными методами.

1. Математическая модель движения газа по пористому каркасу

В соответствии с проведёнными исследованиями при взаимодействии интенсивного теплового потока с композиционным материалом протекает целый ряд процессов: поглощение теплового потока в поверхностном слое, инициирование химических реакций с поглощением тепла, изменение теплофизических характеристик, унос газообразных и конденсированных продуктов разрушения, ослабление теплового потока эрозионным факелом, переизлучение нагретой поверхностью и теплообмен с окружающей средой, унос поверхностного слоя.

Анализ работ (*Шлёнский О.Ф., Маклашова И.В., Хищенков К.В.*, 2018; *Захаров Н.С., Урлин В.Д., Шенцев Н.И.*, 2004; *Панкратов Б.М., Полежаев Ю.В., Рудько А.К.*, 1975; *Горский В.В.*, 2015; *Zaponov A.E., Sakharov M.V., Glazunov V.A. et al.*, 2018; *Weijie Li, Haiming Huang, Xiaoliang Xu*, 2017; *Дерюгин Ю.Н., Зеленский Д.К., Глазунов В.А. и др.*, 2013) выявил трудность разработки трёхмерной модели термического разложения композиционных материалов, заключающийся в адекватной модели определения расхода и движения по пористому каркасу газообразных продуктов термического разложения КМ. Установление закономерностей движения продуктов термического разложения КМ по пористому каркасу при воздействии интенсивных тепловых потоков позволит разработать трёхмерную модель термического разрушения КМ, что, в свою очередь, позволит обосновать оптимальную толщину композиционного материала РКТ, а следовательно, увеличить массу полезной нагрузки.

Целью данной работы является разработка математической модели определения параметров движения по пористому каркасу газообразных продуктов термического разложения композиционных материалов на неструктурированных трёхмерных сетках.

Для математического описания параметров движения газообразных продуктов термического разложения предложена математическая модель со следующими допущениями (*Панкратов Б.М., Полежаев Ю.В., Рудько А.К.*, 1975):

- гидродинамическим сопротивлением пористого каркаса (возможностью накопления газа внутри пор) пренебрегается;
- процесс диффузии не учитывается, так как скорость диффузионных потоков существенно меньше скорости газа по направлению к внешней поверхности;
- продукты термического разложения считаются несжимаемыми;
- при расчёте параметров движения пренебрегается нестационарными эффектами.

С учётом принятых допущений расход газообразных продуктов термического разложения на каждом временном шаге описывается стационарным уравнением неразрывности с объёмными источниками газообразования (*Басниев К.С., Кочина И.Н., Максимов В.М.*, 1993):

$$\nabla\cdot\rho\bar{v}=m, \qquad (1)$$

где ρ – плотность газообразных продуктов термического разложения;

$\bar{v}$ – вектор скорости газообразных продуктов термического разложения;

m – объёмный источник, характеризующий массу газообразных продуктов термического разложения, полученных в результате пиролиза связующего в единицу времени.

К уравнению неразрывности (1) добавим соотношение между скоростью фильтрации и градиентом давления. При решении задач фильтрации через пористые среды обычно за основу принимается закон Дарси (*Басниев К.С., ДмитриевН.М., Каневская Р.Д. и др.*, 2006):

$$\overline{v}=-\frac{K}{\mu}\nabla P, \qquad (2)$$

где P – давление в ячейке; K – коэффициент проницаемости ячейки; μ – динамическая вязкость ($\mu=10^{-8}$ Па·с).

Закон Дарси предполагает, что равновесное состояние между градиентом давления и скоростью достигается мгновенно, поскольку время релаксации давления для маловязких газов имеет порядок 10^{-10} с (*Мирзаджанадзе А.Х., Хасанов М.М., Бахтизин Р.Н.*, 2004).

Зависимость проницаемости от размера пор для фильтрации через капиллярные поры идеально пористой среды оценивается из соотношения уравнений Пуазейля и Дарси и описывается уравнением (*Азиз Х., Сеттари Э.*, 2004):

$$K=\frac{\kappa\cdot r^2}{8\cdot\mu}, \qquad (3)$$

где κ – пористость ячейки; r – радиус пор.

Подставляя (3) в (2) с учётом принятых допущений, получим уравнение (4) для определения вектора скорости газообразных продуктов термического разложения:

$$\overline{v}=-\frac{\kappa\cdot r^2}{8\cdot\mu^2}\nabla P. \qquad (4)$$

Для нахождения установившегося распределения давления в терморазлагающемся материале для каждого момента времени необходимо решить стационарное дифференциальное уравнение эллиптического типа с переменным коэффициентом проницаемости и объёмными источниками давления (*Басниев К.С., Кочина И.Н., Максимов В.М.*, 1993):

$$\nabla\cdot(K\nabla P)=-P_{ист}, \qquad (5)$$

где $P_{ист}$ – объёмный источник давления.

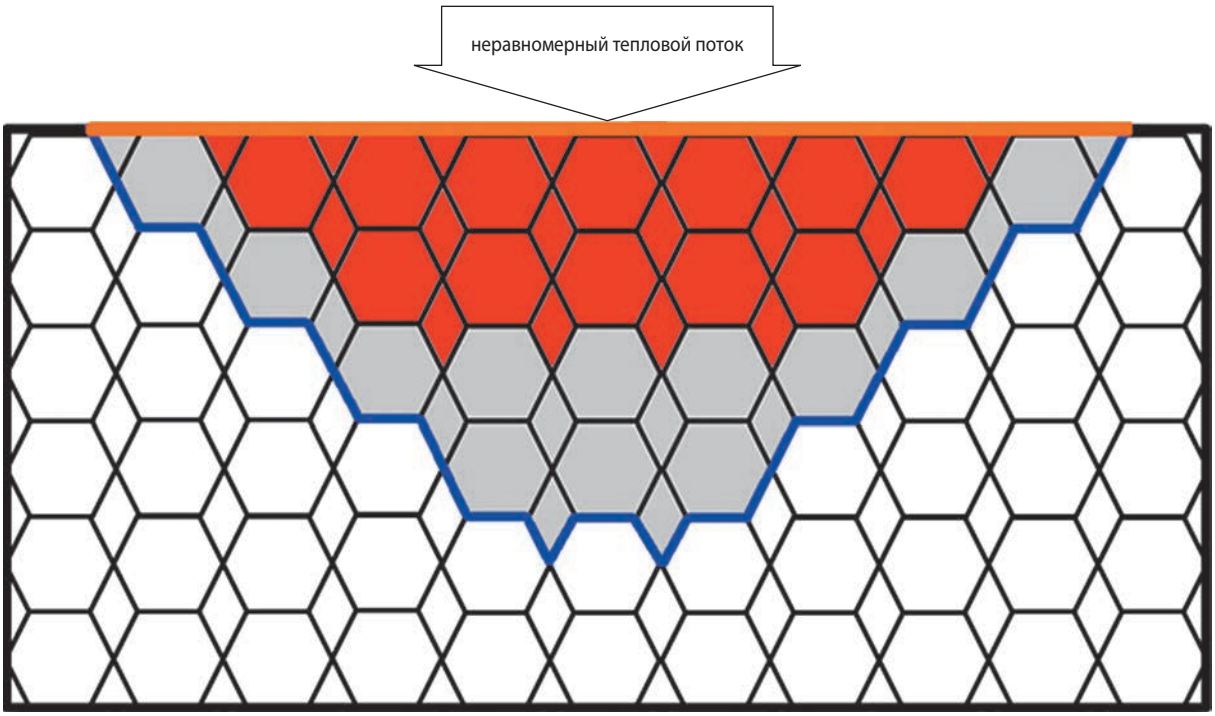
Подставляя (3) в (5), получим:

$$\nabla\cdot(\kappa\nabla P)=-\frac{8\cdot\mu\cdot P_{ист}}{r^2}. \qquad (6)$$

Для решения уравнения (6) используются следующие начальные и граничные условия.

В момент времени $t=t_0$:

- для пористых ячеек без химических реакций $P_{ист}=P_{ост}$;
- для пористых ячеек с химическими реакциями $P_{ист}=\frac{m\cdot R\cdot T}{M\cdot V}+P_{ос}$;
- на границе пористых ячеек с окружающей средой $P=P_{ос}$;



⬡ – ячейка с исходным веществом; ⬢ – ячейка с протекающей химической реакцией;
⬢ – полностью терморазложившаяся ячейка; ▬ – граница пористого вещества с исходным;
▬ – граница пористого вещества с окружающей средой.

рисунок 1. Сечение плоскостью произвольной трёхмерной сетки

- на границе пористых ячеек с непористыми ячейками $\nabla \cdot P=0$,

где R – универсальная газовая постоянная; T – температура ячейки; M – молярная массы газообразных продуктов терморазложения; $V=\kappa \cdot V_{яч}$ – объём пор в ячейке; $V_{яч}$ – объём ячейки; $P_{ос}$ – давление окружающей среды.

Пример сечения плоскостью произвольной трёхмерной сетки показан на рисунке 1.

Масса газа, образовавшаяся в объёмном источнике, является суммой масс газов, образовавшихся в результате пиролиза связующего $m_{пир}$ и сублимации углеродного остатка $m_{суб}$: $m=m_{пир}+m_{суб}$.

Масса газа, полученного при терморазложении в результате химической реакции пиролиза, описывается уравнением (*Захаров Н.С., Урлин В.Д., Шенцев Н.И.*, 2004):

$$m_{пир}=(\rho-\rho_k)\cdot m_{раз}\cdot B\cdot \exp\left(\frac{-E_a}{R\cdot T}\right),$$

где B – скорость химической реакции; E_a – энергия активации; $m_{раз}$ – масса разлагающегося вещества в ячейке; ρ_k – плотность кокса.

При достижении температуры начала уноса начинается сублимация углеродного остатка. Для определения уноса массы в результате сублимации углеродного остатка используется уравнение Кнудсена – Ленгмюра (*Keenan J.A., Candler G.V.*, 1994):

$$m_{суб}=a\,\frac{P^{н}-P_v}{\sqrt{2\pi\cdot R/M\cdot T}},$$

где a – коэффициент аккомодации (доля задерживающих столкновений молекул газа с твёрдой поверхностью); M – молекулярная масса паров; $P^{н}$ – давление насыщенного пара; P_v – парциальное давление испаряющихся компонентов.

Для проверки адекватности разработанной модели проведено сравнение результатов расчёта объёмного расхода газа Q с частным случаем для одномерного движения газа через образец длиной L, площадью фильтрации F с постоянной проницаемостью K со значениями, полученными в результате расчёта по закону Дарси (*Азиз Х., Сеттари Э.*, 2004):

$$Q=F\cdot K\cdot\frac{P_L-P_0}{\mu\cdot L}, \qquad (7)$$

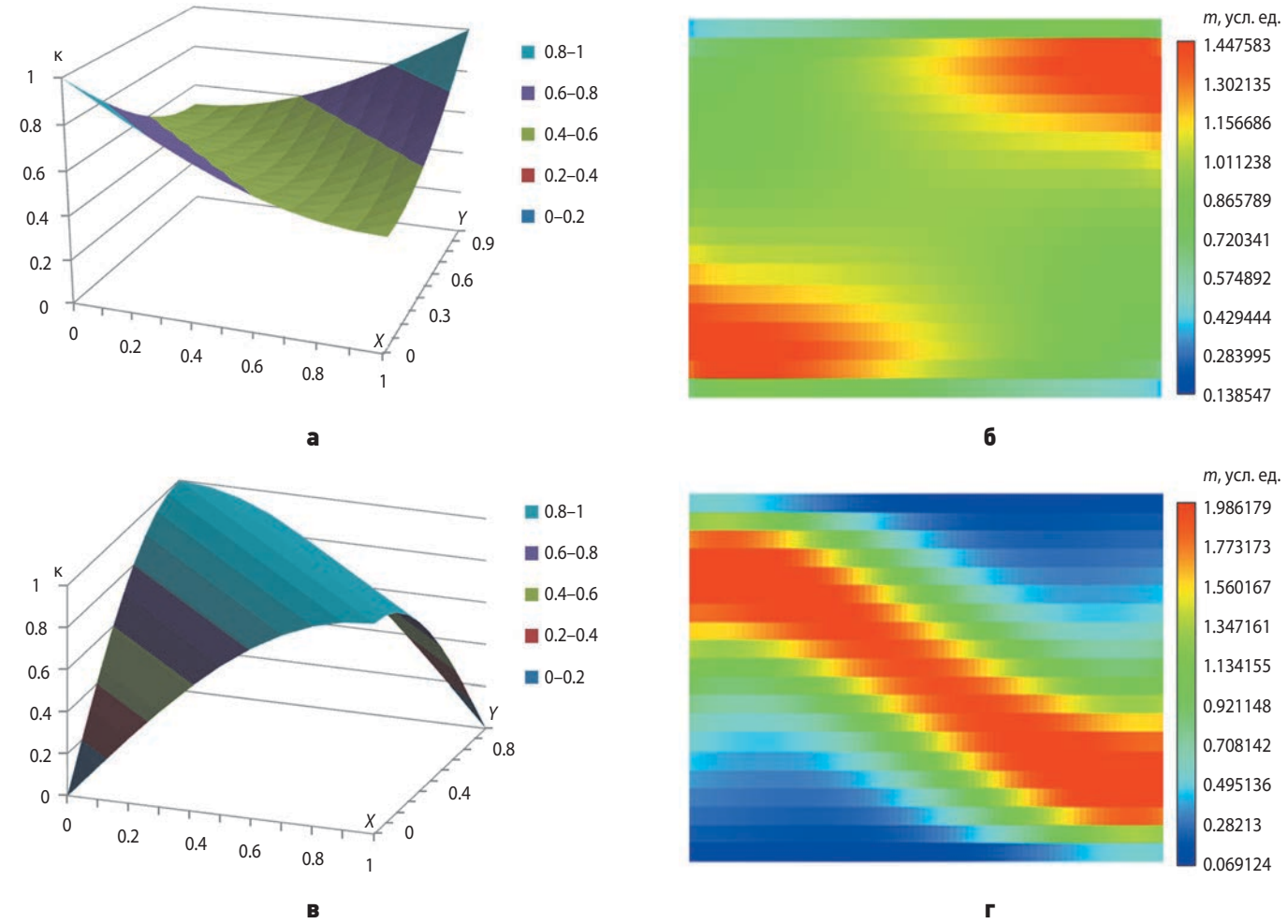


рисунок 2. Результаты расчётов зависимости относительной массы газа, проходящей через ячейку, от пространственных координат ячейки (**б**, **г**) при различных значениях коэффициента пористости образца от пространственных координат (**а**, **в**)

при $\mu=10^{-8}$ Па·с; $P_0=0$ Па; $P_L=10^5$ Па и различных значениях L, F, K.

В результате получено, что максимальная относительная погрешность значения объёмного расхода газа при использовании разработанной модели и (7) не превысила 2%.

Для проверки работоспособности разработанной математической модели проведено квазитрёхмерное моделирование прохождения газа через пористое вещество с переменным по пространственным координатам коэффициентом пористости. Расчёты проводились для двух различных вариантов пористости без химических реакций. Результаты расчётов зависимости относительной массы газа, проходящей через ячейку, от координат ячейки при различных значениях коэффициента пористости образца показаны на рисунке 2. Расчёты проводились при следующих начальных и граничных условиях:

в момент времени $t=t_0$ для пористых ячеек $P=P_{oc}$;

для $x=0$ $Q=1$; для $x=1$ $P=P_{oc}$;

для $y=0$ $\nabla\cdot P=0$; для $y=1$ $\nabla\cdot P=0$;

для $z=0$ $\nabla P=0$; для $z=1$ $\nabla P=0$.

Анализ полученных результатов позволил сделать вывод о прямой зависимости значений коэффициента пористости материала и относительной массы газа, проходящей через ячейку, однако при изменении градиента коэффициента пористости материала происходит изменение коэффициента пропорциональности коэффициента пористости материала и относительной массы газа, проходящей через ячейку.

заключение

Разработана математическая модель определения расхода и движения по пористому каркасу газообразных продуктов термического разложения композиционных материалов на произвольных трёхмерных сетках, которая в дальнейшем может быть использована в трёхмерной модели термического разрушения КМ, для определения оптимальных толщин теплозащитных покрытий и наиболее термонагруженных элементов конструкции корпуса РКТ в условиях воздействия интенсивных тепловых потоков. Определение оптимальных толщин теплозащитных покрытий позволит в ряде случаев снизить массу корпуса РКТ, а следовательно, увеличить массу полезной нагрузки.

список литературы

Азиз Х., Сеттари Э. Математическое моделирование пластовых систем. М.; Ижевск: Институт компьютерных исследований, 2004. 416 с.

Басниев К.С., Дмитриев Н.М., Каневская Р.Д., Максимов В.М. Подземная гидромеханика. М.; Ижевск: Институт компьютерных исследований, 2006. 488 с.

Басниев К.С., Кочина И.Н., Максимов В.М. Подземная гидромеханика: учебник для вузов. М.: Недра, 1993. 416 с.

Горский В.В. Теоретические основы расчёта абляционной тепловой защиты. М.: Научный мир, 2015. 688 с.

Дерюгин Ю.Н., Зеленский Д.К., Глазунов В.А. и др. Многофункциональный пакет программ ЛОГОС: физико-математические модели расчёта задач аэро-, гидродинамики и теплопереноса: Препринт. РФЯЦ-ВНИИЭФ, 2013. 32 с.

Ефанов В.В., Мартынов М.Б., Корчаев Х.Ж. Летательные аппараты НПО Лавочкина (к 80-летию предприятия) // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 2. С. 5-16.

Засова Л.В., Горинов Д.А., Эйсмонт Н.А. и др. «ВЕНЕРА-Д» – проект автоматической станции для исследования Венеры // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 3. С. 13-18.

Мирзаджанадзе А.Х., Хасанов М.М., Бахтизин Р.Н. Моделирование процессов нефтегазодобычи. Нелинейность, неравновесность, неопределённость. М.; Ижевск: Институт компьютерных исследований, 2004. 368 с.

Панкратов Б.М., Полежаев Ю.В., Рудько А.К. Взаимодействие материалов с газовыми потоками / Под ред. д-ра техн. наук В.С. Зуева. М.: Машиностроение, 1975. 224 с.

Кербер М.Л., Виноградов В.М. и др. Полимерные композиционные материалы: структура, свойства, технология: учебное пособие / Под ред. А.А. Берлина. СПб: Профессия, 2008. 560 с.

Тепловые, гидродинамические и плазменные эффекты при взаимодействии лазерного излучения с веществом: монография / Под общ. ред. проф. Н.С. Захарова, проф. В.Д. Урлина, проф. Н.И. Шенцева. Саров: ФГУП «РФЯЦ-ВНИИЭФ», 2004. 425 с.

Шлёнский О.Ф., Маклашова И.В., Хищенко К.В. Горение и детонация материалов. 2-е изд. доп. М.: Инновационное машиностроение, 2018. 256 с.

Keenan J.A., Candler G.V. Simulation of Graphite Sublimation and Oxidation under Re-Entry Conditions // AIAA Paper 94-2083. 1994. 14 p.

Weijie Li, Haiming Huang, Xiaoliang Xu. A coupled thermal/fluid/chemical ablation method on surface ablation of charring composites // International journal of heat and mass transfer. 2017. № 109. P. 725-736.

Zaponov A.E., Sakharov M.V., Glazunov V.A., Trishin R.A. et al. Theoretical and experimental studies of laser heating of low-molecular polymer Styrosil // Journal of Physics: Conference Series. 2018. 12075.

Статья поступила в редакцию 24.01.2019 г.
Статья после доработки 08.02.2019 г.
Статья принята к публикации 08.02.2019 г.

УДК 629.78:621.45.05

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ В СОПЛАХ ДВИГАТЕЛЕЙ МЯГКОЙ ПОСАДКИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С РЕГУЛИРУЕМОЙ ТЯГОЙ

NUMERICAL SIMULATION OF FLOW IN NOZZLES OF SOFT-LANDING ENGINES FOR SPACECRAFT WITH REGULATED THRUST

А.В. Бабаков[1],
доктор физико-математических наук,
avbabakov@mail.ru;
A.V. Babakov

А.В. Белошицкий[2],
кандидат физико-математических наук,
Alexander.Beloshitsky@rsce.ru;
A.V. Beloshitsky

В.И. Гайдаенко[1],
доктор технических наук,
g-v-i@mail.ru;
V.I. Gaydaenko

А.А. Дядькин[2],
кандидат технических наук,
Alexander.Beloshitsky@rsce.ru;
A.A. Dyadkin

Приведены результаты расчёта газодинамических параметров потока вязкого теплопроводного газа в диффузорной части сопел двигателей мягкой посадки аппаратов на поверхности планет. Расчёты выполнены численным моделированием течения в соплах на основе консервативного метода потоков. Показана возможность организации регулируемой по величине и направлению тяги посадочных двигателей путём изменения давления в камере сгорания, перестройки течения и перераспределения давления на внутренней поверхности сопел путём управляемого перекрытия их критического сечения с использованием кососрезанного выходного сечения.

Ключевые слова:
аэродинамика;
численное моделирование;
сопло;
отрыв потока;
давление;
тяга двигателя.

The results of gas-dynamic parameters simulation of flow of viscous heat-conducting gas in nozzle diffusor part of surface mission Soft-Landing Engines are overviewed. The calculations are performed by numeric simulation of flow in nozzles basing on the flow conservative method. A possibility is shown to organize a regulated by value and direction thrust of the landing engines by means of change of pressure in the combustion chamber, re-arrangement of flow and re-distribution of pressure on internal surfaces of the nozzle by regulated blocking of their throats using oblique cut outlet.

Key words:
aerodynamics;
numerical simulations;
nozzle;
flow separation;
pressure;
engine thrust.

[1] Институт автоматизации проектирования Российской академии наук, Россия, г. Москва.
Institute for Computer-Aided Design, Russian Academy of Sciences, Russia, Moscow.

[2] Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва, Россия, Московская область, г. Королев.
S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia, Russia, Moscow region, Korolev.

введение

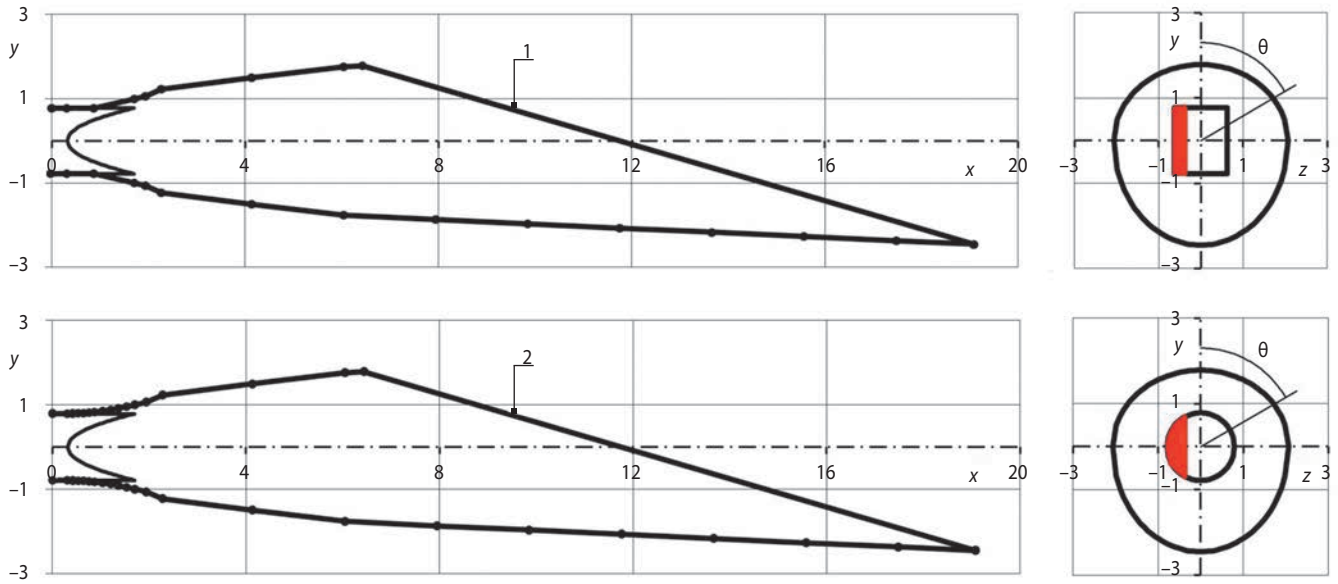
Перспективные многоразовые космические возвращаемые аппараты и автоматические станции для посадки на Луну на режиме посадки используют регулируемые тормозные посадочные двигатели (*Антонова Н.П. и др.*, 2014; *Ефанов В.В., Долгополов В.П.*, 2016). Одним из элементов конструкции таких двигателей могут быть регулируемые сопла. Регулировка работы сопел может осуществляться путём несимметричного перекрытия части площади критического сечения сопла и изменения давления в камере сгорания. Представляет интерес более подробно рассмотреть вопрос о том, как влияет на характер течения в сопле, на распределение газодинамических параметров и силы, действующие на сопло, форма критического сечения, величина его несимметричного перекрытия, наличие кососрезанного выходного сечения сопла. Наличие этих особенностей может приводить к появлению дополнительных боковых сил и увеличению нестационарности течения. Так, в работе (*Миронов А.Н.*, 2011) исследовалось влияние одностороннего изменения площади критического сечения при сохранении плоскости симметрии на характеристики течения в сопле с круглым поперечным сечением и кососрезанным выходным сечением. Обнаружено появление дополнительной нескомпенсированной нормальной силы.

В настоящей работе, которая является продолжением работы (*Бабаков А.В. и др.*, 2017), где численно исследовалось течение в сопле с кососрезанным выходным сечением и с прямоугольным критическим сечением при его несимметричном перекрытии, приводятся результаты численного исследования и сравнение характеристик течений в соплах с кососрезанным выходным сечением, с прямоугольным и круглым критическими сечениями при их несимметричном перекрытии. Исследуется влияние на характер и структуру потока внутри сопла таких параметров, как отношение полного давления p_0 в дозвуковой конфузорной части сопла к полному давлению p_a в окружающей среде, изменяемая площадь критического сечения сопла, форма критического сечения сопла. Рассматривается влияние вышеуказанных параметров на поперечные силы, действующие на внутреннюю поверхность диффузорной (расширяющейся) части сопла.

Численные исследования осуществлялись на основе нестационарного варианта консервативного метода потоков (*Белоцерковский О.М., Северинов Л.И.*, 1973; *Бабаков А.В.*, 2016), основанного на конечно-разностной аппроксимации законов сохранения, записанных в интегральной форме для каждого конечного объёма вычислительной сетки. Разработанные параллельные алгоритмы (*Бабаков А.В.*, 2011) реализованы на вычислительном комплексе кластерной архитектуры. В расчётах использовалось до 1000 процессоров.

1. Постановка задачи

Рассматривается течение вязкого теплопроводного совершенного сжимаемого газа в диффузионной части двух сопел. Формы этой части сопел и связанные с ними системы координат *OXYZ* приведены на рисунке 1.



1 – сопло с прямоугольным критическим сечением;

2 – сопло с круглым критическим сечением.

рисунок 1. Формы диффузорной (расширяющейся) части сопел

В дальнейшем для краткости будем называть сопло, обозначенное на рисунке 1 цифрой 1, «сопло 1», а обозначенное цифрой 2 – «сопло 2». Сопла без перекрытия критического сечения будем называть номинальными.

Критическое сечение номинального сопла 1 имеет прямоугольную форму. Сразу за критическим сечением имеется начальный участок сопла, в котором форма сечения постоянна и совпадает с формой критического сечения номинального сопла. Далее находится переходный участок, на котором форма сечения сопла меняется от прямоугольной до круглой. Продолжение диффузорной части сопла состоит из сопрягающихся участков, имеющих форму усечённых прямых конусов. Сопло 2 отличается от сопла 1 тем, что форма номинального критического сечения, поперечных сечений в начальном и переходном участках – круглая. Площадь этих сечений совпадает с площадью соответствующих сечений сопла 1.

В дальнейшем используются безразмерные переменные, в которых линейные размеры отнесены к величине радиуса окружности, описанной около прямоугольного критического сечения номинального сопла. Размеры номинального критического сечения сопла 1 по осям OY и OZ составляли соответственно l_y^*=1.557 и l_z^*=1.255, а радиус критического сечения номинального сопла 2 r^*=0.789. Площадь критического сечения сопел s_0^*=1.954. Центры правосторонних систем координат совпадают с центрами критических сечений сопел. Ось OX направлена вдоль осей сопел, ось OY – вдоль большей стороны прямоугольника, образующего критическое сечение, а ось OZ – вдоль меньшей стороны критического сечения. Меридиональный угол θ отсчитывается в плоскости OYZ от положительного направления оси OY в сторону положительного направления оси OZ.

Рассматриваемые сопла имеют кососрезанные выходные сечения, параллельные оси OZ, расположенные вдоль оси OX от значения x_{s1}=6.43 до значения x_{s2}=19.08.

Критические сечения могут перекрываться, так что сопла становятся регулируемыми. Зоны перекрытия расположены в плоскости критических сечений x=0. Края зон перекрытия параллельны оси OY. В случае сопла 1 зона перекрытия располагается по оси OZ между значениями $z=-l_z^*/2$ и $z=z_z$. В случае сопла 2 зона перекрытия располагается по оси OZ между значениями $z=-r^*$ и $z=z_z$. z_z есть z-координата границы зоны перекрытия. Для примера на рисунке 1 красным цветом изображена зона перекрытия 20% площади номинальных критических сечений сопел.

Отметим, что в случае номинального критического сечения рассматриваемая геометрия сопел симметрична относительно плоскости OXY, которая нарушается при изменении площади критического сечения.

Рассматриваемая среда – совершенный вязкий теплопроводный газ с отношением удельных теплоёмкостей γ=1.4. Параметры газа в критическом сечении считаются заданными и постоянными по сечению и во времени. В дальнейшем используются безразмерные переменные, в которых плотность, скорость и температура отнесены к ρ^*, V^*, T^* – плотности, скорости и температуре в критическом сечении. При таком выборе безразмерных переменных давление в критическом сечении $p^*=1/\gamma=0.714$, полное давление $p_0=p^*((\gamma+1)/2)\gamma/(\gamma-1)=1.352$.

Температура газа во внешней среде на бесконечности принималась равной T_a=0.135. Число Рейнольдса, вычисленное по параметрам критического сечения, принимало значение $\mathrm{Re}=2\cdot10^6$. В расчётах задавалось отношение полного давления адиабатически заторможенного потока к давлению во внешней среде на бесконечности $n=p_0/p_a$.

Расчётной областью является цилиндр радиусом 25 и длиной 100, расположенный вдоль оси OX от начала координат.

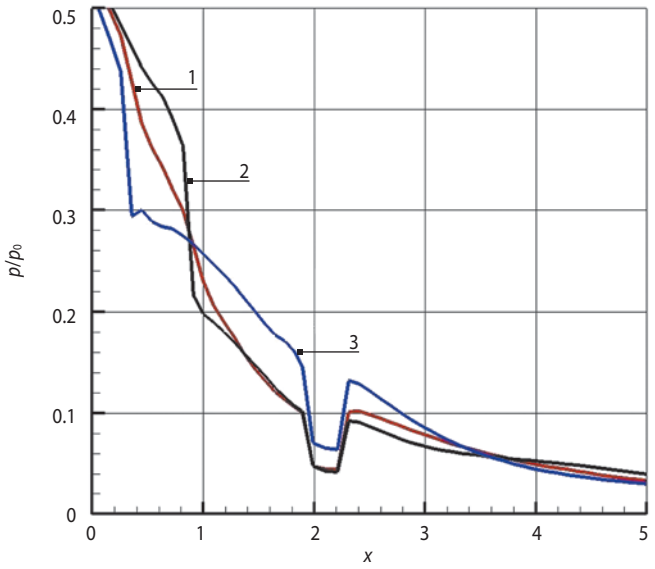
Расчёты проведены на вычислительных сетках, имеющих экспоненциальное сгущение около поверхности сопла. Использовались вычислительные сетки, состоящие из $6\cdot10^6$ конечных объёмов.

2. Результаты расчётов

В настоящем разделе приводятся результаты расчётов течения в соплах 1 и 2 для значений параметра n=80, 60, 40, 20 и относительной площади критического сечения сопла $\bar{s}_z^*=s_z^*/s_0^*$, изменяемой в интервале от 1 до 0.5. Здесь s_z^* – площадь критического сечения сопел при наличии перекрытия.

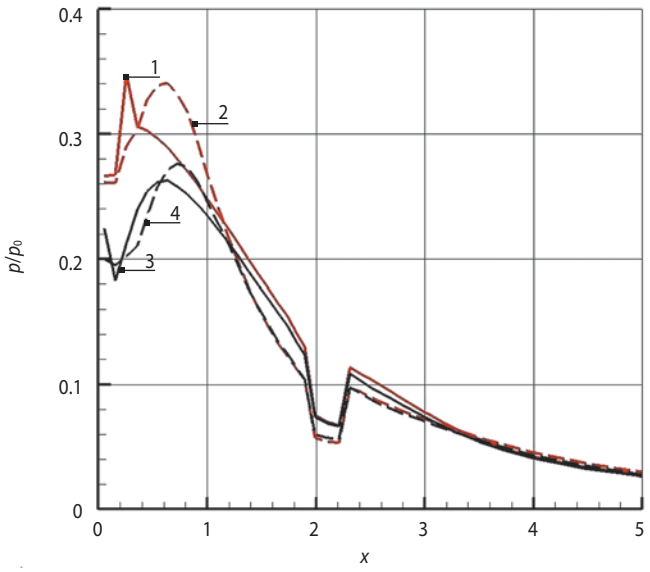
Особенностью результатов численных решений является выявление отрыва потока на внутренней поверхности сопла. Как для круглого, так и для прямоугольного критического сечения сопла для значений n=80, 60, 40 линия отрыва находится в пределах среза сопла между значениями $x=x_{s1}$ и $x=x_{s2}$. При n=20 линии отрыва находятся между критическим сечением и плоскостью $x=x_{s1}$.

До линии отрыва на внутренней поверхности сопла рассчитанные отношения давления p/p_0 по существу не зависят от величины n. Практически важным результатом проводимого исследования является установление зависимости изменения распределения давления по поверхности сопел 1 и 2 от различных величин перекрытия критического сечения.



1 – сопло 2; **2** – сопло 1; θ=0, π;
3 – сопло 1, θ=π/2, 3π/2. $\bar{s}_z^*$=1.

рисунок 2. Зависимость распределения давления p/p_0 от величины x



1 – сопло 1, $\bar{s}_z^*$=0.9; **2** – сопло 2, $\bar{s}_z^*$=0.9;
3 – сопло 1, $\bar{s}_z^*$=0.8. **4** – сопло 2, $\bar{s}_z^*$=0.8. θ=3π/2.

рисунок 3. Зависимость давления p/p_0 от величины x

На рисунке 2 приведены результаты расчётов при отсутствии перекрытия критического сечении ($\bar{s}_z^*$=1). Линией 1 показаны данные для варианта сопла 2. В этом случае в силу осевой симметрии задачи до линии отрыва результаты не зависят от угла θ. Кривые 2 и 3 относятся к случаю сопла 1. Кривая 2 соответствует данным с меридиональными углами θ=0, π, а кривая 3 – θ=π/2, 3π/2. Из рисунка видно, что форма критического сечения заметно влияет на распределение давления за критическим сечением. По мере приближения к срезу сопла представленные кривые сближаются.

На рисунке 3 приведены зависимости давления p/p_0 от x для сопел 1 и 2 в меридиональном сечении θ=3π/2, проходящем через центры зон перекрытия. Кривые 1, 2 относятся к варианту с $\bar{s}_z^*$=0.9, кривые 3, 4 – к варианту с $\bar{s}_z^*$=0.8. Сплошными кривыми 1, 3 представлены результаты для сопла 1, пунктирными кривыми 2, 4 – для сопла 2.

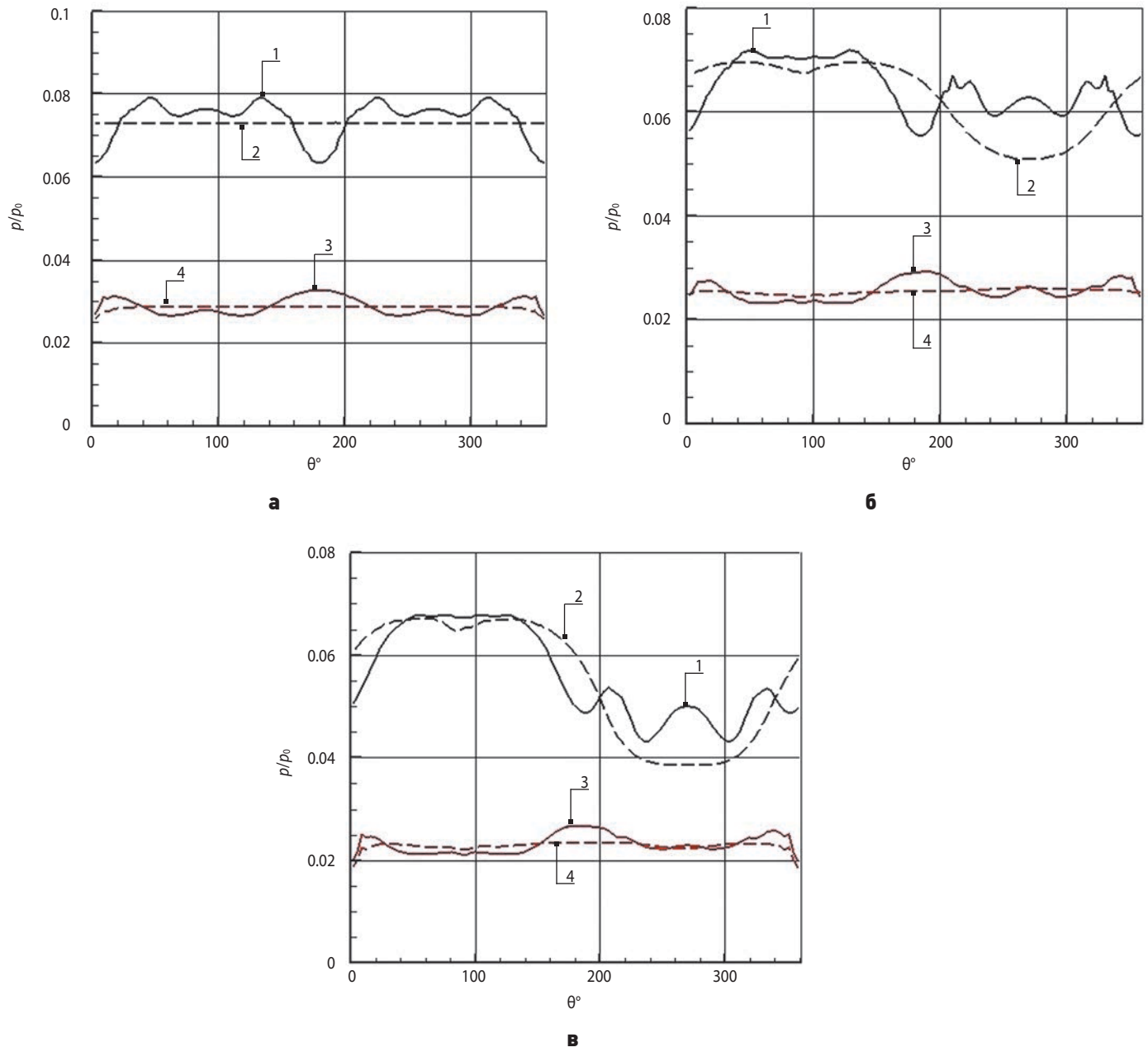
Приведённые зависимости иллюстрируют наличие области разрежения за перекрываемой частью критических сечений. Размер этих областей в случае сопла 1 меньше, чем в случае сопла 2 при одинаковой площади перекрытия. При этом, если у сопла 1 с увеличением площади перекрытия размер области разрежения увеличивается заметно, то у сопла 2 – незначительно. Объясняется это тем, что при одинаковой площади перекрытия в соплах 1, 2 граница зоны перекрытия по оси z в случае сопла 2 ближе к центру номинального критического сечения, чем в случае сопла 1, и меньше сдвигается при изменении площади перекрытия.

Влияние формы критического сечения на области разрежения за перекрываемой частью критического сечения проявляется и в том, что при одинаковой площади перекрытия величина этих областей для сопла 2 больше, чем в случае сопла 1. С увеличением площади перекрытия эта разница уменьшается.

С увеличением x кривая 1 сближается с кривой 3, а кривая 2 сближается с кривой 4, т.е. дальнейшее течение практически не зависит от величины перекрытия критического сечения.

Влияние формы критического сечения номинального сопла на неравномерность течения можно проследить на рисунке 4, где для разных значений $\bar{s}_z^*$ представлены зависимости отношения p/p_0 от меридионального угла θ на внутренней поверхности сопел в сечениях x=const. На рисунках 4а–в приведены результаты соответственно для $\bar{s}_z^*$=1, 0.9, 0.8. Линиями 1, 2 показаны результаты в сечении x=3.1, находящемся примерно посередине между плоскостью критического сечения и плоскостью $x=x_{s1}$, проходящей через начало среза сопла. Линиями 3, 4 показаны результаты в сечении x=6.42, т.е. в плоскости начала среза сопла. Сплошные линии 1, 3 на рисунке 4 соответствуют данным, полученным для сопла 1, а пунктирные линии 2, 4 – для сопла 2.

Из рисунка 4а следует, что в случае номинального сопла 2 в обоих представленных сечениях наблюдается осевая симметрия распределения давления, незначительно нарушаемая только вблизи начала среза сопла $x=x_{s1}$ (кривая 4, θ=0, π). Наличие прямоугольного критического сечения приводит к заметной



а – $\bar{s}_z^*$=1; **б** – $\bar{s}_z^*$=0.9; **в** – $\bar{s}_z^*$=0.8;

1 – x=3.1, сопло 1; **2** – x=3.1, сопло 2;
3 – x=6.42, сопло 1; **4** – x=6.42, сопло 2.

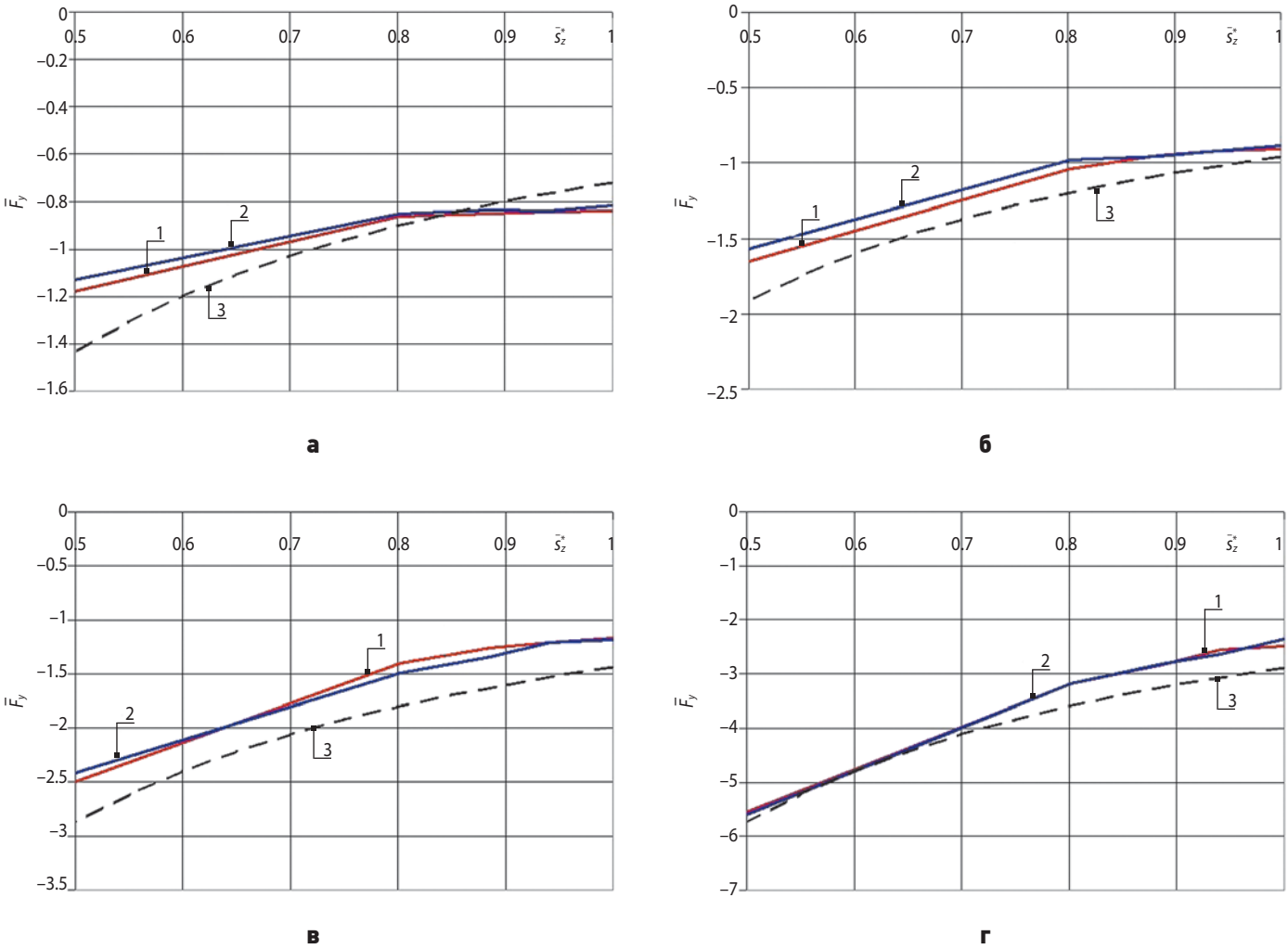
рисунок 4. Зависимости давления p/p_0 от угла θ

неравномерности потока в среднем сечении x=3, 1, которая снижается при приближении к началу среза сопла.

На рисунках 4б и 4в видно, как при увеличении площади зоны перекрытия увеличивается разрежение за ней. Влияние формы сопла, как и на рисунке 4а, проявляется в том, что в случае сопла 2 кривые более плавные, чем в случае сопла 1. С приближением к началу среза сопла значительно снижается влияние наличия и величины перекрытия, а также формы критического сечения на распределение давления.

Рассмотрим далее суммарные силы, действующие на внутреннюю боковую поверхность сопел, а именно – y и z составляющие этих сил.

На рисунке 5 приведены зависимости нормальной относительной силы $\bar{F}_y=F_y/I^*$ от относительной площади критического сечения $\bar{s}_z^*$, где F_y – проекция на ось OY газодинамических сил, действующих на внутреннюю боковую поверхность диффузорной части сопел; $I^*=\rho V^{*2}s_z^*$ – импульс потока в критическом сечении. Буквами а, б, в, г обозначены результаты расчётов соответственно для значений n=80, 60, 40, 20. Линиями 1 показаны результаты для сопла 1,

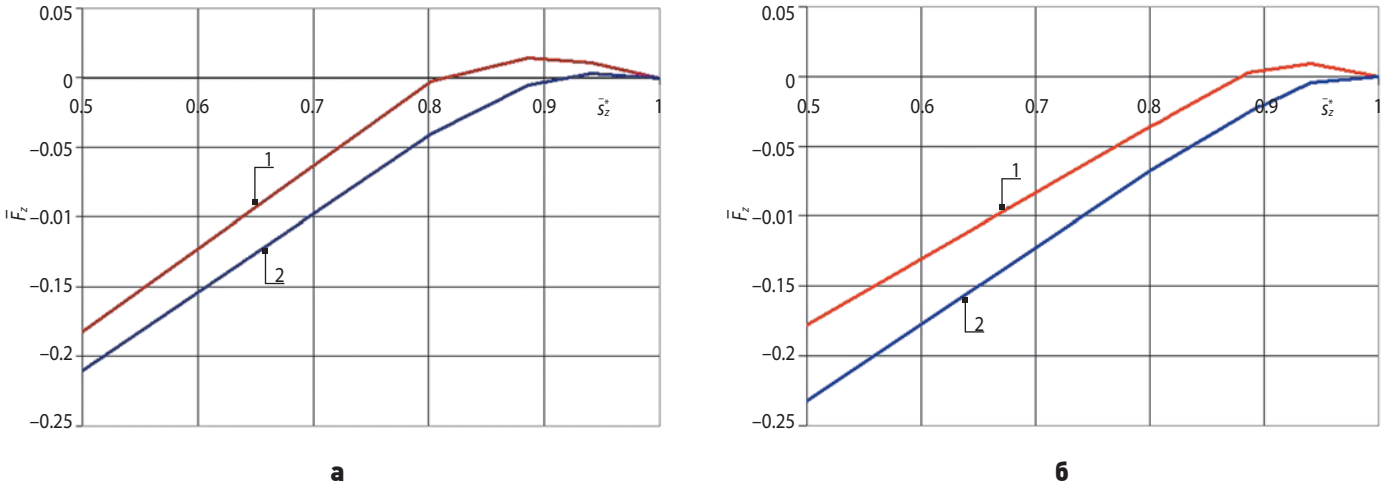


а – n=80; **б** – n=60; **в** – n=40; **г** – n=20.

1 – сопло 1; **2** – сопло 2;

3 – давление внутри сопла постоянно и равно p_a.

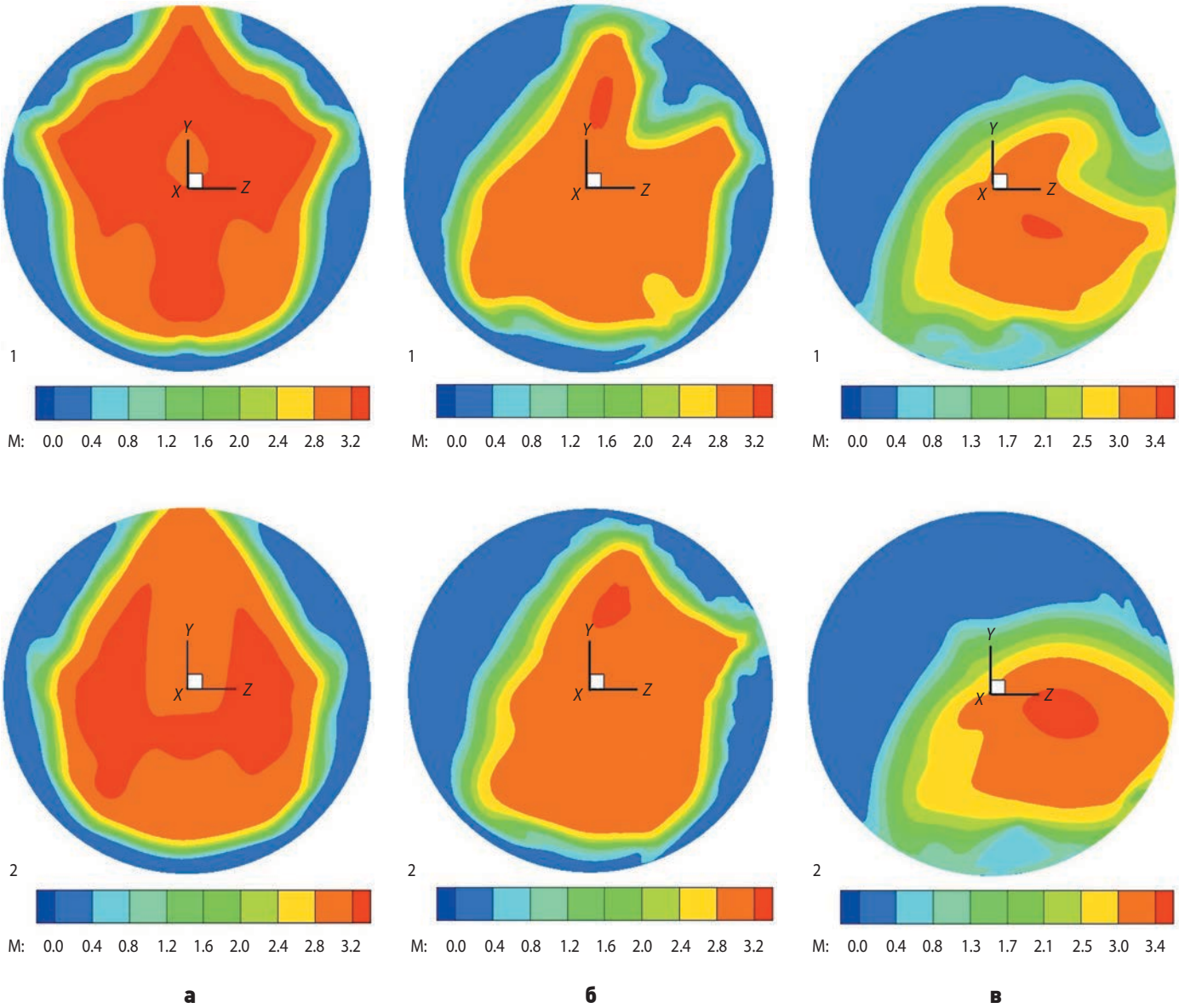
рисунок 5. Зависимости коэффициента нормальной силы $\overline{F}_y$ от $\overline{s}_z^*$



а – n=80; **б** – n=60;

1 – сопло 1; **2** – сопло 2.

рисунок 6. Зависимости коэффициента силы $\overline{F}_z$ от относительной площади заслонки $\overline{s}_z^*$



1 – сопло 1; **2** – сопло 2;

а – $\bar{s}_z^*$=1; **б** – $\bar{s}_z^*$=0.8; **в** – $\bar{s}_z^*$=0.5.

рисунок 7. Поля локальных значений числа Маха в плоскости $x=x_{s2}$, n=60

линиями 2 – для сопла 2. Пунктирными линиями показан коэффициент y-составляющей газодинамической силы $\bar{F}_{ay}=F_{ay}/I^*$, где F_{ay} – y-составляющая газодинамической силы, действующей на внутреннюю диффузорную часть сопла при условии постоянства давления внутри сопла и равенства его атмосферному давлению p_a (эта сила не зависит от формы критического сечения).

Отметим, что превышение сплошной кривой над пунктирной говорит о том, что струя вытекает из сопла отклонённой вниз, в сторону отрицательных значений y, и наоборот, превышение пунктирной линии над сплошной говорит об отклонении струи вверх, в сторону положительных значений y. Чем больше разница между сплошной и пунктирной кривыми, тем на больший угол отклоняется струя.

Из результатов, представленных на рисунке 5, видно, что кривые 1 и 2 близки между собой и, следовательно, форма критического сечения практически не влияет на силу, действующую на диффузорную часть сопла вдоль оси *OY*, которая определяется в основном кососрезанным выходным сечением.

На рисунке 6 показаны зависимости коэффициента силы $\bar{F}_z=F_z/I^*$ от относительной площади критического сечения $\bar{s}_z^*$ для значений n=80, 60. F_z – проекция на ось *OZ* газодинамических сил, действующих на внутреннюю боковую поверхность диффузорной части сопел. Линии, обозначенные цифрой 1, относятся к соплу 1, цифрой 2 – к соплу 2.

Видно, что с увеличением площади перекрытия критического сечения z-составляющая суммарной силы, действующей на сопло, увеличивается

и направлена в сторону зоны перекрытия. Абсолютная величина этих сил больше в случае сопла 2, чем для сопла 1. Превышение кривой над осью *OX* говорит о том, что струя вытекает из сопла отклоненной в сторону отрицательных значений *z*, и наоборот, отрицательные значения $\bar{F}_z$ говорят об отклонении струи в сторону положительных значений *z*. Отметим, что значения $\bar{F}_z$ по порядку величины значительно меньше, чем значения сил F_y на рисунке 5 и отклонение струи вдоль оси *OZ* менее заметны, чем вдоль оси *OY*.

На рисунке 7 приведены поля локальных значений числа Маха в плоскости $x=x_{s2}$, проходящей через дальний край выходного сечения сопла при n=60 и $\bar{s}_z^*$=1, 0.8, 0.5. По положению пятна струи видно, что при увеличении площади перекрытия критического сечения струя начинает отклоняться вниз и в сторону положительных значений *z*, что согласуется с поведением кривых на рисунках 5, 6. Отметим, что в случае круглого критического сечения, поля локальных значений числа Маха более сглажены, чем в случае прямоугольного критического сечения.

заключение

Представлены возможности разработанного математического аппарата, обеспечивающего моделирование течения газа в расширяющей части сопел двигателей мягкой посадки с регулируемым критическим сечением прямоугольной и круглой формы и сопел, имеющих кососрезанные выходные сечения. В результате расчётов выявлено наличие отрывного течения, обусловливающего несимметричное распределение давления на внутренней стенке сопла, вызывающее появление нормальной силы в плоскости симметрии сопла. Интегрирование этого распределения позволяет определять величины нормальных и боковых сил, действующих на аппараты при посадке на поверхности планет. В приведённых примерах расчёта продемонстрированы качественные и количественные зависимости этих сил от полного давления и площади несимметричного перекрытия критического сечения сопла. При этом реализуется отрывное течение в зоне длинной образующей сопла с появлением нормальной силы в плоскости симметрии сопла. Увеличение площади несимметричного перекрытия критического сечения приводит к появлению боковой силы, перпендикулярной плоскости симметрии. Величина и направление боковой силы зависят от отношения полного давления в критическом сечении к внешнему давлению и от площади несимметричного перекрытия критического сечения. В рассмотренном диапазоне изменения параметров для обеих конфигураций критического сечения структура течения в сопле качественно одинакова.

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

Антонова Н.П., Брюханов Н.А., Четкин С.В. Средства посадки пилотируемого транспортного корабля нового поколения // Космическая техника и технологии. 2014. № 4. С. 21-30.

Бабаков А.В. Программный комплекс «Flux» для моделирования фундаментальных и прикладных задач аэрогидродинамики // Журнал вычислительной математики и математической физики. 2016. Т. 56, № 6. С. 255-265.

Бабаков А.В. Численное моделирование пространственно-нестационарных струй сжимаемого газа на многопроцессорном вычислительном комплексе // Журнал вычислительной математики и математической физики. 2011. Т. 51, № 2. С. 251-260.

Бабаков А.В., Белошицкий А.В., Гайдаенко В.И., Дядькин А.А. Моделирование методом потоков течения в диффузорной части регулируемого сопла тормозного двигателя возвращаемого аппарата // Космическая техника и технологии. 2017. № 1. С. 39-47.

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.

Ефанов В.В., Долгополов В.П. Луна. От исследования к освоению (К 50-летию космических аппаратов «Луна-9» и Луна-10») // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 4. С. 3-8.

Миронов А.Н. О моделировании течения продуктов сгорания топливного заряда в несимметричных сопловых блоках РДТТ // Сб. трудов YII всероссийской конференции «Внутрикамерные процессы и горение в установках на твердом топливе и в ствольных системах» (ICOC-2011). 2011. С. 224-231.

Статья поступила в редакцию 09.01.2019 г.
Статья после доработки 09.01.2019 г.
Статья принята к публикации 09.01.2019 г.

УДК 662.620:629.78

РАЗРАБОТКА И ИССЛЕДОВАНИЕ УЗЛОВ ТРЕНИЯ, РАБОТАЮЩИХ ПРИ ВЫСОКИХ ТЕМПЕРАТУРАХ, ПРИМЕНИТЕЛЬНО К КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТАМ

DEVELOPMENT AND RESEARCH OF FRICTION UNITS OPERATING AT HIGH TEMPERATURES IN RELATION TO SPACECRAFT

В.В. Алисин[1],
кандидат технических наук,
vva-imash@yandex.ru;
V.V. Alisin

М.Н. Рощин[1],
кандидат технических наук,
roschin50@yandex.ru;
M.N. Roshchin

А.И. Лукьянов[1],
alexxx0072@rambler.ru;
A.I. Lukyanov

В.А. Воронцов[2],
доктор технических наук,
vorontsov@laspace.ru;
V.A. Vorontsov

В.А. Богачев[2],
tribolab@laspace.ru;
V.A. Bogachev

Н.А. Маркачев[2],
кандидат технических наук,
markachev@laspace.ru;
N.A. Markachev

Статья посвящена разработке и исследованию пар трения применительно к приводам КА, работающим в условиях высоких температур 300…700°С. Выбор температуры испытаний обусловлен перспективами создания приводов КА для работы без смазки в условиях высоких температур.

Ключевые слова: узлы трения; композиционные материалы; экспериментальная установка; высокотемпературные испытания; коэффициенты трения.

The work is devoted to the development and study of friction pairs in relation to the Spacecraft drives operating at high temperatures of 300...700°C. The choice of test temperature is due to the prospects of creating drives for spacecraft to operate without lubrication at high temperatures.

Keywords: friction units; composite materials; experimental setup; high-temperature tests; friction coefficients.

введение

Механические устройства, входящие в состав космических аппаратов, содержат узлы трения, «без успешной работы которых невозможно выполнение целевых задач аппарата» (*Романенко И.В.*, 2015). Однако при проектировании перспективных КА, связанных с освоением дальнего космоса необходимо учитывать условия эксплуатации изделия. Так, к примеру, поверхность Венеры имеет температуру 467°С (*Basilevsky Alexandr T., Head James W.*, 2003), температура поверхности Меркурия днём 350°С (*Howard W.E., Barrett A.H., Haddock F.T.*, 1962) и применение жидких и пластичных смазок в узлах трения при таких условиях невозможно (*Ярош В.М., Царькова Л.В.*, 2001). Аналоги на основе твёрдых смазок имеют ограниченный ресурс работы, например покрытие на основе дисульфида молибдена типа ВНИИ НП-230 ТУ 38-101558-75 истирается на всю глубину в результате фреттинг-износа, возникающего в процессе выведения КА ракетой-носителем на целевую орбиту (*Штокал А.О. и др.*, 2017). Методы воспроизводства твёрдосмазочных покрытий, например «ротапринтная смазка», ведут к значительному усложнению и утяжелению узлов трения.

Негативно влияет на узлы трения и химическая коррозия, возникающая из-за присутствия в атмосфере Венеры углекислого газа (содержание 96,5%) и азота (3,5%). Проведённые исследования (*Птельгузов И.А.*, 2012) показали, что при эксплуатации узлов трения из циркониевых материалов без защитных покрытий в среде углекислого газа, при давлении 60 атмосфер и температурном диапазоне от 500 до 660°С происходит коррозия циркониевых сплавов, однако покрытия из хрома и алюминия позволяют увеличить коррозионную стойкость в восемь раз.

[1] Институт машиноведения им. А.А. Благонравова РАН, Россия, г. Москва.
Mechanical Engineering Research Institute of the Russian Academy of Sciences, Russia, Moscow.

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

Среди альтернативных материалов, имеющих высокую коррозионную стойкость, можно рассматривать сталь 40Х13.

Целью работы являлось исследование поведения пар трения в условиях высоких температур, перспективных для обеспечения работы механизмов космических аппаратов.

Для достижения поставленной цели решались следующие задачи:

- разработка экспериментальной установки для исследования узлов трения при высоких темпе ратурах;
- исследования узлов трения в условиях высоких температур;
- обработка полученных данных;
- оценка работоспособности узла трения в условиях высоких температур.

Объектами исследования были узлы трения существующих агрегатов.

1. Методика эксперимента

Стратегия экспериментальной отработки основывается на наземной отработке систем и частей КА при максимально полной имитации (в пределах возможностей имитационных средств) штатных условий эксплуатации аппарата.

В условиях длительных полётов КА в открытом космосе для обеспечения работоспособности узлов трения, например механизмов поворота антенн, требуются материалы, которые, кроме хороших антифрикционных свойств, должны обладать хорошей стойкостью к адгезионному схватыванию, поскольку возникает проблема образования «мостиков сварки». При повышенных температурах задиростойкость материалов уменьшается, т.к. с ростом температуры снижаются характеристики прочности материалов, а силы адгезионного взаимодействия относятся к дисперсионным силам, т.е. имеют электрическую природу, и на них температура практически не влияет. Поэтому для работы в условиях высоких температур в узел трения должен входить неметаллический материал. Наибольший интерес в этих условиях представляют керамические и углеродные композиты (*Мошшеев А.А. и др.*, 2002). Узлы трения, как правило, работают в условиях динамического нагружения и вибраций, в связи с чем к материалам триботехнического назначения предъявляются повышенные требования по трещиностойкости. В качестве испытуемых материалов были выбраны:

- керамический композиционный материал (КМ) на основе оксидов циркония и алюминия (ZrO_2+Y_2O_3+Al_2O_3), изготовленный по шликерной технологии, с температурой спекания $T_{сп}$=1600°С. Данный материал имеет пористость 0,5%, плотность 5,81 г/см^2;
- углерод-углеродный композиционный материал (УУКМ) марки Арголон-2D. Данный материал получают по жидкофазной технологии, включающей пропитку армирующего каркаса каменноугольным пеком с последующей карбонизацией. Благодаря своим структурным особенностям материал обладает следующими физико-механическими и теплофизическими свойствами: плотность 1,3÷1,6 г/см^3, предел прочности при растяжении 80÷150 МПа, предел прочности при сжатии 25÷100 МПа, теплопроводность 6÷20 Вт/(м·К), ТКЛР 1,5÷2(10^{-6} 1/К), (*Новые материалы*, 2002);
- металлокерамика триботехнического назначения (*Порошковая металлургия…*, 1985). Химический состав металлокерамического образца по данным спектрального анализа (усреднённый по площадям), at (атомарных) %: C – 19,46; Si – 3,92; P – 1,41; Mn – 0,47; Fe – 74,19; Cu – 0,55, металлокерамика сформирована спеканием мелкодисперсных порошков. Для проведения испытаний было изготовлено две партии данного вида материала: в исходном состоянии и обработанная в парах селена. В исходном состоянии в металлокерамике много железа и возможно схватывание со стальным контртелом вследствие длительного нахождения в открытом космосе. Обработка парами халькогена (селена) предохраняет от схватывания и обеспечивает противозадирную стойкость пары трения при высоких температурах.

рисунок 1. Образцы в верхнем держателе

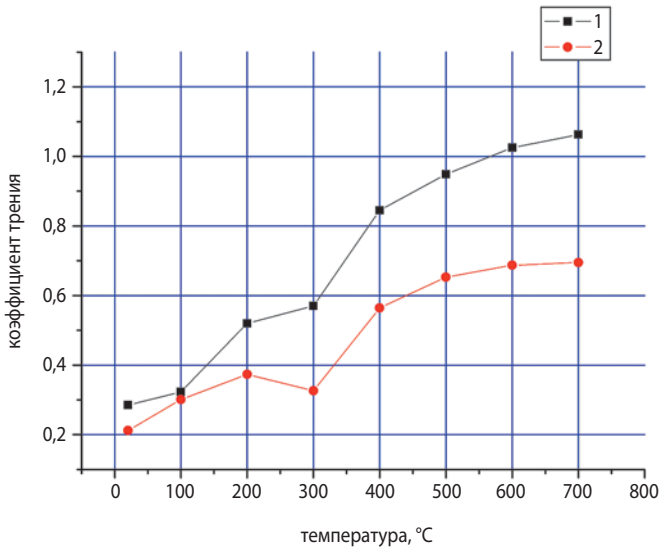


рисунок 2. Влияние температуры на коэффициент трения керамического композита при удельной нагрузке, МПа: **1** – 0,2; **2** – 2,0

Контртелом во всех испытаниях была коррозионно-стойкая сталь 40Х13. Известны работы, проведённые в НПО им. С.А. Лавочкина (*Ярош В.М., Царькова Л.В.*, 2001), по исследованию пар трения в земных и космических условиях на машине трения и имитаторе КА «ЛУНА-22» по схеме «вал–втулка».

В редукторах космических аппаратов применяются опоры скольжения «вал–втулка». Контактное давление в подшипнике скольжения сильно зависит от величины зазора между валом и втулкой. Зазоры в различных подшипниках разные, поэтому крайне трудно обобщать и распространять результаты стендовых испытаний подшипника скольжения на другие типоразмеры подшипников. В связи с этим наиболее приемлемым методом трибологических испытания материалов является схема «диск–пальчик».

Для проведения трибологических испытаний, моделирующих работу натурного узла трения в условиях высоких температур, был изготовлен в ИМАШ РАН высокотемпературный стенд ВТМТ-1000. Особенностью стенда является обеспечение режима трения образцов по пальчиковой схеме в интервале температур от 300 до 700°С в условиях диапазона нормальных нагрузок 50–500 Н.

Оригинальность разработки состоит в том, что испытательный узел установлен на опорной платформе, нагреваемой с помощью электрической спирали мощностью 4 кВт. С учётом термоизоляции узел нагрева позволяет разогревать испытуемые образцы до температуры 1000°С. Опорная платформа установлена с возможностью поворота на подпятнике в виде упорного подшипника качения, которой снабжён устройством охлаждения. На опорной платформе установлен рычаг, опирающийся на силоизмерительное устройство, связанное с компьютером, для записи результатов измерений момента трения испытуемых образцов. Верхняя часть испытательного узла (рисунок 1) крепится к приводу стенда. Опорная платформа нагревается до заданной температуры, при этом упорный подшипник, на котором она установлена, непрерывно охлаждается проточной водой. Держатель с образцами приводится во вращение, скорость скольжения 0,5 м/с. Момент трения фиксируется через каждые 100°С.

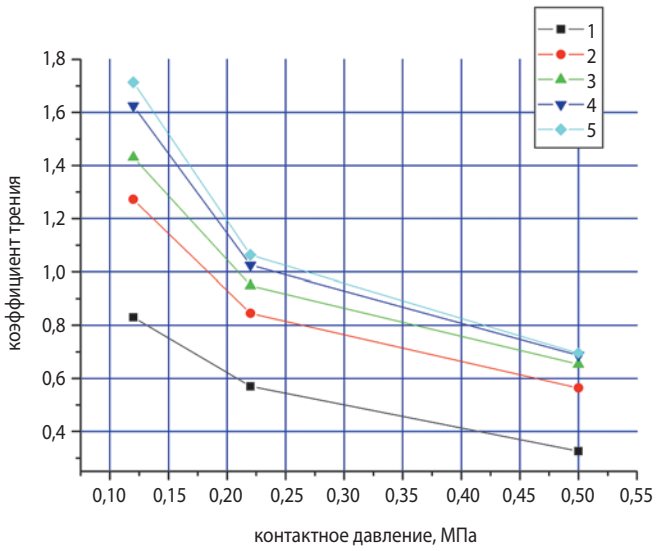


рисунок 3. Влияние удельной нагрузки на коэффициент трения керамического композита при температуре, °С: **1** – 300; **2** – 400; **3** – 500; **4** – 600; **5** – 700

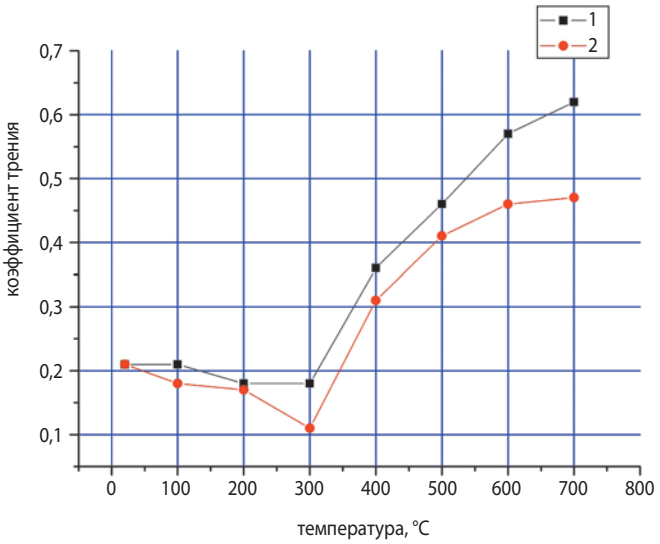


рисунок 4. Влияние температуры на коэффициент трения УУКМ при различной удельной нагрузке, МПа: **1** – 0,22; **2** – 1,0

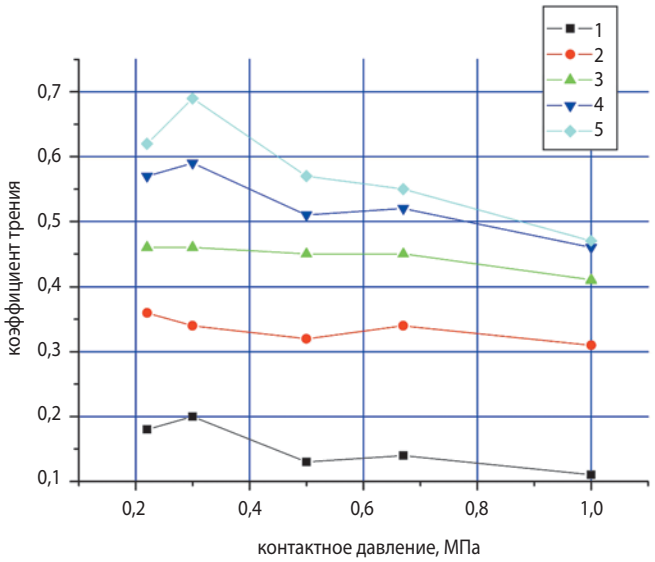


рисунок 5. Влияние удельной нагрузки на коэффициент трения УУКМ при температуре, °С:
1 – 700; **2** – 600; **3** – 500;
4 – 400; **5** – 300

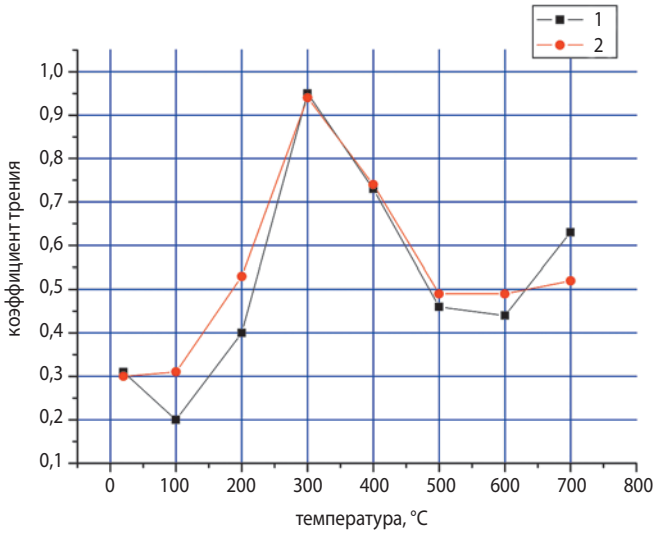


рисунок 6. Влияние температуры на коэффициент трения металлокерамики при контактном давлении 0,36 МПа:
1 – обработанной в парах селена;
2 – в исходном состоянии

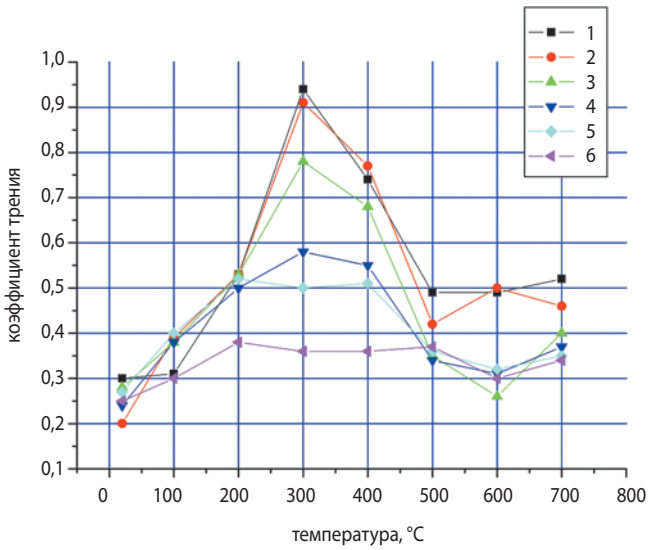


рисунок 7. Влияние температуры на коэффициент трения металлокерамики после обработки в парах селена при контактном давлении, МПа:
1 – 0,36; **2** – 0,67; **3** – 0,98; **4** – 1,5; **5** – 2; **6** – 3

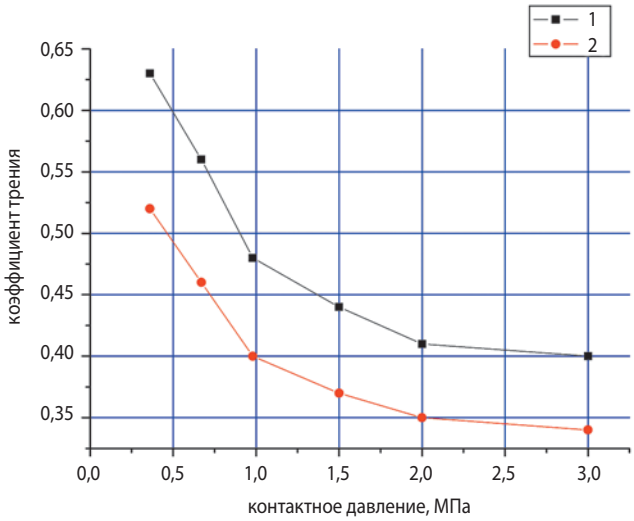


рисунок 8. Влияние контактного давления на коэффициент трения металлокерамики при температуре 700°С:
1 – без обработки в парах селена;
2 – после обработки в парах селена

Тарировка осевого усилия на пару трения осуществляется по образцовому переносному динамометру ДОСМ-3-2У 5095 (ГОСТ 9500-84), в который упирается подвижный шпиндель. Порог чувствительности динамометра не более 0,02% наибольшего предела измерения, цена наименьшего деления шкалы не менее 0,1%. На держателе нижнего образца-контртела установлен рычаг, упирающийся в тензодатчик.

Регистрация момента трения и температуры осуществляется с использованием тензометрических датчиков ZET 7111 Tensometer CAN. Данные передаются в цифровом виде по интерфейсу CAN 2.0, с использованием протокола Modbus. Преобразователь интерфейса USB-CANZET 717 предназначен для подключения измерительных сетей на базе интеллектуальных датчиков и управляющих модулей ZETSENSOR с интерфейсом CAN к ПК. Точность измерения не менее 1% от наибольшего предела измерений.

2. Результаты и их обсуждение

Керамический композит с матрицей из диоксида циркония имеет относительно низкий коэффициент трения (0,2–0,3) только при трении в условиях нормальной температуры – с ростом температуры коэффициент трения увеличивается (рисунок 2).

С увеличением удельной нагрузки коэффициент трения уменьшается во всем температурном диапазоне (рисунок 3). Абсолютное значение коэффициента трения при температуре 450°С в интервале испытанных нагрузок изменяется от 0,6 до 0,9.

УУКМ имеет низкий коэффициент трения (0,2) в условиях трения при нормальной температуре. С ростом температуры он сначала уменьшается, достигая минимума при 300°С, затем увеличивается (рисунок 4), что, вероятно, связано со структурными изменениями.

С увеличением контактного давления коэффициент трения уменьшается во всем температурном диапазоне (рисунок 5). Абсолютное значение коэффициента трения УУКМ при температуре 450°С в интервале испытанных нагрузок изменяется от 0,35 до 0,40.

Металлокерамика без пропитки и после пропитки парами селена имеет относительно низкий коэффициент трения (0,3) только при трении в условиях нормальной температуры. С ростом температуры до 300°С коэффициент трения резко возрастает до величины 0,95, затем уменьшается до величины 0,5 при 500°С, причём до температуры 600°С никого влияния селена не наблюдается (рисунок 6).

Контактное давление в зоне трения заметно выравнивает кривую, отражающую влияние температуры на зависимость коэффициента трения от давления (рисунок 7).

При температуре 700°С начинается процесс испарения селена и коэффициент трения существенно уменьшается по сравнению с образцами без селена (рисунок 8).

На основе этого эффекта представляется перспективным синтез новых металлокерамических КМ для работы в высокотемпературных узлах трения. Такие условия трения могут возникнуть, например, при полётах КА в сторону солнца (*Одинцова А*., 2017).

заключение

Проведённая работа по исследованию узлов трения показала их высокую работоспособность в условиях эксплуатации. Оригинальная испытательная установка (стенд ВТМТ-1000) и методика с использованием кинематической схемы «диск–палец» позволили получить достоверные данные по работоспособности узлов трения в условиях высоких температур применительно к КА, работающим в космосе.

список литературы

Моишеев А.А., Салибеков С.Е., Цвелев В.М., Маркачев Н.А., Лавочкина Л.Л. Исследования физико-механических характеристик композиционного материала Al-C // Сб. науч. трудов НПО им. С.А. Лавочкина. 2002. Вып. 4. С. 133-144.

Новые материалы / Под науч. ред. Ю.С. Карабасова. М.: МИСИС, 2002. 736 с.

Одинцова А. Навстречу звезде: зачем NASA отправляет космический аппарат к Солнцу // Виртуальный журнал «Россия Сегодня». Дата обновления 31.03.2017. [Электронный ресурс]. URL: https://russian.rt.com/science/article/374066-nasa-apparat-solnce (дата обращения: 21.08.2018).

Порошковая металлургия. Материалы, технология, свойства, области применения: справочник / Под ред. И.М. Федорченко. Киев: Наукова Думка, 1985. 624 с.

Птельгузов И.А. Влияние защитных покрытий из алюминия и хрома на окисление циркония и его сплавов // Вопросы атомной науки и техники. 2012. № 2 (78). С. 114-118.

Романенко И.В. Улучшение методики испытаний механических систем космических аппаратов // Труды МАИ. 2015. № 80. URL: http://trudymai.ru/published.php?ID=56899 (дата обращения: 21.08.2018).

Штокал А.О., Рыков Е.В., Добросовестнов К.Б. и др. Пути повышения надёжности работы узлов раскрытия космических аппаратов с отложенным раскрытием // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 4. С. 60-67.

Ярош В.М., Царькова Л.В. Методы обеспечения работоспособности механизмов космических аппаратов // Сб. науч. трудов НПО им. С.А. Лавочкина. 2001. Вып. 3. С. 194-197.

Basilevsky Alexandr T., Head James W. The surface of Venus // Reports on Progress in Physics. 2003. № 66 (10). Дата обновления: 10.09.2003. [Электронный ресурс] URL: http://iopscience.iop. org/article/10.1088/0034-4885/66/10/R04/pdf#artAbst (дата обращения: 21.08.2018).

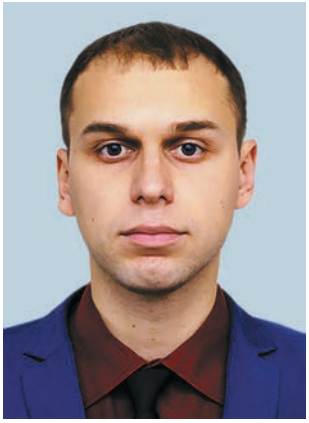
Howard W.E., Barrett A.H., Haddock F.T. Measurement of Microwave Radiation from the Planet Mercury // Astrophysical Journal. 1962. V. 136. P. 998-999. URL: http://articles.adsabs.harvard.edu//full/1962ApJ...136..995H/0000995.000.html (дата обращения: 21.08.2018).

Статья поступила в редакцию 28.11.2018 г.
Статья после доработки 30.11.2018 г.
Статья принята к публикации 03.12.2018 г.

УДК 629.7.015.4

К ВОПРОСУ ОБЕСПЕЧЕНИЯ НАТЯЖЕНИЯ ВАНТ КОМПОЗИТНОГО БАКА ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

TO THE ISSUE OF TENSIONING OF THE SLING SYSTEM OF COMPOSITE OVERWRAPPED PRESSURE VESSEL



Е.Д. Мироненко[1],
mironenko91@iss-reshetnev.ru;
E.D. Mironenko

А.А. Бабичев[2],
кандидат технических наук,
ant@crism-cat.ru;
A.A. Babichev

А.А. Склезнев[2],
кандидат технических наук,
andrey@skleznev.ru;
A.A. Skleznev

Проведены расчётные и экспериментальные исследования, в результате которых уточнена методика монтажа композитного бака высокого давления на космический аппарат, определён характер изменения усилий натяжения вант при создании рабочего давления в баке и деформации силовой конструкции корпуса космического аппарата.

Ключевые слова:
композитный бак высокого давления; вантовая система; космический аппарат; силовая конструкция корпуса; конечно-элементная модель.

The calculations and experimental studies were carried out, as a result of which the method of mounting of a composite overwrapped pressure vessel was refined, the nature of the change in the tension of the tension of the cables when creating the working pressure in the tank and deformation of the bearing structure of the spacecraft body was determined.

Keywords:
composite overwrapped pressure vessel; sling system; spacecraft; body bearing structure; finite element model.

введение

Композитный бак высокого давления (КБВД) (*Патент РФ № 2589956*, 2016) обеспечивает необходимый объём рабочего тела при реализации высокоэффективной схемы довыведения космического аппарата (КА) на геостационарную орбиту (*Патент РФ № 2586945*, 2016) с использованием штатных электрореактивных двигательных установок КА (*Кравченко И.А. и др.*, 2013). Эффект данной схемы заключается в увеличении массы выводимой полезной нагрузки на геостационарную орбиту с 3250 кг до 4500 кг (*Мироненко Е.Д. и др.*, 2016).

Монтаж КБВД на силовую конструкцию корпуса (СКК) КА производства акционерного общества «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнёва выполняется с помощью оригинальной вантовой системы крепления (рисунок 1), которая имеет значительное массовое преимущество (таблица 1), в сравнении с широко применяе-

[1] Акционерное общество «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнёва», Россия, Красноярский край, г. Железногорск.
JSC Academician M.F. Reshetnev Information Satellite Systems, Russia, Krasnoyarsk region, Zheleznogorsk.

[2] Акционерное общество «Центр перспективных разработок акционерного общества ЦНИИСМ», Россия, Московская область, г. Хотьково.
JSC Central research institute for special machinery, Russia, Moscow region, Khotkovo.

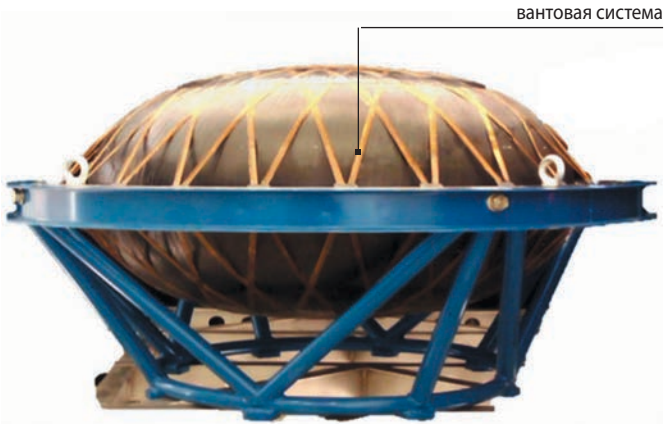


рисунок 1. КБВД с вантовой системой крепления

мым за рубежом переходным отсеком – композитной «юбкой» (*Мироненко Е.Д.*, 2016).

Кроме того, в результате впервые проведённого сравнительного анализа влияния способов крепления на напряжённо-деформированное состояние (НДС) КБВД (*Мироненко Е.Д. и др.*, 2018) выявлены следующие преимущества вантовой системы:

- вантовая система не оказывает существенного влияния на НДС бака, следовательно, при проектировании вантовой системы можно изменять количество и геометрические параметры вант без проведения повторных расчётов КБВД как баллона давления;
- потеря устойчивости вантовой системы крепления при действии перегрузок от выведения КА выражается в потере устойчивости отдельных вант и не влияет на форму и НДС бака КБВД. Усилия от потерявшей устойчивость ванты перераспределяются между соседними вантами, не приводят к полному разрушению конструкции, позволяя ей работать дальше.

Решение проблемы неравномерного распределения усилий в вантах от влияния технологических факторов (отклонения геометрических параметров СКК и вантовой системы) приведено в работе (*Мироненко Е.Д. и др.*, 2018).

Актуальной является задача определения критерия, обеспечивающего оптимальное усилие натяжения вант (1,5±0,3 кН) с учётом влияния эксплуатационных факторов:

- увеличения объёма КБВД при его заправке (создании рабочего давления);
- деформации (прогиба) рёбер СКК КА при создании натяжения вант.

В статье содержится описание расчётных и экспериментальных исследований по определению критерия, обеспечивающего оптимальное усилие натяжения вант с учётом влияния вышеприведённых факторов, а также анализ полученных результатов. Выполненные исследования проводились с целью уточнения методики монтажа КБВД.

1. Расчёт критерия, обеспечивающего оптимальное усилие натяжения вант с учётом влияния эксплуатационных факторов

Оценку влияния прогиба рёбер СКК на усилие натяжения вант целесообразно проводить в сравнении с закреплением КБВД в металлическом кольце, обладающем такой жёсткостью, чтобы в рамках данной задачи его деформацией от натяжения вант КБВД можно было пренебречь (далее по тексту – жёсткое кольцо).

Для проведения исследования разработаны конечно-элементные модели (КЭМ) КБВД, закреплённого в СКК (рисунок 2) и технологическом кольце (рисунок 3). Для определения влияния эксплуатационных факторов вычислены усилия натяжения вант в четырёх расчётных случаях:

- закрепление в СКК, давление КБВД атмосферное;
- закрепление в СКК, давление КБВД рабочее;
- закрепление в жёстком кольце, давление КБВД атмосферное;
- закрепление в жёстком кольце, давление КБВД рабочее.

таблица 1 – Параметры КБВД и интерфейсов для его крепления

объект	параметр	значение
КБВД	габаритные размеры бака	Ø1000×1300 мм
	масса заправленного бака (без крепления)	760 кг
композитная «юбка»	монтажный диаметр на корпус КА	1200 мм
	высота контактной зоны с баком	75 мм
	угол наклона композитной «юбки»	33,7°
	толщина стенки	10 мм
	масса	13,3 кг
вантовая система	монтажный диаметр на корпус КА	1200 мм
	угол наклона вант к экватору бака	15°
	число площадок крепления вант к корпусу КА	24 шт.
	сечение ванты	5×10 мм
	масса	4,4 кг

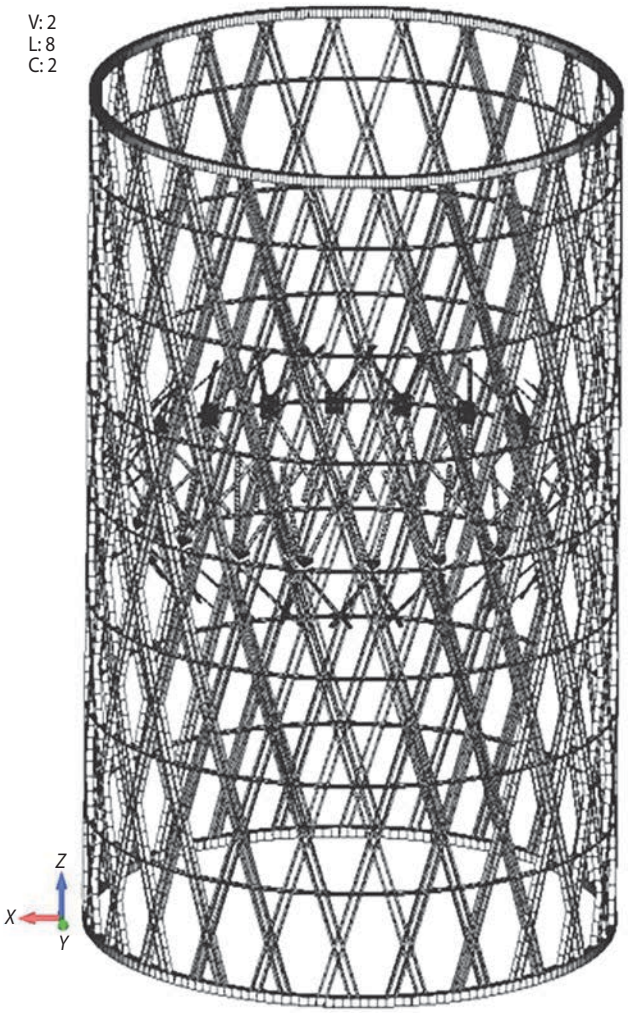


рисунок 2. КЭМ КБВД в СКК

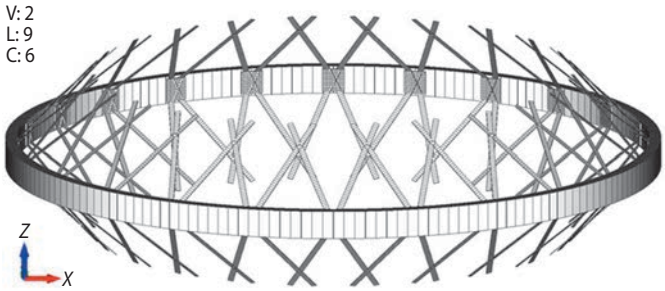


рисунок 3. КЭМ КБВД в жёстком кольце

Рёбра СКК выполнены из углепластика на основе высокомодульного углеродного волокна и эпоксидного связующего.

Оптимальное натяжение вант 1,5±0,3 кН, согласно конструкторской документации, обеспечивается перемещением каждой площадки вант на 2 мм в радиальном направлении от оси симметрии бака.

Для обеспечения соответствия КЭМ физической стороне задачи узлы крепления КБВД в количестве 24 шт. смоделированы жёстким элементом типа «rigid» в виде одинарного стержня, ориентированного в строго радиальном направлении. Элементам типа «rigid» был задан коэффициент линейного температурного расширения, определённый таким образом, чтобы при изменении температуры модели на 1К происходило их сжатие на 2 мм вдоль своей оси.

Создание внутреннего давления бака 9 МПа при его заправке характеризуется растяжением оболочки и увеличением объёма. Для моделирования действия заправки КБВД, к вантам, в точках их соединения с оболочкой бака, приложены вынужденные перемещения, предварительно определённые на КЭМ КБВД: осевое перемещение 1,3 мм, радиальное перемещение 0,64 мм. Моделирование КБВД при помощи конечных элементов (КЭ) для определения перемещений проведено аналогично описанному в работах (*Irudaya Raja Joseph et al*., 2018; *Mukuvare Arnold*, 2015).

Созданные КЭМ характеризуются идеальными геометрическими параметрами, симметричностью конструкции, изотропией свойств материалов. Приложенные силы равны по значению и распределены равномерно. Для моделирования СКК и вантовой системы крепления КБВД использованы двухузловые балочные (beam) КЭ, для моделирования площадок крепления вантовой системы использовались плоские четырёхузловые пластинки (plate); для моделирования жёсткого кольца и КБВД в виде жёсткого тела использовались двухузловые КЭ типа стержень (bar). Для КЭМ, представленной на рисунке 2 (КБВД в СКК), количество КЭ составило 16000, количество узлов – 14760. Для КЭМ, представленной на рисунке 3 (КБВД в жёстком кольце), количество КЭ составило 8400, количество узлов – 8600.

таблица 2 – Результаты проведённых исследований

способ определения	критерий – перемещение площадок вант, мм	усилие натяжения ванты, кН			
		давление КБВД атмосферное		давление КБВД рабочее	
		СКК	кольцо	СКК	кольцо
конечно-элементный анализ	2	1,77	2,29	1,91	2,42
	1,7	1,505	1,947	1,62	2,05
	1,5	1,3	1,7	1,38	1,7
	1,3	1,15	1,489	1,24	1,57
эксперимент	1,5	1,1	1,5	1,2	1,9

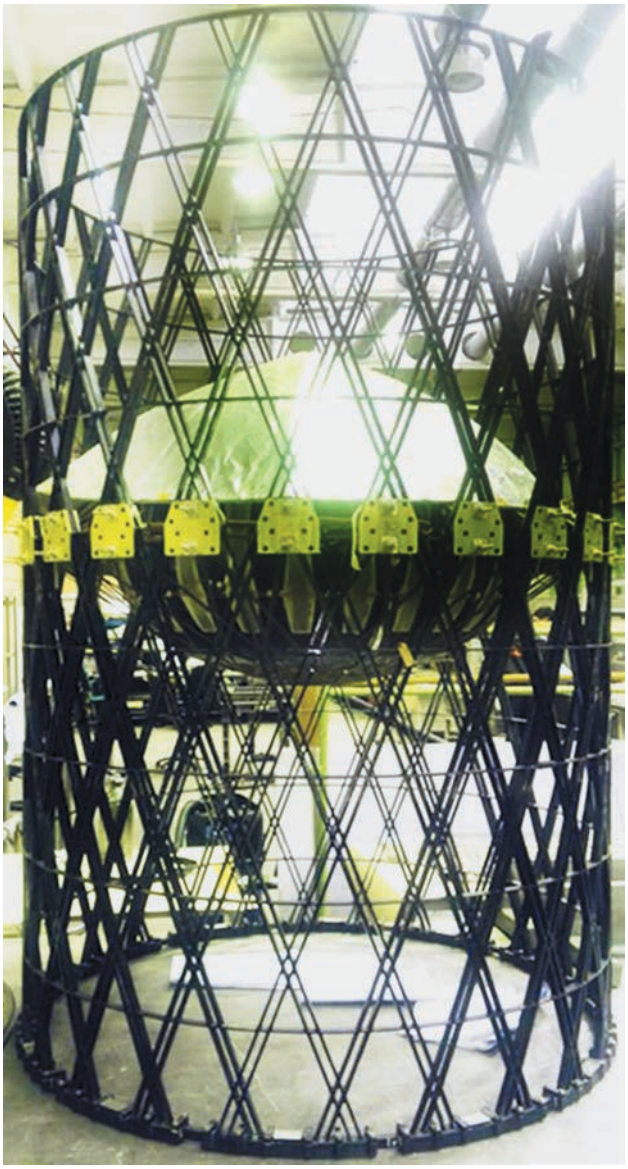


рисунок 4. КБВД в СКК (отработочное изделие)

В результате расчёта при моделировании критерия (перемещения площадок вант на 2 мм в радиальном направлении) получены усилия натяжения вант, приведённые в таблице 2.

Полученные значения превышают значения оптимальных усилий натяжения вант, что требует корректировки методики, а именно изменения критерия (перемещения площадок вант на 1,5 мм в радиальном направлении). Пересчитанные для данного случая значения усилий натяжения вант также приведены в таблице.

С учётом существующего допуска узла крепления на перемещение площадок ±0,2 мм значения усилий натяжения вант также были пересчитаны для случаев перемещения площадок вант на 1,3 мм и 1,7 мм в радиальном направлении и приведены в таблице.

2. Эксперимент по подтверждению критерия, обеспечивающего оптимальное усилие натяжения вант с учётом влияния эксплуатационных факторов

Эксперимент проводился на СКК (рисунок 4) и жёстком кольце (рисунок 5), конструкция и геометрические параметры которых соответствуют КЭМ, использованным в расчёте. Для чистоты эксперимента использовался один и тот же КБВД при монтаже в СКК и жёсткое кольцо.

Натяжение вант обеспечивалось применением регулируемых узлов крепления (*Патент РФ № 2625211*, 2015) и методики натяжения, скорректированной на основе полученных расчётов, при которой каждый узел обеспечивает радиальное перемещение площадки вант на 1,5 мм.

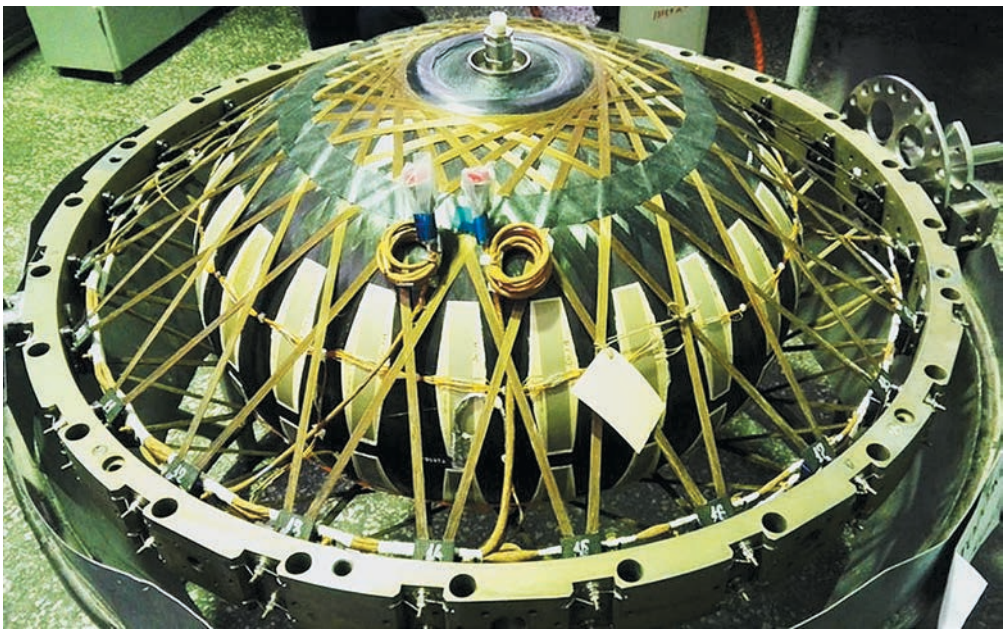


рисунок 5. КБВД в жёстком кольце (отработочное изделие)

Наддув бака обеспечивался гидравлическим давлением 9 МПа.

В отличие от КЭМ, отработочные изделия (КБВД, СКК и технологическое кольцо) имеют погрешности изготовления в пределах допусков, указанных в конструкторской документации. Узлы крепления также имеют допуск на перемещение площадок 1,5±0,2 мм. Эти факторы способствуют разбросу усилий в вантах.

В результате эксперимента были получены усилия, средние значения которых приведены в таблице 2.

3. Анализ полученных данных

Анализ полученных результатов расчётов и эксперимента, независимо от методики натяжения, выявил следующие зависимости:

- усилия натяжения вант в СКК меньше, чем в жёстком кольце, в среднем на 25%, что свидетельствует о влиянии деформации СКК на натяжение вант в сторону их разгружения;
- натяжение вант при создании рабочего давления КБВД 9 МПа усиливается в среднем на 8%, за исключением результатов, полученных экспериментом в технологическом кольце – натяжение вант при наддуве КБВД усилилось на 21%;
- натяжение вант при наддуве КБВД в СКК меньше, чем в технологическом кольце, на 21% при расчёте и на 37% – при эксперименте.

С целью уточнения влияния наддува на усилия натяжения вант рекомендуется экспериментальным путём определить перемещения точек крепления вант к оболочке бака (в радиальном и продольном направлениях).

Процентное соотношение выявленных зависимостей является достоверным только в рамках данной задачи, так как зависит от свойств СКК и КБВД.

Результаты расчёта подтверждены экспериментом, расхождение составило не более 15%, что объясняется существующими допусками при изготовлении, монтаже и измерении натяжений, согласно конструкторской документации.

выводы

Уточнена методика монтажа КБВД, определён критерий, обеспечивающий оптимальное усилие натяжения вант. Определено влияние эксплуатационных факторов – деформации рёбер СКК и увеличения объёма КБВД при его заправке – на усилия натяжения вант.

список литературы

Кравченко И.А. и др. Особенности применения металлокомпозитных баков на борту КА // Материалы XVII Междунар. науч. конф., посвященной памяти генерального конструктора ракетно-космических систем акад. М.Ф. Решетнева. 2013. Ч. 1. С. 71-72.

Мироненко Е.Д. и др. Разработка и внедрение в промышленное производство композитных анизогридных силовых конструкций, ксенонового бака высокого давления и их интерфейсов с целью повышения эффективности телекоммуникационных космических аппаратов // Надежда России. 2016. № 2. С. 9-14.

Мироненко Е.Д. К вопросу о закреплении металлокомпозитных баков высокого давления // 8-й Всероссийский молодёжный конкурс научно-технических работ и проектов «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики». Аннотации конкурсных работ. М.: МАИ. 2016. С. 252-253.

Мироненко Е.Д. и др. Анализ влияния способа крепления на напряженно-деформированное состояние композитного бака высокого давления // Сибирский журнал науки и технологий. 2018. Т. 19, № 4. С. 637-643.

Мироненко Е.Д., Авкельгин С.В., Бабичев А.А., Азаров А.В. Способы повышения надежности крепления топливного бака высокого давления к силовой конструкции корпуса космического аппарата // Вопр. Оборон. Техники. Сер. 15. Композиционные неметаллические материалы в машиностроении. М.: НТЦ «Информтехника» – филиал ФГУП «НИИСУ», 2016. Вып. 1 (180). С. 25-29.

Патент РФ № 2625211. Регулируемый узел крепления конструкций с интерфейсом на стропах. Заявка № 2015156337 от 22.12.2015 / Е.Д. Мироненко, С.В. Авкельгин, А.В. Жуков и др. Бюл. 2017. № 20. 12 с.

Патент РФ № 2586945. МПК B64G 1/26, B64G 1/44. Способ выведения космического аппарата на геостационарную орбиту с использованием двигателей малой тяги / А.А. Бабанов, А.А. Внуков, М.Н. Доронкин и др. № 2014127670/11; заявл. 07.07.2014; опубл. 10.06.2016. Бюл. № 16. 10 с.

Патент РФ № 2589956. МПК F17C 1/00. Бак высокого давления / Л.М. Бородин, Г.И. Овечкин, А.В. Гордеев и др. № 2013159080/02; заявл. 30.12.2013; опубл. 10.07.2016. Бюл. № 19. 8 с.

Irudaya Raja Joseph, Sathishkumar G., Sivaganesan S., Sridhar R. Modelling and analysis of composite pressure vessel // Advance Engineering and Research Development. 2018. Vol. 5, is. 03. P. 1483-1487.

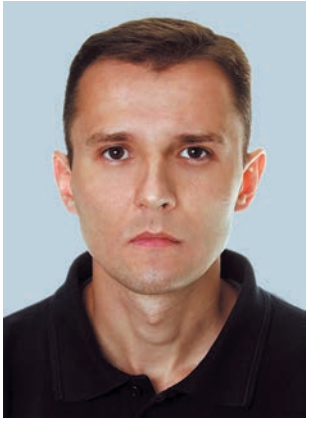
Mukuvare Arnold. Pressure Vessel Analysis. FEA coursework report, UFMFWD-30-M Modelling and simulation. Bristol: University of The West of England, 10.12.2015. 30 p.

Статья поступила в редакцию 27.12.2018 г.
Статья после доработки 11.01.2019 г.
Статья принята к публикации 12.01.2019 г.

УДК 629.78:523.53

МЕТЕОРНАЯ ОПАСНОСТЬ ПРИ МЕЖПЛАНЕТНЫХ ПЕРЕЛЁТАХ В ПЛОСКОСТИ ЭКЛИПТИКИ

THE METEOR HAZARD AT INTERPLANETARY FLY IN THE ECLIPTIC PLANE



А.В. Багров[1,2],
доктор физико-математических наук,
abagrov@inasan.ru;
A.V. Bagrov

В.А. Леонов[1],
кандидат физико-математических наук,
leonov@inasan.ru;
V.A. Leonov

Н.А. Сорокин[1],
кандидат физико-математических наук,
nsorokin@inasan.ru;
N.A. Sorokin

Для повышения безопасности межпланетных перелётов космических аппаратов важно иметь оценку уровня метеорной опасности на трассе перелёта. Метеорные потоки, которые пересекают плоскость эклиптики на расстоянии 1 а.е. от Солнца, наблюдаются при сгорании частиц в атмосфере Земли, а в межпланетном пространстве метеорные потоки принципиально невозможно наблюдать. В качестве индикаторов возможных межпланетных метеорных потоков можно использовать периодические кометы. В процессе своей эволюции их ядра выбрасывают метеорные частицы, которые несколько тысячелетий остаются практически на родительской орбите. Поэтому кометные орбиты можно считать совпадающими с орбитами молодых метеорных потоков, порождаемых распадом кометных ядер. Вычислены координаты областей пересечения известных периодических комет с плоскостью эклиптики, которые рассматриваются как области повышенной метеорной опасности. Старые метеорные потоки, которые порождены полностью распавшимися кометами, по своему числу в десятки и сотни раз могут превышать число молодых потоков.

To increase safety of interplanetary missions it is necessary to have at least verisimilar estimations of meteoric hazard along flight trajectory. Ordinary observable as shooting stars in the Earth atmosphere, meteoroid particles of known meteor showers cross ecliptic plane just at the distance of 1 a.u. from the Sun. Such meteoroid streams in interplanetary space are principally non-observable. We can predict existing of some meteor streams using periodical comets as indicators. Losing their volatiles comets produce meteor streams as parent bodies which particles remain for some millenniums on the orbits of parent comets. So orbits of observed comets may be considered as interplanetary meteoroids ones. Old meteoroid streams being born by totally decayed comets seem to be tens and hundreds times more numerous then young streams.

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

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

Все они являются потенциальной причиной прямых столкновений метеоров с космическими аппаратами. Для оценки уровня рисков межпланетных миссий приведено сопоставление планировавшейся трассы перелёта КА «ФОБОС-ГРУНТ» с областями ожидаемых метеорных потоков и даты наиболее опасных сближений с ними.

Ключевые слова:
космические аппараты;
метеорная опасность;
межпланетные перелёты.

All they are potentially source of direct meteor collision with space probes. To estimate possible areas of meteoroid hazard for mission PHOBOS-GRUNT we calculated close encounters of its planned flight trajectory with possible meteoroid streams and dates of such events.

Key words:
space probe;
meteor hazard;
interplanetary fly.

введение

Посылаемые в космос космические аппараты стоят дорого. Прежде чем какой-то аппарат будет готов к запуску, он обязательно проходит систему очень жёстких испытаний, которые должны гарантировать устойчивость созданной для космоса техники ко всем штатным ситуациям. К сожалению, не все неприятности, которые могут сказаться на работе аппарата в космосе, можно предсказать заранее и предусмотреть меры для парирования их воздействий. К числу таких источников нештатных ситуаций относится метеорная опасность. В космосе присутствуют миллиарды мелких частиц, которые перемещаются по Солнечной системе со скоростями от 10 до 70 км/с, а столкновение космического аппарата с частицей массой 0,1 г на такой скорости равносильна выстрелу по нему в упор из ружья или автомата. Бронезащитой космические аппараты не снабжаются, а стандартные элементы корпуса и изоляции могут защитить космическую технику только от самых мелких пылинок. Поэтому количественное представление об уровне метеорной опасности в космосе часто лежит в основе проектирования аппаратов для длительной работы в открытом космосе.

Уровень метеорной опасности в околоземном пространстве формально определён в нормативном документе «ОСТ 25645.128-85 – метеорное вещество» (*ГОСТ 25645.128-85*, 1985). ГОСТ составлен исключительно на основе наземных наблюдений метеоров и описывает потоки метеорного вещества, пересекающие орбиту Земли. Для оценки уровня метеорной опасности в межпланетном пространстве используются некоторые умозрительные редукции с добавлением результатов регистраций ударов пылевых частиц по датчикам, установленным на некоторых космических аппаратах. Европейское космическое агентство (ESA) и Национальное аэрокосмическое агентство США (НАСА) используют разработанные полвека назад на тех же основах модели метеорного вещества в околоземном пространстве (*Cour-Palais B.G.*, 1969) и в межпланетном пространстве (*Kessler D.J.*, 1970). Периодические обновления моделей связаны исключительно с уточнением отдельных параметров и не затрагивают принципов, положенных в основу моделей ещё при их разработке (*Dikarev V. et al.*, 2001; *Drolshagen G. et al.*, 2008; *McNamara H. et al.*, 2004). Необходимо подчеркнуть, что применяемые в России и за рубежом модели метеорного вещества (*Муртазов А.К., Багров А.В.*, 2013) нуждаются в радикальном пересмотре с учётом развивающихся представлений о природе и эволюции малых тел в Солнечной системе.

1. Физическая природа метеорных потоков

Все модели распространённости метеорного вещества в межпланетном пространстве исходят из предположения об однородности его распределения в Солнечной системе и о правомочности оценок пространственной плотности метеорных частиц по измерениям в окрестности Земли. Как первое, так и второе положение с нашей точки зрения являются недостаточно обоснованными экстраполяциями. Более перспективный подход может быть получен на основе космогонических представлений о природе метеорных потоков.

Известно, что большинство наблюдаемых метеорных потоков имеет прямую связь с распадом комет, причём некоторые кометы распадались на глазах астрономов одновременно с возникновением метеорных потоков (*Астапович И.С.*, 1958). Поэтому естественно предположить, что пространственная плотность орбит метеорных потоков совпадает с пространственной плотностью орбит наблюдаемых комет (*Wyatt S.P. Jr., Whipple F.L.*, 1950).

Что касается оценок потоков метеорных частиц через околоземное пространство, то необходимо иметь в виду, что все наблюдаемые на Земле метеорные потоки не просто пересекают земную орбиту, но при столкновениях с Землей (и Луной) постоянно теряют свои частицы, со временем истощаясь (*Ахметшин Р.З. и др.*, 2009). Поэтому есть все основания утверждать, что оценки плотности потоков метеорных частиц, полученные при наземных наблюдениях, существенно занижены по сравнению с потоками метеоров в межпланетном пространстве (*Багров А.В.*, 2006). В то же время население метеорных потоков, не пересекающих орбиты больших планет, должно сохраняться на своих орбитах веками и тысячелетиями.

Самым достоверным индикатором орбит межпланетных метеорных потоков являются периодические кометы. Если предположить, что их ядра являются планетезималями второго поколения (*Багров А.В.*, 2003; *Багров А.В. и др.*, 2007), то на кометных орбитах могут находиться рои метеорных частиц. Зная из наблюдений орбитальные параметры наблюдавшихся комет, можно определить на плоскости эклиптики места их узлов и рассматривать их как области, потенциально опасные для межпланетной навигации в плоскости эклиптики.

2. Метеорные потоки в плоскости эклиптики

В настоящее время известно около 300 короткопериодических комет. Для всех вычислены пространственные координаты восходящих и нисходящих узлов (т.е. точек пересечения кометных орбит с плоскостью эклиптики); выборка мест пересечений кометами плоскости эклиптики на расстояниях до 2 а.е. от Солнца приведена в таблице на сайте Гарвардского университета (*Lists and Plots: Comets*, 2018).

На рисунке 1 показано распределение этих точек в плоскости эклиптики в полярных эклиптических координатах.

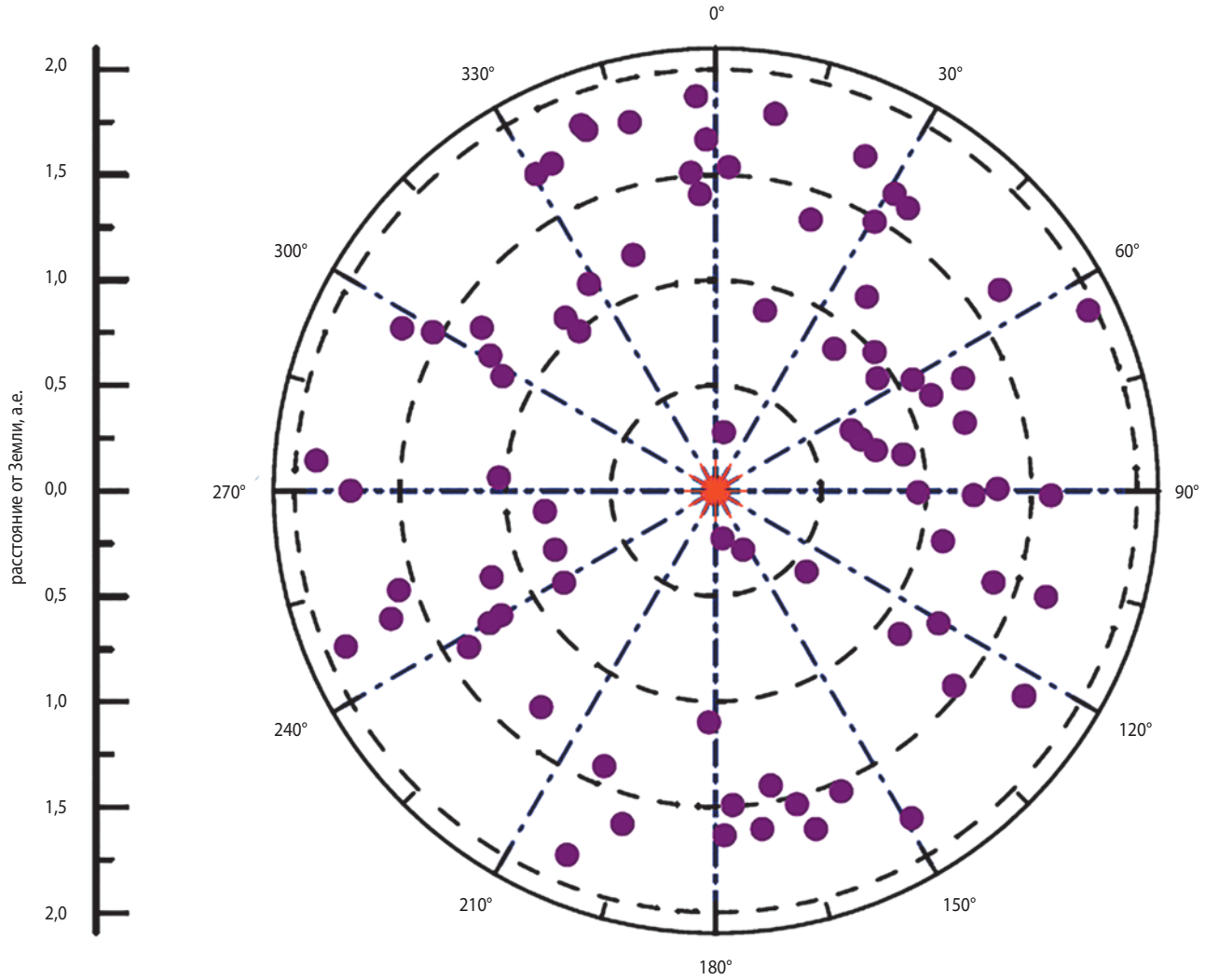


рисунок 1. Распределение точек пересечения орбит известных периодических комет с плоскостью эклиптики на расстоянии до 2 а.е. от Солнца

таблица – Полярные координаты восходящих и нисходящих узлов (точек пересечения кометных орбит с плоскостью эклиптики) для известных комет

название кометы	долгота узла, градус	расстояние узла от Солнца, а.е.	минимальное расстояние от оси потока, а.е.	день полёта
4P/Faye	19.33904	1.36304		
6P/d'Arrest	318.98942	1.08642		
7P/Pons-Winnecke	273.42742	1.03096		
8P/Tuttle	90.54872	0.96123	0.0257	51
9P/Tempel 1	248.96641	1.13935	0.00421	300
10P/Tempel 2	298.21145	1.14778		
16P/Brooks 2	356.94641	1.40839		
17P/Holmes	328.01007	1.59413		
18P/Perrine-Mrkos	60.62930	1.07403		
19P/Borrelly	75.42375	1.11139		
20D/Westphal	347.99706	1.56035		
22P/Kopff	300.90701	1.24726		
24P/Schaumasse	79.83117	1.34112		
25D/Neujmin 2	127.83184	1.10727		
28P/Neujmin 1	347.03359	1.39605		
30P/Reinmuth 1	119.74101	1.42664		
31P/Schwassmann-Wachmann 2	126.24709	1.44824		
34D/Gale	239.94009	1.17597		
37P/Forbes	334.36668	1.37247		
38P/Stephan-Oterma	79.19065	1.46452		
41P/Tuttle-Giacobini-Kresak	141.49752	1.19679		
43P/Wolf-Harrington	74.75605	1.22590		
46P/Wirtanen	82.20579	0.88209	0.0488	43
49P/Arend-Rigaux	121.72925	1.17888		
50P/Arend	355.38232	1.77112		
51P/Harrington	299.26289	1.53828		
52P/Harrington-Abell	157.28774	1.54504		
54P/de Vico-Swift	359.01752	1.53516		
55P/Tempel-Tuttle	55.25865	0.93444	0.00711	17
58P/Jackson-Neujmin	340.71772	1.18432		

название кометы	долгота узла, градус	расстояние узла от Солнца, а.е.	минимальное расстояние от оси потока, а.е.	день полёта
60P/Tsuchinshan 2	108.20028	1.38952		
62P/Tsuchinshan 1	96.81038	1.22700		
67P/Churyumov-Gerasimenko	51.00618	1.07018		
68P/Klemola	355.54315	1.51332		
69P/Taylor	108.85883	1.43007		
70P/Kojima	119.29870	1.45731		
71P/Clark	239.72328	1.24313		
75P/Kohoutek	89.68296	1.33893		
76P/West-Kohoutek-Ikemura	84.12493	1.22870		
78P/Gehrels 2	30.62761	1.48209		
79P/du Toit-Hartley	129.23867	1.46116		
80P/Peters-Hartley	260.00658	1.34472		
81P/Wild 2	136.15622	1.39622		
85P/Boethin	14.41821	1.06751		
86P/Wild 3	252.61291	1.57625		
87P/Bus	182.20728	1.56794		
88P/Howell	237.66571	1.38633		
92P/Sanguin	2.34979	1.53659		
98P/Takamizawa	304.84583	1.35250		
100P/Hartley 1	218.90295	1.31921		
103P/Hartley 2	39.95455	0.87719	0.0416	4
104P/Kowal 2	66.14722	1.11898		
106P/Schuster	50.58926	1.23202		
107P/Wilson-Harrington	90.83917	1.59305		
108P/Ciffreo	53.72153	1.32192		
109P/Swift-Tuttle	319.44437	0.99499		
112P/Urata-Niijima	31.94397	1.19893		
114P/Wiseman-Skiff	91.06961	1.22621		
116P/Wild 4	202.06611	1.40927		
124P/Mrkos	181.65278	1.09802	0.0279	171
126P/IRAS	357.70071	1.44545		

название кометы	долгота узла, градус	расстояние узла от Солнца, а.е.	минимальное расстояние от оси потока, а.е.	день полёта
127P/Holt-Olmstead	14.06122	1.48006		
P/Brewington (1992 Q1)	343.64355	1.59280		
P/Hartley-IRAS (1983 V1)	1.39707	1.39213		
P/Hergenrother (1998 W2)	356.50253	1.15905		
P/Hermann (1999 D1)	169.37550	1.42212		
P/Kushida (1994 A1)	65.62485	1.28900		
P/LONEOS (1999 RO28)	328.45053	1.15036		
P/LONEOS-Tucker (1998 QP54)	341.92831	1.56585		
P/Levy (1991 L3)	329.43050	1.08334		
P/McNaught-Russell (1994 X1)	38.00819	1.16616		
P/Shoemaker 3 (1986 A1)	97.27037	1.59289		
P/Shoemaker-Levy 5 (1991 T1)	29.69050	1.52531		
P/Shoemaker-Levy 6 (1991 V1)	37.83634	1.02153		
P/Spahr (1998 W1)	101.97331	1.32080		
C/Brewington (1996 N1)	234.90049	1.07702		
C/Evans-Drinkwater (1996 J1-A)	278.16931	1.32010		
C/Evans-Drinkwater (1996 J1-B)	278.16696	1.32018		
C/Hale-Bopp (1995 O1)	102.47070	1.10490		
C/Hyakutake (1996 B2)	188.04546	1.29742		
C/LINEAR (1998 U5)	66.65074	1.51032		
C/LINEAR (1999 J3)	48.97996	1.00114		
C/LINEAR (1999 K4)	241.54279	1.41698	0.0613	292
C/McNaught-Hartley (1999 T1)	182.48564	1.19256		
C/Stonehouse (1998 H1)	222.10889	1.48593		
C/Szczepanski (1996 B1)	165.44198	1.53656		
C/Tabur (1996 Q1)	31.42211	1.09227		
C/Tilbrook (1997 O1)	231.24580	1.42149		
C/Tilbrook (1999 A1)	79.12227	0.90790		
D/Bradfield 1 (1984 A1)	176.85814	1.49267		
D/Shoemaker 2 (1984 W1)	55.36236	1.26257		
D/Tritton (1978 C2)	120.71337	1.23108		

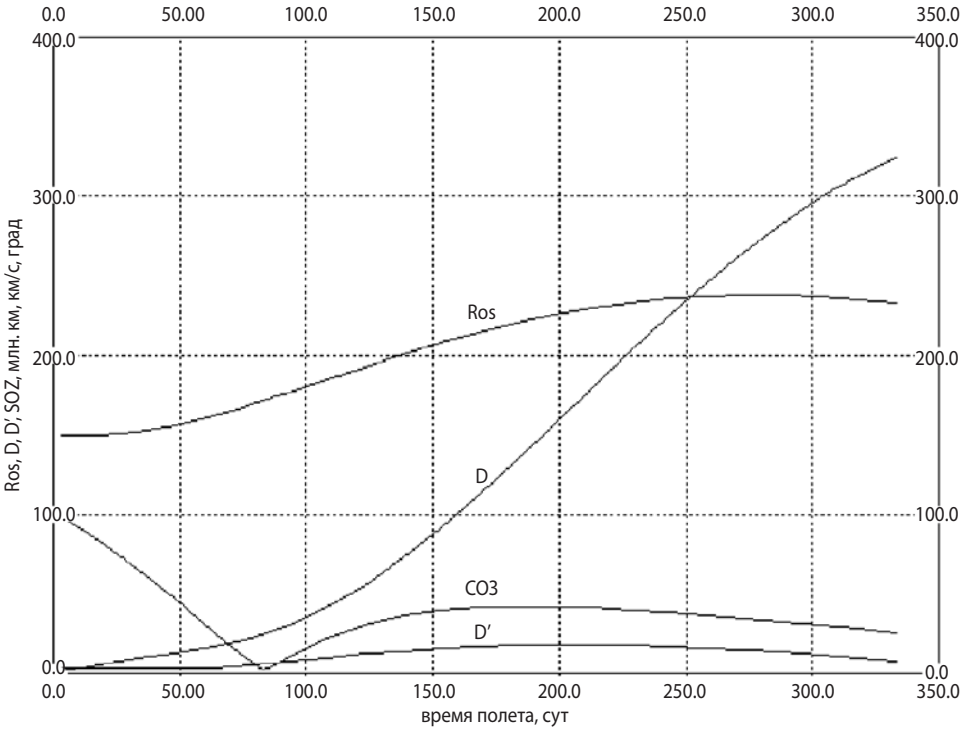
При планировании трасс перелёта к Марсу и обратно целесообразно проводить предварительную экспертизу предполагаемых орбит перелётов на близость их к опасным районам. Если при перелёте не планируется использование гравитационного манёвра, то оптимальная трасса перелёта должна лежать вблизи плоскости эклиптики, так что схематичное указание на рисунке 1 на места метеорной опасности может быть использовано для оценки рисков метеорной опасности.

3. Метеорные потоки на трассах перелёта между Землёй и Марсом

В качестве примера рассмотрены трассы планировавшегося перелёта к Марсу в 2009 году российского КА «ФОБОС-ГРУНТ» Земля – Марс и Марс – Земля. На рисунке 2 изображены условия перелёта Земля – Марс, принимавшиеся во внимание при планировании миссии. На рисунке 3 приведена трасса планировавшегося перелёта в проекции на плоскость эклиптики и выделены области опасных сближений трассы с орбитами возможных метеорных потоков.

В отношении приведённых в таблице и на рисунке 1 областей метеорная опасность всё же является весьма неопределённой. Само по себе существование комет, если они являются родительскими телами для метеорных роёв, говорит о молодости метеорных потоков. Как правило, продолжительность активной жизни комет сравнительно невелика, и её можно принять за 50…500 периодов обращения кометы вокруг Солнца. Как показали прямые измерения темпа испарения вещества из ядра кометы Галлея, этот темп достигает 0,3% полной массы ядра на виток. Кометы, чей перигелий больше, испытывают меньший нагрев солнечным излучением, и темп потери массы их ядрами будет менее интенсивным.

Если очень грубо принять средний период обращения комет вокруг Солнца за 50 лет, то время их активного существования не может существенно превышать 5 тысяч лет. Эта оценка позволяет перейти к оценке возможных размеров метеорных роёв в молодых межпланетных потоках. Моделирование формирования метеорных потоков при распаде родительской кометы показало, что скорости выброса метеорных частиц составляют единицы метров в секунду (*Bagrov A.V. et al.* Theoretical estimation…, 2008). За тысячу лет выброшенные на первом витке частицы должны отойти от кометного ядра на 10...30 а.е., т.е. частицы роя могут и не заполнять всё пространство вдоль орбиты, так что пересечение орбиты вдали от самой кометы может и не представлять опасности. Подобное явление наблюдается в метеорном потоке Леониды, в котором протяжённость плотного роя составляет 10% от длины орбиты. Но при этом не следует забывать, что плотность частиц в плотной части самого межпланетного роя, который не теряет со временем свои частицы в столкновениях с планетами, может в 10 раз превышать плотность частиц в очень плотном рое потока Леониды.



Прилёт к Марсу: 17 августа – 12 сентября 2010 г. СОЗ – угол Солнце – КА – Земля, градусы;
Ros – расстояние от КА до Солнца; D – расстояние от КА до Земли, млн. км; D' – скорость КА относительно Земли, км/с.

рисунок 2. Условия на перелёте Земля – Марс для старта с Земли с 03 по 26 октября 2009 г.

Нужно подчеркнуть, что наблюдаемая комета может быть не самой родительской кометой, а только её фрагментом. Моделирование формирования широкого метеорного потока Персеиды (*Bagrov A.V. et al.* On the origin…, 2008) показало, что подобный поток может сформироваться только при многоэтапном распаде родительского тела. Если на первом этапе ядро родительской кометы разваливается на множество фрагментов (что неоднократно наблюдалось), то вовсе не обязательно, что все фрагменты сразу же продолжат разрушение. Некоторые фрагменты могут на неопределенное время «потухнуть» и оставаться астероидоподобными телами, прежде чем вновь начнут проявлять кометную активность. Поэтому отнесение метеорного потока, находящегося на орбите наблюдаемой кометы, к молодым является недостаточно обоснованным. При оценке уровня метеорной опасности следует предполагать, что кометные орбиты полностью заполнены метеорными частицами. Тогда плотность метеороидов на орбите должна быть примерно в 10 раз ниже, чем показывают Леониды во время звёздных дождей. Что касается оценок ширины метеорного роя, то целесообразно считать, что рой скорее всего будет сохраняться узким на очень больших промежутках времени. Как образец можно принять хорошо обследованный рой метеорного потока Леониды, ширина самой плотной части которого составляет примерно 200 тыс. км, или чуть больше 0,001 а.е.

Представленные в данной работе карты распределения опасных в метеорном отношении областей по плоскости эклиптики могут быть использованы для определения рисков столкновений на трассах межпланетных перелётов. Если предлагаемая орбита межпланетного перелёта проходит ближе 0,02 а.е. от центра метеорного роя, то её следует считать опасной для проведения космической миссии. В соответствии с этим критерием в таблице добавлена колонка, где приведены расчётные значения минимального расстояния трассы перелёта от орбиты родительской кометы, которая рассматривается как центральная орбита порождаемого кометой метеорного потока, и день полёта, на который падает опасное сближение. Наиболее тревожным представляются 17-й день

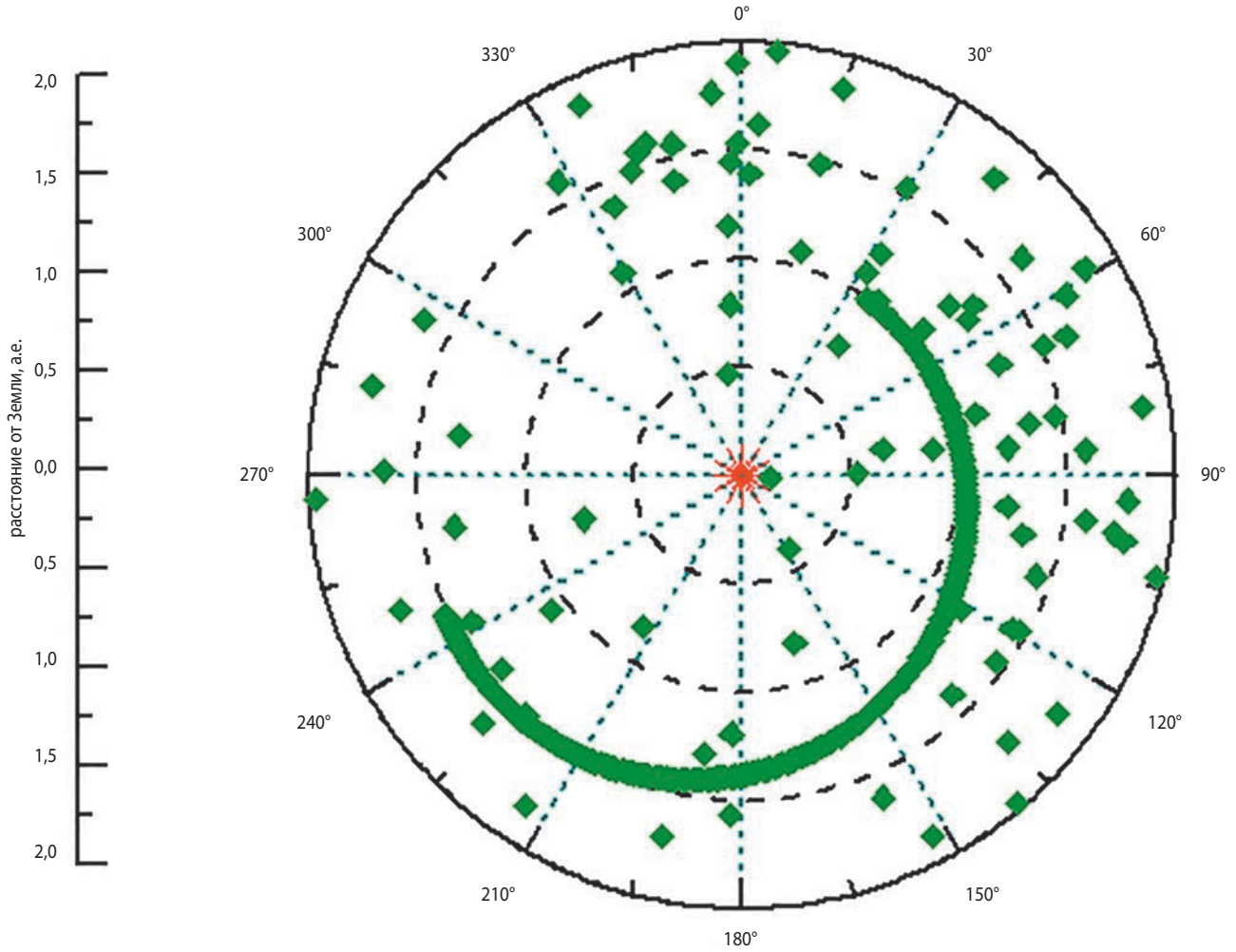


рисунок 3. «Коридор» трасс перелёта Земля – Марс в 2009 году: старт 3 октября (красная линия) и старт 26 октября (чёрная линия). Внутри этого коридора находятся узлы орбит комет 30P/Reinmuth 1 и P/Hermann (1999 D1)

перелёта, в который КА пройдёт на расстоянии 0,007 а.е. от оси метеорного потока из кометы 55Темпеля – Туттля, и последний день, когда КА окажется на расстоянии 0,004 а.е. от потока, связанного с кометой 9P/Темпель-1.

заключение

Как-то оценить уровень метеорной опасности для космических аппаратов можно только для околоземного космического пространства. Уверенно такие оценки пока не могут выдать ни устаревший на треть века «ГОСТ 25645.128-85 – метеорное вещество», ни используемые в НАСА и ЕКА модели метеорного вещества, в основу которых положены устаревшие научные представления. В межпланетном пространстве метеорные потоки ещё менее изучены, и приходится придерживаться не очень уверенных экстраполяций на дальний космос сведений, накопленных в околоземном пространстве. Однако существование ряда комет, проходящих через пространство между орбитами Земли и Марса, не подлежит сомнению. Теоретически на орбитах комет могут находиться порождаемые ими метеорные потоки. По сути, это – единственные индикаторы метеорных потоков в межпланетном пространстве. Их возможное сближение с траекториями межпланетных миссий может быть вычислено с высокой точностью, поэтому выбор планируемых траекторий перелётов космических аппаратов между планетами следует делать с учётом нарастания метеорной опасности вблизи кометных орбит.

список литературы

Астапович И.С. Метеорные явления в атмосфере Земли. М.: Физматгиз, 1958. 640 с.

Ахметшин Р.З., Ефимов Г.Б., Энеев Т.М. Траектории экспедиций космических аппаратов с двигателем малой тяги по доставке образцов грунта с астероидов Главного пояса и Фобоса // Космические исследования. 2009. Т. 47, № 1. С. 38-47.

Багров А.В. Новый взгляд на происхождение планет и историю Солнечной системы // Избранные проблемы астрономии: материалы науч.-практ. конф. «Небо и земля» (Иркутск, 21-23 ноября 2006 г.). Иркутск: Иркут. гос. ун-т, 2006. С. 10-20.

Багров А.В. Два поколения кометных ядер и наблюдательные различия в последствиях их распада // Околоземная Астрономия – 2003: труды конф. Т. 1. (Терскол, 8-13 сент. 2003). Институт астрономии РАН. СПб.: ВВМ, 2003. С. 125-133.

Багров А.В., Леонов В.А., Масленникова Е.С. Определение темпа поступления метеорного вещества на Землю по измерениям с одного пункта патрульной телевизионной установкой // Астрономический вестник. 2007. Т. 41, № 6. С. 537-544.

ГОСТ 25645.128-85. Вещество метеорное. Модель пространственного распределения. М.: Издательство стандартов, 1985. 24 с.

Муртазов А.К., Багров А.В. Модели загрязнения околоземного пространства телами естественного происхождения // Экологические системы и приборы. 2013. № 1. С. 28-34.

Bagrov A.V., Bolgova G.T., Kartashova A.P. et al. Theoretical estimation of meteor radiant width for showers produced by simple comet disintegration // International Conference «The Solar System Bodies: from Optics to Geology»: Abstract book. (May 26-29, 2008, Kharkiv, Ukraine). Kharkiv: Karazin NU, 2008. 11 p.

Bagrov A.V., Bolgova G.T., Kartashova A.P. et al. On the origin of wide meteoroid shower Perseids produced by multi-stage parent comet disaster // International Conference «The Solar System Bodies: from Optics to Geology»: Abstract book. (May 26-29, 2008, Kharkiv, Ukraine). Kharkiv: Karazin NU, 2008. 10 p.

McNamara H., Suggs R., Kauffman B. et al. Meteoroid Engineering Model (MEM): A Meteoroid Model for the Inner Solar System // Earth, Moon, and Planets. 2004. Vol. 95, I. 1-4: 123–139. DOI: https://doi.org/10.1007/s11038-005-9044-8.

Dikarev V., Grűn E., Landgraf M. et al. Interplanetary dust model: from micron-sized dust to meteors // Proceedings of the Meteoroids 2001 Conference. (Swedish Institute of Space Physics, Kiruna, Sweden, 6-10 August 2001). ESA SP-495, November 2001. P. 609-615.

Drolshagen G., Dikarev V., Landgraf M. et al. Comparison of Meteoroid Flux Models for Near Earth Space // Earth, Moon, and Planets. 2008. Vol. 102, I. 1-4. P. 191-197.

Lists and Plots: Comets // IAU. URL: http://cfa-www.harvard.edu/iau/lists/CometLists.html (дата обращения: 10.12.2018).

Cour-Palais B.G. Meteoroid environment model – 1969 (Near Earth to Lunar Surface) // NASA SP-8013: NASA Space Vehicle Design Criteria. Technical Report. Washington, DC, United States: NASA, 1969. 35 p.

Kessler D.J. Meteoroid environment model – 1970 (Interplanetary and planetary) // NASA SP-8038: NASA Space Vehicle Design Criteria. Technical Report. Washington, DC, United States: NASA, 1970. 72 p.

Wyatt S.P. Jr., Whipple F.L. The Pointing-Robertson effect on meteor orbits // Astrophys. Journ. 1950. Vol. 111, № 1. P. 134-141.

Статья поступила в редакцию 12.12.2018 г.
Статья после доработки 12.12.2018 г.
Статья принята к публикации 12.12.2018 г.

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 **А4**.

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 А4);
- 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
технический редактор А.В. Савченко
корректоры М.С. Винниченко, Н.В. Пригородова
вёрстка А.Ю. Титова
художественное оформление журнала, обложек, оригинал-макета –
«СТУДИЯ Вячеслава М. ДАВЫДОВА»
подписано в печать 29.03.2019. формат 60×84/8.
бумага офсетная. печать офсетная. объём 9,5 печ. л. тираж 300 экз. цена свободная

отпечатано с готового оригинал-макета в типографии ООО «Трек принт»,
125367, г. Москва, ул. Габричевского, д. 5, корп. 10, эт.1, пом.1, ком.14

ВЕСТНИК НПО имени С.А. ЛАВОЧКИНА

подписку на журнал
ВЕСТНИК
НПО имени С.А. Лавочкина
можно оформить на почте.
подписной индекс № **37156**
в каталоге «Газеты и журналы»
(Роспечать)

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,
г. Химки, ул. Ленинградская, д. 24.
телефоны: (495) 575-5563, (495) 575-5469,
факс: (495) 575-0068
vestnik@laspace.ru
http://www.vestnik.laspace.ru

ВЕСТНИК
1 2019
январь
март

21 июня 2019 года с космодрома Байконур ракетой космического назначения «Протон-М» будет запущена российская рентгеновская астрофизическая обсерватория «СПЕКТР-РГ» в точку либрации L2 системы Солнце – Земля, которая придёт на смену орбитальной обсерватории «ИНТЕГРАЛ».
Она осуществит обзор неба в режиме сканирования с высокой чувствительностью, угловым и энергетическим разрешением, а также проведёт детальные исследования отдельных отобранных областей неба и новых источников излучения.