



Проект ЛУНА-25 предназначен для отработки базовых технологий мягкой посадки в околополярной области и проведения контактных исследований окрестности южного полюса естественного спутника Земли. Запуск лунной станции запланирован в 2022 году с космодрома Восточный с помощью ракеты-носителя СОЮЗ-2.16 с разгонным блоком ФРЕГАТ. Эта посадочная платформа будет базовой для последующих лунных миссий.





прибор АДРОН-ЛР-ИНГ
импульсный
нейтронный генератор



прибор АРИЕС-Л
предназначен для
дистанционного изучения
состава лунного реголита



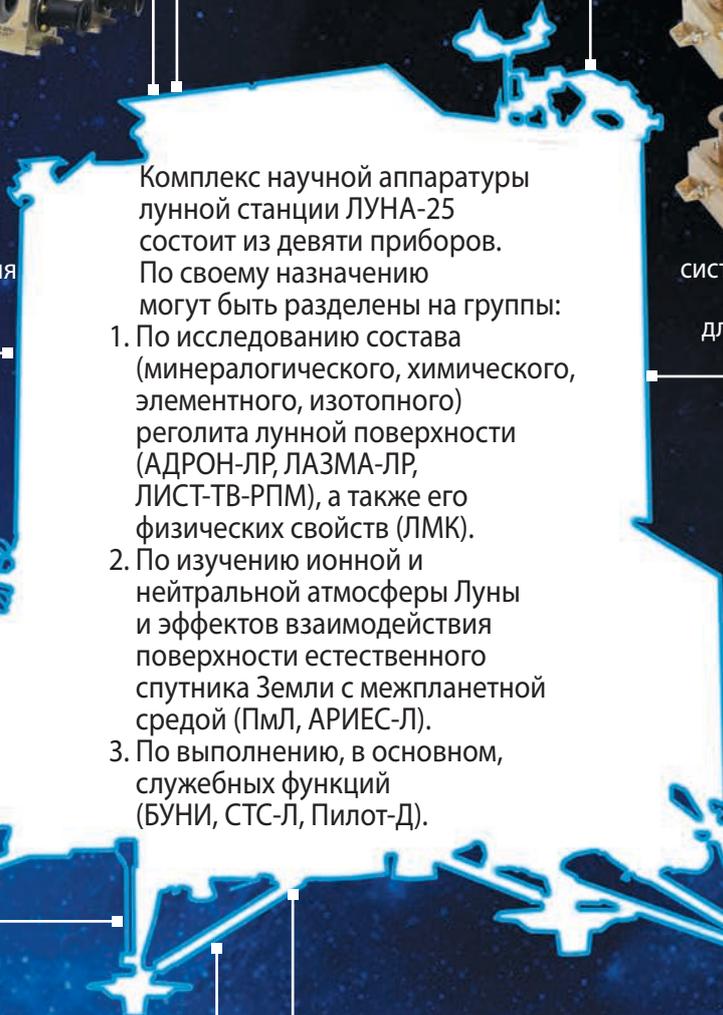
прибор ЛАЗМА-ЛР
масс-спектрометр для прямого
исследования образцов реголита



прибор ЛИС-ТВ-РПМ
инфракрасный спектрометр
для дистанционного исследования
минералогического состава
поверхности Луны



система технического зрения
СТС-Л предназначена
для проведения ТВ-съёмки,
стереосъёмки



Комплекс научной аппаратуры лунной станции ЛУНА-25 состоит из девяти приборов. По своему назначению могут быть разделены на группы:

1. По исследованию состава (минералогического, химического, элементного, изотопного) реголита лунной поверхности (АДРОН-ЛР, ЛАЗМА-ЛР, ЛИС-ТВ-РПМ), а также его физических свойств (ЛМК).
2. По изучению ионной и нейтральной атмосферы Луны и эффектов взаимодействия поверхности естественного спутника Земли с межпланетной средой (ПмЛ, АРИЕС-Л).
3. По выполнению, в основном, служебных функций (БУНИ, СТС-Л, Пилот-Д).



прибор ПмЛ
предназначен
для исследования
плазменно-
пылевого
поверхностного
слоя освещённой
части Луны



лунный
манипуляторный
комплекс
предназначен для
проведения раскопок,
для взятия и доставки
образцов реголита
в аналитический
прибор ЛАЗМА-ЛР



прибор Пилот-Д –
прототип телевизионной подсистемы
служебной аппаратуры для высокоточной
околопланетной навигации и уклонения
от опасностей при посадке



прибор БУНИ
предназначен для обеспечения
работы научных приборов

с о д е р ж а н и е

Шугаров А.С., Хузиджун Ванг, Субо Донг, Сачков М.Е., Шмагин В.Е., Буслаева А.И., Сяоджун Дзянг, Дзяци Ванг, Канев Е.Н.
Концепция астрофизического телескопа для международной научной лунной станции3

Деменко О.Г., Бирюков А.С., Бордадымов В.Е.
К вопросу об использовании акустических испытаний при наземной отработке прочности КА10

Бабаков А.В., Шматов С.И.
Математическое моделирование и анализ воздействия продуктов сгорания тормозной двигательной установки десантного модуля на поверхность планеты, содержащей атмосферу, при мягкой посадке18

Хамидуллина Н.М., Зефилов И.В., Черников П.С.
Анализ одиночных эффектов, создаваемых потоком нейтронов от бортовых радиоизотопных источников тепла в радиоэлектронной аппаратуре межпланетных КА с посадочными аппаратами26

Добрица Д.Б., Яценко Б.Ю., Шадрина Ю.А.
Численное исследование стойкости тепловых труб к воздействию космического мусора32

Алексеева А.М., Лепёхина Т.А., Поль В.Г.
О построении активных фазированных антенных решёток для космических радиолокаторов с синтезированной апертурой высокого разрешения42

Матвеев Ю.А.
Прогнозирование безопасности КА при разработке. Системный подход51

журнал является рецензируемым изданием

- журнал включён в базу данных «Российский индекс научного цитирования» (РИНЦ), размещаемую на платформе НАУЧНОЙ ЭЛЕКТРОННОЙ БИБЛИОТЕКИ на сайте <http://www.elibrary.ru>
 - журнал включён в перечень российских рецензируемых научных журналов ВАК по группе научных специальностей 05.07.00 авиационная и ракетно-космическая техника
 - мнение редакции не всегда совпадает с точкой зрения авторов статей
 - редакция не несёт ответственность за содержание рекламы
 - рукописи не возвращаются
 - при перепечатке материалов ссылка на «ВЕСТНИК «НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА» обязательна
 - плата с аспирантов и адъюнктов за публикацию статей не взимается
 - статьи журнала и требования к оформлению представленных авторами рукописей приведены на сайте журнала <http://www.vestnik.laspase.ru>
 - подписной индекс 37156 в каталоге «Периодические издания. Газеты и журналы» ООО ГК «УРАЛ-ПРЕСС»
- © 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@LSPACE.RU
адрес в Интернете: <http://WWW.VESTNIK.LSPACE.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**
к.т.н. **А.А. Мошшеев**
д.т.н. **А.Е. Назаров**
д.т.н., профессор **С.Н. Шевченко**
к.т.н. **А.Е. Ширшаков**

редакционный совет

председатель
к.т.н., профессор **В.А. Колмыков**
академик РАН **О.М. Алифанов**
д.ф.-м.н., профессор **В.В. Асмус**
д.т.н., профессор **Б.И. Глазов**
академик РАН **Л.М. Зелёный**
чл.-корр. АНРТ **Х.И. Ибадинов**
к.т.н. **Е.Н. Кузин**
д.т.н., профессор **А.А. Любомудров**
академик РАН **М.Я. Маров**
д.т.н., профессор **Ю.А. Матвеев**
академик
НАН Беларуси **О.Г. Пенязьков**
академик РАН **Г.А. Попов**
д.т.н. **В.С. Финченко**
д.т.н., профессор **В.В. Хартов**
д.т.н., профессор **Е.Н. Хохлачев**
чл.-корр. РАН **Б.М. Шустов**

журнал является рецензируемым изданием

у ч р е д и т е л ь

АО «НПО ЛАВОЧКИНА»

журнал зарегистрирован
в Федеральной
службе по надзору в сфере связи
и массовых коммуникаций.
адрес учредителя и издателя
совпадает с адресом редакции.
свидетельство ПИ № ФС 77-72311
от 01 февраля 2018 г.

ISSN 2075-6941



9 772075 694224 01

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

editorial council
 chairman –
c.sc. (eng.) **V.A. Kolmykov**
 academician RAN **O.M. Alifanov**
 doctor of physical and mathematical
 sciences, professor **V.V. Asmus**
d.eng., professor **B.I. Glazov**
 academician RAN **L.M. Zelenyi**
 corresponding
 member ANRT **H.I. Ibadinov**
c.sc. (eng.) **E.N. Kuzin**
d.eng., professor **A.A. Lyubomudrov**
 academician RAN **M.Y. Marov**
d.eng., professor **Y.A. Matveev**
 academician NASB **O.G. Penyazkov**
 academician RAN **G.A. Popov**
d.eng. **V.S. Finchenko**
d.eng., professor **V.V. Khartov**
d.eng., professor **E.N. Khokhlachev**
 corresponding
 member RAN **B.M. Shustov**

the journal is a reviewed publication

f o u n d e r
 «LAVOCHKIN ASSOCIATION»

the journal is registered
 in Federal Service
 for telecommunications and
 mass media oversight.
 address of the founder and
 the publisher is the same as of
 the editorial office.
 certificate ПИ № ФС 77-72311
 dated February 01, 2018

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

Shugarov A.S., Huijuan Wang, Subo Dong, Sachkov M.E., Shmagin V.E., Buslaeva A.I., Xiaojun Jiang, Jiaqi Wang, Kanev E.N.
 The concept of Lunar-based astrophysical telescope for international lunar research station 3

Demenko O.G., Birukov A.S., Bordadymov V.E.
 To the question of the use of acoustic tests during ground-based testing of the strength of spacecraft 10

Babakov A.V., Shmatov S.I.
 Mathematical modeling and analysis of the impact of combustion products of the landing module's braking propulsion system on the surface of a planet containing an atmosphere during a soft landing 18

Khamidullina N.M., Zefirov I.V., Chernikov P.S.
 Analysis of single event effects created by the neutron flux from onboard radioisotope heat units in the microcircuits of electronic equipment of the interplanetary SC with landing modules 26

Dobritsa D.B., Yashchenko B.Yu., Shadrina Yu.A.
 Numerical study of the resistance of heat pipes to space debris impact 32

Alekseeva A.M., Lepekhina T.A., Pol V.G.
 On the design of the active phased array antenna for the high-resolution synthetic aperture spaceborne radars 42

Matveev Yu.A.
 Prediction of spacecraft safety during development. Systems approach 51

the journal is a reviewed publication

- the journal is included into data base «Russian Index of Scientific Citation» (RISC) located at ELECTRONIC SCIENTIFIC LIBRARY, internet link <http://www.elibrary.ru>
 - the journal is in the list of editions, authorized by the SUPREME CERTIFICATION COMMITTEE OF THE RUSSIAN FEDERATION, in the group of the scientific categories 05.07.00 aviation and rocket-space technologies
 - the opinion of editorial staff not always coincide with authors' viewpoint
 - editorial staff is not responsible for the content of any advertisements
 - manuscripts are not returned
 - no part of this publication may be reprinted without reference to Space journal of «VESTNIK «NPO IMENI S.A. LAVOCHKINA»
 - post-graduates and adjuncts have not to pay for the publication of articles
 - magazine articles and features required of author manuscript design are available at Internet Site <http://www.vestnik.laspase.ru>
 - subscription index 37156 in catalogue «Periodicheskie Izdaniya. Gazeti i Jurnalii» 000 GK «URAL-PRESS»
- © «LAVOCHKIN ASSOCIATION» © article writers

scientific and technical quarterly journal published since 2009

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

КОНЦЕПЦИЯ АСТРОФИЗИЧЕСКОГО ТЕЛЕСКОПА ДЛЯ МЕЖДУНАРОДНОЙ НАУЧНОЙ ЛУННОЙ СТАНЦИИ

А.С. Шугаров¹,
shugarov@inasan.ru;
A.S. Shugarov

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

Сяоджун Дзянг^{2,3},
PhD,
xjjiang@nao.cas.cn;
Xiaojun Jiang

Хуэйджун Ванг^{2,3},
PhD,
wanghj@nao.cas.cn;
Huijuan Wang

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

Дзяци Ванг^{2,3},
wangjiaqi@nao.cas.cn;
Jiaqi Wang

Субо Донг⁴,
PhD,
dongsubo@pku.edu.cn;
Subo Dong

А.И. Буслаева¹,
smile734@mail.ru;
A.I. Buslaeva

Е.Н. Канев¹,
kanev@inasan.ru;
E.N. Kanev

Сформулированы преимущества размещения астрономического телескопа на Луне. Предложен ряд актуальных научных задач. Представлены три различных подхода к созданию астрономического телескопа на будущей международной научной лунной станции.

Ключевые слова: УФ-астрономия; международная научная лунная станция.

DOI: 10.26162/LS.2022.71.64.001

ВВЕДЕНИЕ

В 2021 году Китай и Россия подписали соглашение о сотрудничестве по созданию будущей международной научной лунной станции (МНЛС), международное название – International Lunar Research Station (ILRS). Предполагается, что после завершения уже запланированных национальных миссий серий «ЛУНА» и CHANG’E последующие миссии ILRS-1...-5 будут международными, каждая миссия будет посвящена конкретной задаче. В рамках ILRS-5 предполагается развёртывание на Луне обсерватории для проведения астрономических наблюдений.

Перечислим основные преимущества размещения телескопа на Луне:

- отсутствие атмосферы делает возможным проведение наблюдений в УФ- и ИК- спектральных

THE CONCEPT OF LUNAR-BASED ASTROPHYSICAL TELESCOPE FOR INTERNATIONAL LUNAR RESEARCH STATION

The advantages of astrophysical telescope on the Moon and a number of modern scientific tasks are discussed. Three approaches to build an astronomical telescope at the future International Lunar Research Station are presented.

Key words: UV astronomy; international lunar research station.

диапазонах, которые недоступны для наземных телескопов;

- Луна находится за пределами основных слоёв геокороны Земли, это снижает фон в УФ, что даёт преимущество перед телескопами на низкой околоземной орбите;
- размещение обсерватории на южном полюсе Луны, а также благодаря медленному по сравнению с Землей вращению Луны позволит проводить длительные непрерывные наблюдения объектов на видимой с южного полюса Луны части небесной сферы, что является преимуществом перед наземными и низкоорбитальными телескопами;
- поверхность Луны относительно стабильна;

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

² Национальная обсерватория Китая, Китайская академия наук, Китай, Пекин.
National Astronomical Observatory, Chinese Academy of Sciences, China, Beijing.

³ Университет Китайской академии наук, Китай, Пекин.
University of Chinese Academy of Sciences, China, Beijing.

⁴ Кавли институт астрономии и астрофизики, Пекинский университет, Китай, Пекин.
Kavli Institute for Astronomy and Astrophysics, Peking University, China, Beijing.

- Луна вращается намного медленнее Земли, что позволяет использовать короткофокусные телескопы без часового ведения;
- использование инфраструктуры МНЛС, т.к. линии связи, система доставки грузов, наземный центр управления и пр. позволят уменьшить стоимость развёртывания лунной обсерватории.

Среди определённых недостатков размещения телескопа на Луне можно отметить следующее:

- ограничения на область небесной сферы, доступной для наблюдений с южного полюса Луны;
- оптические элементы телескопа должны быть защищены от попадания пыли с поверхности Луны;
- телескоп должен быть защищён от засветки от поверхности Луны, в дополнение к защите от засветки Солнцем и Землёй;
- несмотря на медленное вращение Луны, телескопы с высоким угловым разрешением скорее всего потребуют дополнительных технических решений для компенсации вращения звездного поля.

До сих пор Луна практически не использовалась для проведения долгосрочных астрофизических наблюдений с помощью телескопов. Среди реализованных проектов необходимо упомянуть китайскую миссию на Луну CHANG'E 3, для которой в NАОС (Национальная астрономическая обсерватория, Китайская академия наук) был разработан лунный телескоп LUT (Lunar-based Ultraviolet telescope). Телескоп расположен на посадочном модуле миссии. Основные научные задачи проекта – продолжительный фотометрический мониторинг переменных звёзд в ближнем УФ в течение десятков дней, проведение обзора галактической плоскости в ближнем УФ (Jing Wang et al., 2015).

Телескоп LUT оптической схемы Ричи – Кретьена (рисунок 1) имеет апертуру 150 мм, поле зре-

ния $1,36 \times 1,36$ градусов, масштаб изображения 4,76 угл. с/пиксель. Перед входной апертурой телескопа установлено плоское зеркало в карданном подвесе с управлением по двум осям, которое позволяет наводить телескоп на интересующие источники с точностью 90 угл. с. В качестве детектора используется ПЗС АМО CCD E2V47-20 формата 1024×1024 пикселей с увеличенной УФ-чувствительностью и термоэлектрическим охлаждением до 40°C ниже температуры окружающей среды. Проницающая сила телескопа составляет $m\text{AV } 13^m$ при экспозиции 30 с.

Настоящая статья посвящена определению перспективных задач для будущих лунных астрофизических телескопов, определению концептуального облика научной аппаратуры УФ-диапазона на Луне для проведения астрономических наблюдений на МНЛС.

1. Научные задачи для астрофизического телескопа на Луне

Луна может быть использована для мультиспектральных исследований объектов Солнечной системы и Вселенной, в т.ч. в УФ-диапазоне. В ультрафиолетовом диапазоне наиболее высокая плотность астрофизической информации о звёздах и газе. Размещённый на Луне телескоп, оснащённый ультрафиолетовыми камерами и спектрографами, станет эффективным инструментом для современных астрофизических исследований и позволит ответить на важные вопросы современной астрономии (Boyarchuk A.A. et al., 2016):

- эволюция Вселенной, включая историю реионизации Вселенной, химическая эволюция Вселенной, поиск скрытой диффузной барионной материи;
- физика аккреции на компактных объектах (чёрные дыры, нейтронные звёзды) и в близких двойных звёздах;

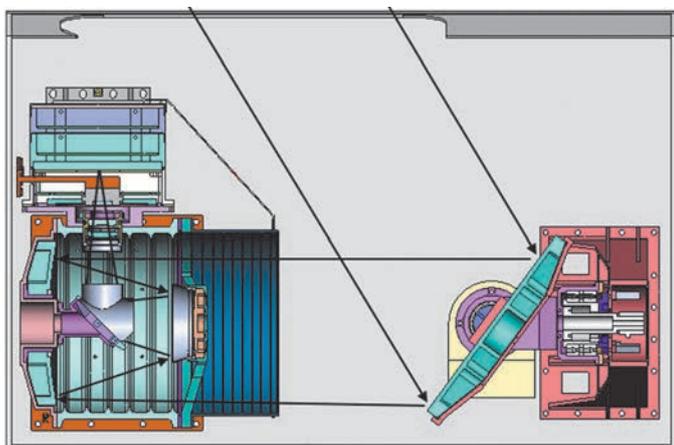


рисунок 1. 15 см УФ-телескоп LUT с системой наведения на основе плоского зеркала. Установлен на посадочном модуле миссии CHANG'E 3

- звездообразование;
- изучение физического и химического состава атмосфер планет Солнечной системы и экзопланет;
- наблюдение оптической компоненты гравитационных событий.

Наземные телескопы не способны проводить наблюдения внутри земной орбиты (на дневном небе) и имеют ограниченную эффективность наблюдений вдоль орбиты Земли, на закате и восходе Солнца, вблизи горизонта Земли.

Небольшой широкоугольный телескоп на Луне может значительно расширить доступную область наблюдения комет, астероидов и других объектов на дневном небе, т.е. внутри земной орбиты. Из-за отсутствия атмосферы минимальное угловое расстояние между объектом и Солнцем будет ограничено только конструкцией бленды (обычно около 30°).

Длительные наблюдения астероидов и комет в широком диапазоне длин волн, включая УФ и ИК, позволят получить важные параметры, такие как состав, характеристики вращения и более точные элементы орбиты.

Кометы являются важными свидетелями формирования и эволюции Солнечной системы. Данные в ультрафиолетовом диапазоне помогают определить химический состав и изучить физические процессы в ядрах комет и коме. Кометы много раз наблюдались в УФ большими космическими телескопами, такими как HST, FUSE и GALEX. Из-за нехватки времени для наблюдения за кометами с помощью больших космических телескопов новый относительно небольшой телескоп на Луне станет эффективным инструментом для проведения многократных наблюдений комет во время их движения по Солнечной системе, включая регионы, близкие к Солнцу.

Для изучения комет желательно иметь несколько фильтров в УФ-диапазоне и несколько – в оптическом для проведения калибровок. Применение КМОП-детектора, который в отличие от МКП детекторов не чувствителен к локальной пересветке, а с другой стороны, обладает очень низкими шумами считывания, позволит достичь высокого соотношения сигнал/шум при сложении большого количества кадров ядра и хвоста кометы. Это позволит получить кадры одновременно с высокой предельной чувствительностью и высоким динамическим диапазоном.

Скорость звездообразования является ключевой характеристикой эволюции галактик. Получение информации о звездообразовании зависит от многополосной фотометрии в дальнем инфракрасном, ультрафиолетовом и других диапазонах волн. Каталог GALEX является наиболее полным каталогом ультрафиолетовых источников на сегодняшний день, но он имеет большие пропуски, особенно в областях с яркими источниками. Это обусловлено использованием

детектора на основе МКП, работающего в режиме счёта фотонов. Миссия GALEX провела наблюдения на 26000 кв. градусов в основном режиме съёмки с экспозицией 100 с. После выхода из строя детектора канала FUV в 2009 году наблюдения проводились только в канале NUV.

Ультрафиолетовый телескоп на Луне с КМОП или ПЗС детектором, для которых отсутствуют ограничения на яркость наблюдаемого объекта, может быть эффективным инструментом для устранения пробелов в каталоге ультрафиолетовых объектов GALEX в полосе FUV и в областях около ярких источников, преимущественно в области Млечного Пути. Телескоп должен быть оснащён двумя фильтрами GALEX FUV и NUV, а также набором стандартных фильтров для калибровки длинноволновой утечки УФ-светофильтров.

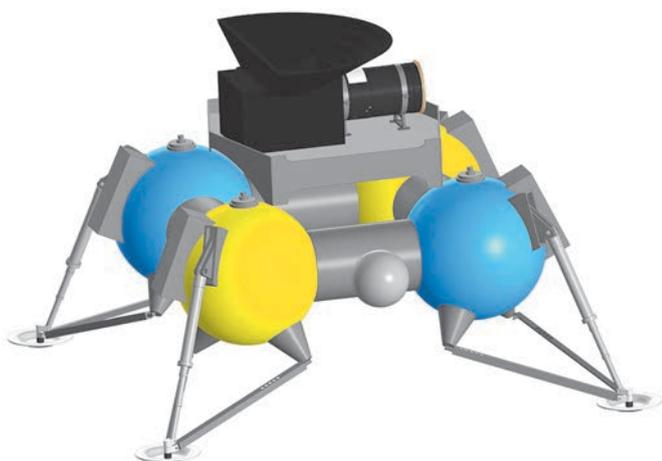
Новая задача в астрофизике – создание телескопов, осуществляющих одновременный мониторинг огромных областей неба с целью поиска транзиентных событий. Как правило, все высокоэнергетические события имеют высокие температуры (>10000 K) на самой ранней стадии взрыва или вспышки, и большинство из них имеют сильное ультрафиолетовое излучение, т.е. они ярче в ультрафиолетовом свете, чем в оптическом или инфракрасном. При этом фон неба в УФ (зодиакальный свет и галактический фон) меньше, чем в оптическом диапазоне. Комбинация новых КМОП или ПЗС детекторов с высоким квантовым выходом в ближнем УФ, широкоугольных линзовых объективов с новыми просветляющими УФ-покрытиями позволит создать очень эффективный мультиапертурный телескоп на основе линзовых широкоугольных УФ-объективов. Это будет первый в мире глобальный обзор переменных источников в УФ в режиме реального времени. Основные задачи телескопа:

- наблюдения ударных вспышек («первый свет») сверхновых;
- наблюдения гравитационных событий (слияния NS-NS, NS-BH);
- поиск новых типов высокоэнергетических событий (сверхкороткие переходные процессы), которые еще не известны.

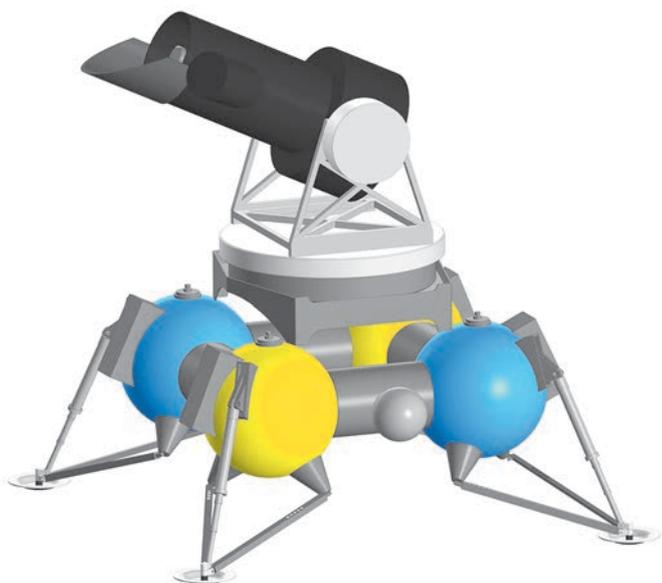
2. Возможные подходы для ультрафиолетового наблюдения с Луны

Для создания телескопов для астрофизических наблюдений с Луны предлагаются к рассмотрению три различные концепции:

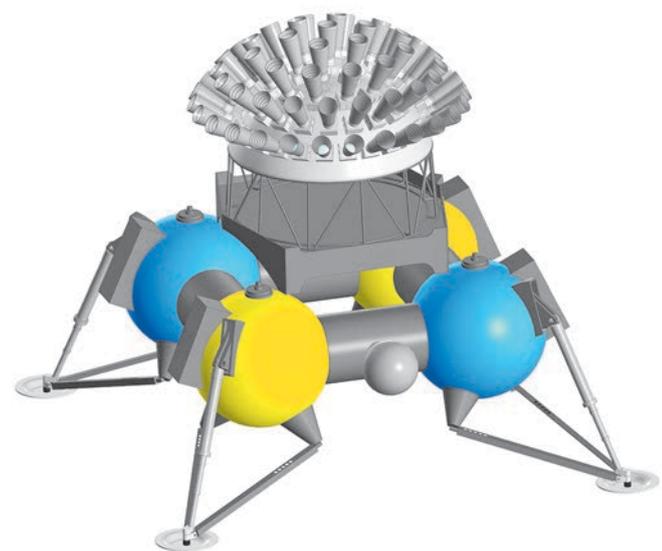
1. Создание относительно небольшого телескопа (15–30 см) с собственной системой наведения на основе предапертурного зеркала в карданном подвесе



а



б



в

рисунок 2. Общий вид посадочного аппарата с телескопами: 15–30 см (а), 60 см (б) и мультиапертурным (в)

(рисунок 2а) (Сачков М.Е. и др. Концепция лунно-го..., 2020). Апертура телескопа может быть выбрана в зависимости от доступного бюджета массы и ограничений по габаритам. Данный телескоп может быть установлен как на спускаемом, так и на орбитальном лунных аппаратах.

2. Установка на Луне достаточно крупного много-целевого астрофизического телескопа с апертурой 60 см УФ-, оптического и ИК-диапазонов с не менее чем четырьмя научными приборами. Телескоп будет занимать всю доступную массу и пространство на посадочном модуле (рисунок 2б). Для данного телескопа предварительно зарезервирована между-народная миссия ILRS-5.

3. Построение нового типа телескопа – мультиа-пертурного телескопа (рисунок 2в) для одновремен-ной съёмки всего доступного с МНЛС неба в УФ в режиме реального времени. Телескоп будет со-стоять из ~20–200 одиночных линзовых объективов с апертурой ~10–25 см, каждый из которых является самостоятельным телескопом с детектором и блоком обработки информации.

3. Телескоп с апертурой 15–30 см с системой наведения с помощью плоского зеркала

Первая концепция заключается в создании отно-сительно небольшого телескопа (15–30 см) с соб-ственной системой наведения (рисунок 3). Такая относительно небольшая дополнительная полезная нагрузка может быть установлена почти на любом спускаемом аппарате, а также на лунном орбиталь-ном аппарате.

Телескоп и научная аппаратура могут быть услож-нены (увеличены в размере и массе) или упрощены в соответствии с имеющимся бюджетом. В рам-ках данной концепции для разных миссий телескоп с приёмной аппаратурой может быть оптимизирован для различных научных задач, таких как поиск асте-роидов, наблюдения в разных спектральных диапа-зонах и т.д.

Например, на рисунке 3а приведена схема полно-стью зеркального телескопа с фокальной поверх-ностью размером $2,4 \times 1,2$ градуса, что позволя-ет разместить два детектора, оптимизированных для УФ- и ИК- диапазонов. На рисунке 3б показана аналогичная схема, но оптимизированная для полу-чения изображений только в УФ с высоким угловым разрешением (0,3 угл. с/пиксель) при апертуре 20 см; возможна установка турели со светофильтрами.

Применимость технологии наведения телескопа на Луне с помощью плоского зеркала уже была по-казана китайским телескопом LUT в ходе миссии CHANG'E 3 (см. рисунок 1). В России имеется более

чем 10-летний опыт эксплуатации двухкоординатного оптико-механического сканирующего устройства БСКР-Т разработки СКБ КП ИКИ РАН, которое работает в паре с телескопом с апертурой 22 см на метеорологических спутниках серии «ЭЛЕКТРО-Л»; угол сканирования зеркалом составляет 10 градусов (Андреев Р.В. и др., 2015).

Другим примером использования поворотного зеркала является европейский метеорологический проект METEOSAT третьего поколения (MTG). Для наведения телескопа используется модуль сканирования (SCA) на основе плоского преапертурного зеркала размером 30 см, разработанный компанией SENER (Philippe P. Martin et al., 2021). Угол сканирования составляет 45 градусов, точность удержания объекта 0.6 мкрад. Имеется механизм блокировки зеркала на время запуска (рисунок 4).

Область наблюдения лунного телескопа с помощью зеркала, при отсутствии помех со стороны других частей аппарата, может быть доведена до 50×120 градусов при разумных габаритах. Размеры овального зеркала перенаведения должны быть примерно в полтора раза больше апертуры телескопа, поэтому данную технологию рационально использовать для телескопов с апертурами до 30 см. Для более крупных телескопов необходимо применять классические опорно-поворотные устройства для трубы телескопа с приёмной аппаратурой.

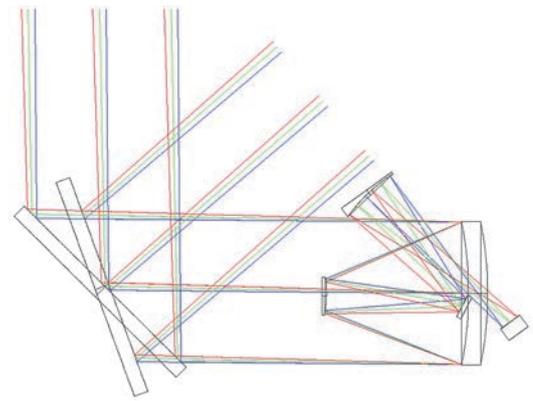
Входные апертуры телескопов должны быть защищены от попадания лунной пыли крышками много-разового срабатывания, которые могут быть использованы повторно во время эксплуатации телескопа при возникновении вероятности загрязнения оптики телескопа от других объектов лунной станции. Возможно использование систем активной очистки оптических элементов от лунной пыли, например подвижного зеркала.

Масса телескопа в сборе с зеркалом, в зависимости от апертуры, оценивается в 15–60 кг (Сачков М.Е. и др. Проект индийско-российского УФ-спектрографа..., 2020).

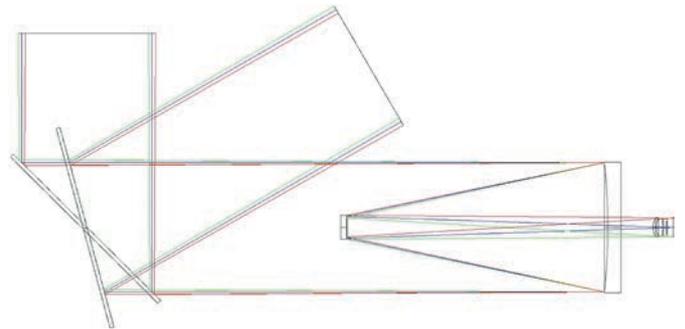
4. Крупный многоцелевой астрофизический телескоп для миссии ILRS-5

Вторая концепция заключается в развертывании на МНЛС достаточно крупного многоцелевого астрофизического телескопа, предложенного в рамках международной миссии ILRS-5. Телескоп будет занимать всю доступную массу и пространство на посадочном модуле.

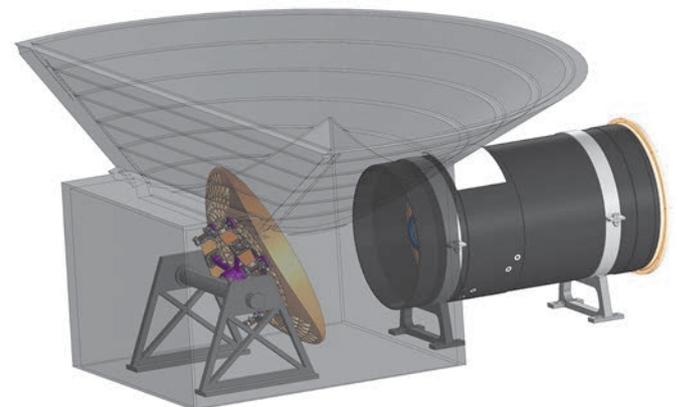
Для данной миссии предлагается многоцелевой телескоп УФ-, оптического и ИК-диапазонов с апертурой 60 см с двумя фокусами, позволяющий установить не менее четырёх различных научных приборов (см. рисунок 2б).



а



б



в

рисунок 3. Концептуальный вид телескопа с апертурой 15–30 см с системой наведения с помощью плоского зеркала: оптическая схема УФ ИК-телескопа (а), оптическая схема телескопа для УФ-наблюдений (б), компоновка телескопа с зеркалом и блендой (в)

Предложенная оптическая схема (рисунок 5) позволяет собрать достаточно компактный телескоп. Первый фокус имеет минимальное количество отражающих поверхностей и предназначен для размещения УФ-спектрографа. Второй фокус имеет увеличенное до 10 м фокусное расстояние и достаточно большие размеры фокальной поверхности (14×7 см) для размещения основных научных приборов. Оптическое разрешение составляет 0,2 угл. с.

Масса телескопа в сборе оценивается в 200–400 кг.

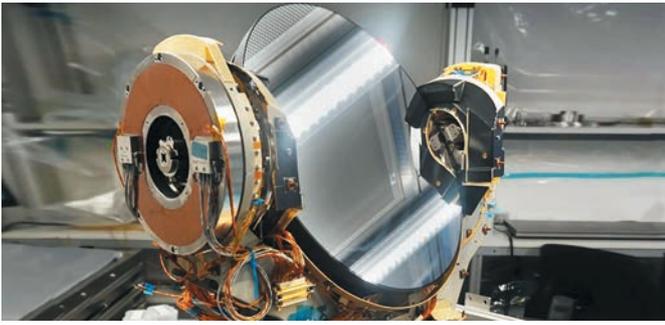
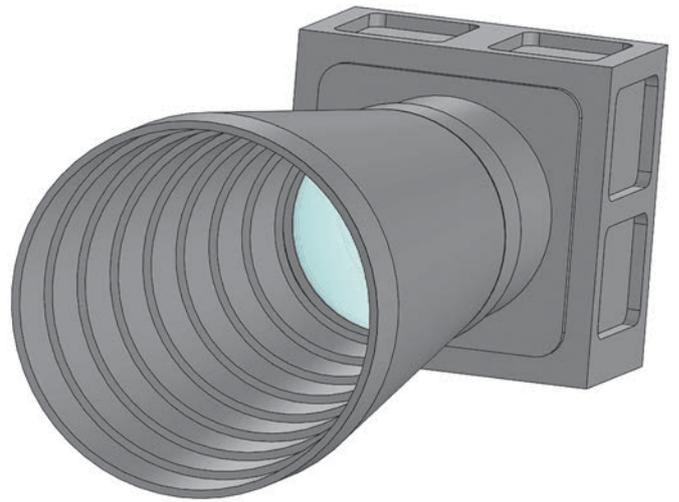


рисунок 4. Двухкоординатный сканер (Scan Assembly, SCA) на основе плоского зеркала диаметром 300 мм, изготовленный компанией SENER для метеорологического аппарата METEOSAT THIRD GENERATION (MTG)

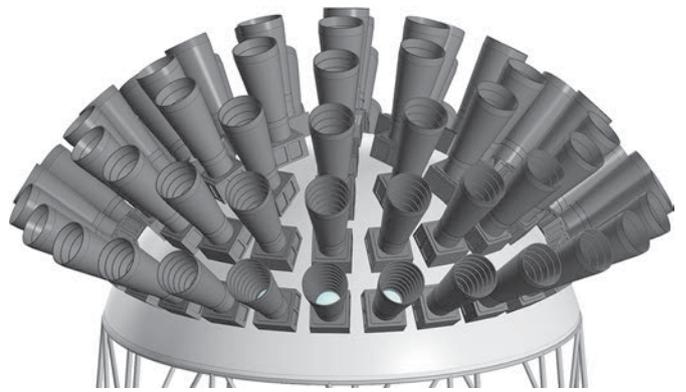
5. Мультиапертурный телескоп для обзора всего неба в УФ

Третья концепция состоит в построении на Луне нового класса телескопов – мультиапертурного телескопа для одновременной съёмки всего доступного с МНЛС неба в УФ в режиме реального времени.

В последние годы стало возможным создать небольшие по апертуре линзовые УФ-телескопы с полем зрения до 50–200 кв. градусов и достичь практически предельной чувствительности в диапазоне ближнего УФ. Это достигается комбинацией ПЗС или КМОП детектора со специальной обработкой поверхности для достижения квантового выхода более 70% в ближнем УФ, линзового объектива с использованием прозрачных в УФ материалов (например CaF_2), просветляющих покрытий линз с эффективностью более 99%, новых многослойных УФ-фильтров с хорошим пропусканием в УФ и подавлением оптической составляющей более пяти порядков. В таком линзовом телескопе отсутствуют подвижные части, используется детектор с электронным затвором.



а



б

рисунок 6. Схематический вид одиночного линзового УФ-объектива (**а**) и мультиапертурного телескопа (**б**) в случае расположения объективов на едином основании

В случае необходимости размещения светофильтров они будут неподвижно закреплены перед детектором или напылены на его поверхность.

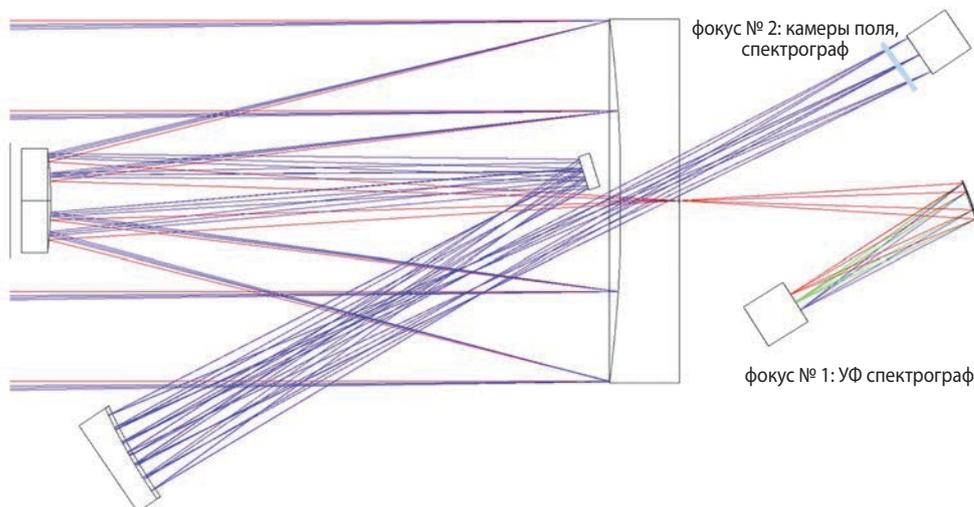


рисунок 5. Концептуальный вид многоцелевого телескопа с апертурой 60 см с двумя фокусами

Каждый линзовый объектив с апертурой ~10–25 см (рисунок 6а) является самостоятельным телескопом с детектором и блоком обработки информации. Для покрытия всего доступного с поверхности Луны неба (около 10000 кв. градусов) потребуется ~20–200 объективов (рисунок 6б).

В случае использования короткофокусных объективов небольшой апертуры (10 см), ввиду очень короткого фокусного расстояния, вероятно, не потребуется система часового ведения и наведения, т.е. массив объективов может быть жестко закреплен на посадочном модуле. В случае использования более длиннофокусных объективов (апертура до 25 см) с большим угловым разрешением потребуется система компенсации вращения Луны. Например, массив объективов может быть установлен на платформе с небольшим возвратно-поступательным ходом для компенсации вращения неба в пределах одной экспозиции. После каждой экспозиции платформа будет возвращаться в исходное положение.

Мультиапертурный телескоп может строиться поэтапно – объективы могут быть расположены на различных посадочных модулях, это увеличит отказоустойчивость распределённого телескопа.

Масса одного линзового объектива с детектором и блоком обработки оценивается в 3 кг, масса всего телескопа оценивается в 100–600 кг.

закключение

Международная научная лунная станция даёт уникальную возможность разместить телескопы для астрономических наблюдений, обслуживать их в течение длительного времени и модернизировать приборы в будущем.

Предварительно сформулированы три различных подхода к созданию ультрафиолетовых телескопов на Луне. Первый – построить относительно небольшой телескоп в качестве дополнительной полезной нагрузки к посадочному или орбитальному модулям, второй – создание достаточно крупного телескопа в рамках специальной миссии ILRS-5.

Третье предложение – создание мультиапертурного телескопа с возможностью распределения объективов между различными аппаратами. Развёртывание мультиапертурного телескопа может осуществляться поэтапно, причём пробный объектив может быть разработан в достаточно сжатые сроки и установлен на будущих аппаратах серии «ЛУНА» или CHANG'E.

Установка предложенных в настоящей работе телескопов на Луне может рассматриваться как первый шаг на пути к развитию технологий использования Луны для астрономических наблюдений. Даже телескоп с относительно небольшой апертурой, установленный на Луне, станет эффективным инструментом для многих видов астрономических исследований

в УФ-, оптическом и ИК-диапазонах, таких как наблюдение различных астрофизических объектов во Вселенной, астероидов и комет в Солнечной системе.

В будущем, при наличии посещаемой лунной базы или при отработке технологии роботизированной сборки крупных конструкций на Луне, лунная база позволит собирать на Луне крупные астрономические телескопы с сегментированными зеркалами (Шугаров А.С. и др., 2019) и модульным принципом проектирования для обеспечения ремонта и обновления научной аппаратуры.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ и ГФЕН в рамках научного проекта № 21-52-53022.

список литературы

Андреев Р.В. и др. Многозональное сканирующее устройство для геостационарного метеоспутника «ЭЛЕКТРО-Л» // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. 2015. Т. 2, № 3. С. 33-44.

Сачков М.Е., Бхарат Чандра, Шанти Прабха, Аджин Пракаш и др. Проект индийско-российского УФ-спектрографа для китайской космической станции (SING) // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 4. С. 4-7.

Сачков М.Е., Шугаров А.С., Шмагин В.Е., Сичевский С.Г. Концепция лунного астрофизического УФ-телескопа (проект ЛУНА-УФ) // Научные труды Института астрономии РАН. 2020. Т. 5, № 5. С. 368-373. DOI: 10.51194/INASAN.2020.5.6.011.

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

Boyarchuk A.A., Shustov B.M., Savanov I.S., Sachkov M.E., Bisikalo D.V. Scientific problems addressed by the SPEKTR-UV space project (world space Observatory-Ultraviolet) // Astronomy Reports. 2016. Vol. 60, № 1. P. 1-42. DOI: 10.1134/S1063772916010017.

Jing Wang et al. Photometric Calibration of the Lunar-based Ultraviolet Telescope for Its First Six Months of Operation on the Lunar Surface // Research in Astronomy and Astrophysics. 2015. Vol. 15, № 7. ID 1068. DOI: 10.1088/1674-4527/15/7/014.

Philippe P. Martin et al. Third Generation satellite: design and development status // Proc. SPIE 11852, International Conference on Space Optics – ICSO 2020, 118520B (11 June 2021). DOI: 10.1117/12.2599152.

Статья поступила в редакцию 15.11.2021

Статья после доработки 17.11.2021

Статья принята к публикации 17.11.2021

К ВОПРОСУ ОБ ИСПОЛЬЗОВАНИИ АКУСТИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ ПРИ НАЗЕМНОЙ ОТРАБОТКЕ ПРОЧНОСТИ КА

TO THE QUESTION OF THE USE OF ACOUSTIC TESTS DURING GROUND-BASED TESTING OF THE STRENGTH OF SPACECRAFT



О.Г. Деменко¹,
кандидат
технических наук,
3335704@gmail.com;
O.G. Demenko



А.С. Бирюков¹,
кандидат технических
наук,
birukov@laspace.ru;
A.S. Birukov



В.Е. Бордадымов¹,
bve@laspace.ru;
V.E. Bordadymov

В статье рассматриваются особенности вибрационного нагружения конструкции КА и его элементов при воздействии акустического шума. Проводится сравнение результатов акустической и кинематической вибрации КА при наземных испытаниях на прочность. Показывается и обосновывается невозможность полномасштабного воспроизведения расчётного виброн нагружения КА и его частей при кинематическом возбуждении вибрации. Обосновывается рациональное использование различных способов вибрационного нагружения КА при наземной отработке прочности.

Ключевые слова: акустический шум; вибрация; эксплуатационная прочность; космические аппараты; испытания на прочность.

DOI: 10.26162/LS.2022.34.33.002

ВВЕДЕНИЕ

Требование прочности любого космического аппарата на всех этапах эксплуатации является обязательным и подлежит безусловному удовлетворению для обеспечения его надёжного и эффективного функционирования. Понятие эксплуатационной прочности современного КА многогранно и учитывает большое количество различных видов нагружения и условий эксплуатации (Бирюков А.С., Деменко О.Г., Ефанов В.В., 2019).

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

The article discusses the features of vibration loading of the structure of a spacecraft and its elements when exposed to acoustic noise. Comparison of the results of acoustic and kinematic vibration of spacecraft during ground strength tests is carried out. The impossibility of full-scale reproduction of the target vibration loading of the spacecraft and its parts with kinematic excitation of vibration is shown and substantiated. Substantiates the rational use of various methods of vibration loading of a spacecraft during ground strength testing.

Key words: acoustic noise; vibration; operational strength; spacecraft; strength test.

Важную роль в эксплуатационном нагружении КА играет вибрация. Вибрация возникает на различных этапах эксплуатации КА. В качестве наиболее существенных случаев вибрационного нагружения можно выделить:

- во-первых, транспортирование КА в эксплуатирующую организацию, а также транспортирование его в составе головного блока и ракеты-носителя;

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

- во-вторых, сложное вибрационное нагружение в процессе выведения КА на орбиту.

В первом случае источником вибрации для КА является подвеска транспортного средства, вибрация от которой передаётся на узлы крепления КА в транспортном контейнере. Для данного вида вибрационного нагружения наиболее адекватным видом лабораторной отработки прочности являются испытания изделия на вибростенде, при которых вибрация возбуждается в местах крепления КА к транспортному контейнеру, т.е. именно там, где она возбуждается при реальном транспортировании.

Во втором случае – при выведении КА на орбиту – вибрационное нагружение качественно и количественно существенно различается для разных этапов полёта. Можно выделить три основных источника вибрации КА на активном участке.

1. Низкочастотная вибрация в диапазоне частот 1–30 Гц с амплитудами, достигающими 5–7 g по продольной оси и 1–3 g по боковым осям, которые соответствуют переходным режимам полёта – моментам старта РН, разделения ступеней, отделению головного обтекателя и т.п. При лабораторной отработке данный вид нагружения адекватно может имитироваться на вибростенде возбуждением за основание.

2. Вибрация от работы различных двигательных установок: ступеней РН, РБ, КА, которая также приходит на конструкцию КА от кинематического возбуждения интерфейса.

3. Высокочастотная вибрация большой интенсивности, связанная с акустическими явлениями, возникающими на старте РН от работающих двигателей первой ступени и в процессе полёта РН в атмосфере на этапе максимального скоростного напора.

Акустические волны большой интенсивности в широком частотном диапазоне 20–4000 Гц, внешние по отношению к головному обтекателю (ГО), вызывают колебания его оболочки, которая, в свою очередь, вызывает вторичные акустические волны под ГО в зоне расположения КА. Это высокочастотное акустическое нагружение воздействует на конструкцию КА по всей его поверхности, вызывая широкополосную случайную вибрацию элементов конструкции.

До недавнего времени отработка прочности космических аппаратов в НПО им. С.А. Лавочкина на воздействие высокочастотной вибрации, ввиду отсутствия доступных акустических камер, проводилась только с использованием вибростендов. При этом предполагалось, что вибрация отдельных элементов КА при кинематическом возбуждении основания КА на вибростенде нормативной случайной вибрацией близка к вибрации, создаваемой акустическим полем. Это соответствовало и отраслевым нормативным документам по виброиспытаниям, в которых определены требования по виброн нагружениям конструкций КА, достаточные для их прочностной отра-

ботки. Практика показала, что в какой-то мере такой подход оправдан, поскольку на его основе предприятием были созданы десятки аппаратов, полностью выполнивших свою миссию и подтвердивших свою эксплуатационную прочность (*Ширшаков А.Е., Карчаев Х.Ж., Мошнеев А.А., Лоханов И.В.*, 2019). Тем не менее, мы видели, что зарубежные космические организации всегда строили прочностную отработку КА с применением акустических испытаний.

Первый опыт в этом направлении специалисты НПО им. С.А. Лавочкина получили в процессе участия в международном проекте «ЭКЗОМАРС», выполняемом в настоящее время совместно с Европейским космическим агентством (*Бабаков А.В., Финченко В.С.*, 2020). В процессе акустических испытаний десантного модуля КА, при которых проводились измерения виброперегрузок в местах установки аппаратуры, выявилось, что для некоторых блоков измеренные уровни случайной вибрации превышают требования технических заданий, основанных на нормативных значениях случайной вибрации для аппаратуры. Полученные результаты заставляют нас внести изменения в практику наземной отработки прочности КА.

Тем не менее, с учётом предыдущей многолетней практики проведения виброиспытаний КА только с нагружением на вибростенде (в том числе случайной вибрацией), остаётся вопрос – нужно ли ломать сложившийся подход к виброиспытаниям КА? Может быть, можно и далее обходиться кинематическим возбуждением с использованием вибростенда, заменяя акустическое нагружение некоторыми «эквивалентными» режимами случайной вибрации, если это корректно?

Теоретически понятно, что отклики конструкции КА на разные типы вибрационных воздействий должны существенно различаться друг от друга (*Телленев П.П., Жиряков А.В., Герасимчук В.В.*, 2020). Но необходимо определить количественные различия и частотные диапазоны, которые характерны для того или другого нагружения. Ответить на эти вопросы могли бы механические (на вибростенде) и акустические испытания, проведённые на одном и том же объекте в полном диапазоне частот до 2000 Гц. Однако такие случаи в отечественной практике до настоящего времени не были описаны.

Уникальную возможность для ответа на поставленные вопросы предоставили проводившиеся в 2020–2021 году в НПОЛ зачётные испытания на прочность КА «ЛУНА-ГЛОБ» («ЛУНА-25») (*Ефанов В.В., Долгополов В.П.*, 2016). В рамках этих испытаний были проведены полномасштабные испытания на воздействие механической (на вибростенде) и акустической вибрации. Установка КА «ЛУНА-ГЛОБ» на вибростенд и в акустическую камеру (*Акустические испытания...*, 2021) показаны на рисунках 2 и 3 соответственно.

Ниже приведено сопоставление результатов этих испытаний и показаны принципиальные различия в реализации полей вибрационных нагрузок на основных агрегатах силовой конструкции КА подобного типа. Сделанные ниже выводы в большей или меньшей степени характерны и для других конструктивно-силовых схем современных КА.

1. Краткая конструктивно-силовая схема КА «ЛУНА-ГЛОБ»

Рассмотрим особенности конструктивно-силовой схемы КА «ЛУНА-ГЛОБ» (ЛГ) как объекта вибрационных и акустических испытаний (рисунок 1) (Казмерчук П.В., Мартынов М.Б., Москатиньев И.В., Сысоев В.К., Юдин А.Д., 2016). При этом в первую очередь будем обращать внимание на массовую поверхностную плотность частей конструкции КА – величину, определяемую отношением массы конструкции к её площади и измеряемую в $\text{кг}/\text{м}^2$.

Исходя из процесса силового взаимодействия конструкций с акустическим полем, известно, что конструкции с относительно малой массовой поверхностной плотностью (различные панели, оболочки и др.) более чувствительны к воздействию акустического нагружения.

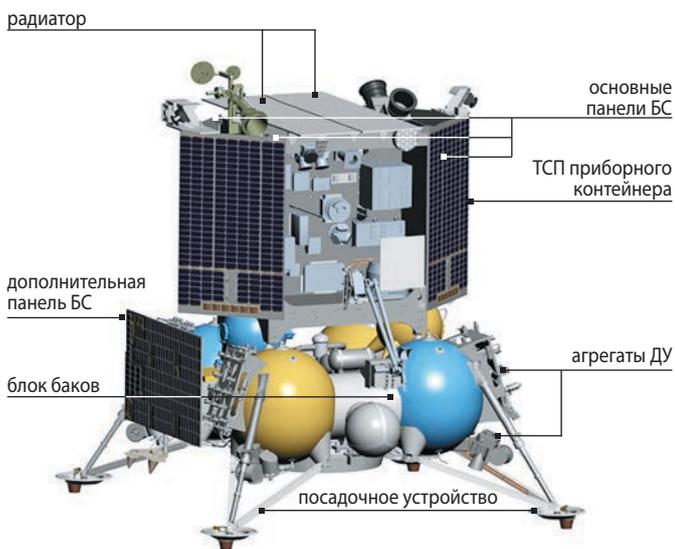


рисунок 1. Общий вид КА «ЛУНА-ГЛОБ»

1.1. Основные элементы конструктивно-силовой схемы КА «ЛУНА-ГЛОБ»

1.1.1. Блок баков

Основой, строительной базой КА «ЛУНА-ГЛОБ» является блок баков двигательной установки (ДУ) – жёсткая конструкция, состоящая из четырёх сферических ёмкостей (баков), соединённых друг с другом через цилиндрические проставки. На блоке баков установлена ДУ КА с агрегатами.

Масса заправленного блока баков с двигательной установкой, агрегатами и посадочным устройством составляет примерно 1250 кг, габаритная площадь порядка 4 м^2 , итого массовая поверхностная плотность блока баков около $300 \text{ кг}/\text{м}^2$.



рисунок 2. КА «ЛУНА-ГЛОБ» на вибростенде

1.1.2. Приборный контейнер

Сверху на блоке баков установлен приборный контейнер (ПК). В центре ПК расположена основная плоская термостабилизированная приборная панель (ТСП) со служебной и научной аппаратурой.

ТСП по двум сторонам соединена с двумя очень лёгкими коробчатыми конструкциями (треугольные в плане), выполненными из облегчённых трёхслойных сотовых панелей с тонкими перфорированными несущими слоями из углепластика. Четыре наружные стороны этих коробчатых конструкций служат одновременно стационарными (основными) панелями солнечных батарей (БС).

Кроме этого, на блоке баков на четырёх кронштейнах в узлах крепления установлена дополнительная, пятая, панель БС меньшего размера, аналогичная по конструкции четырём основным.

В верхней части платформы на специальных кронштейнах расположены радиаторы системы терморегулирования, выполненные на основе трёхслойных сотовых панелей и включённые в общую силовую схему ПК.

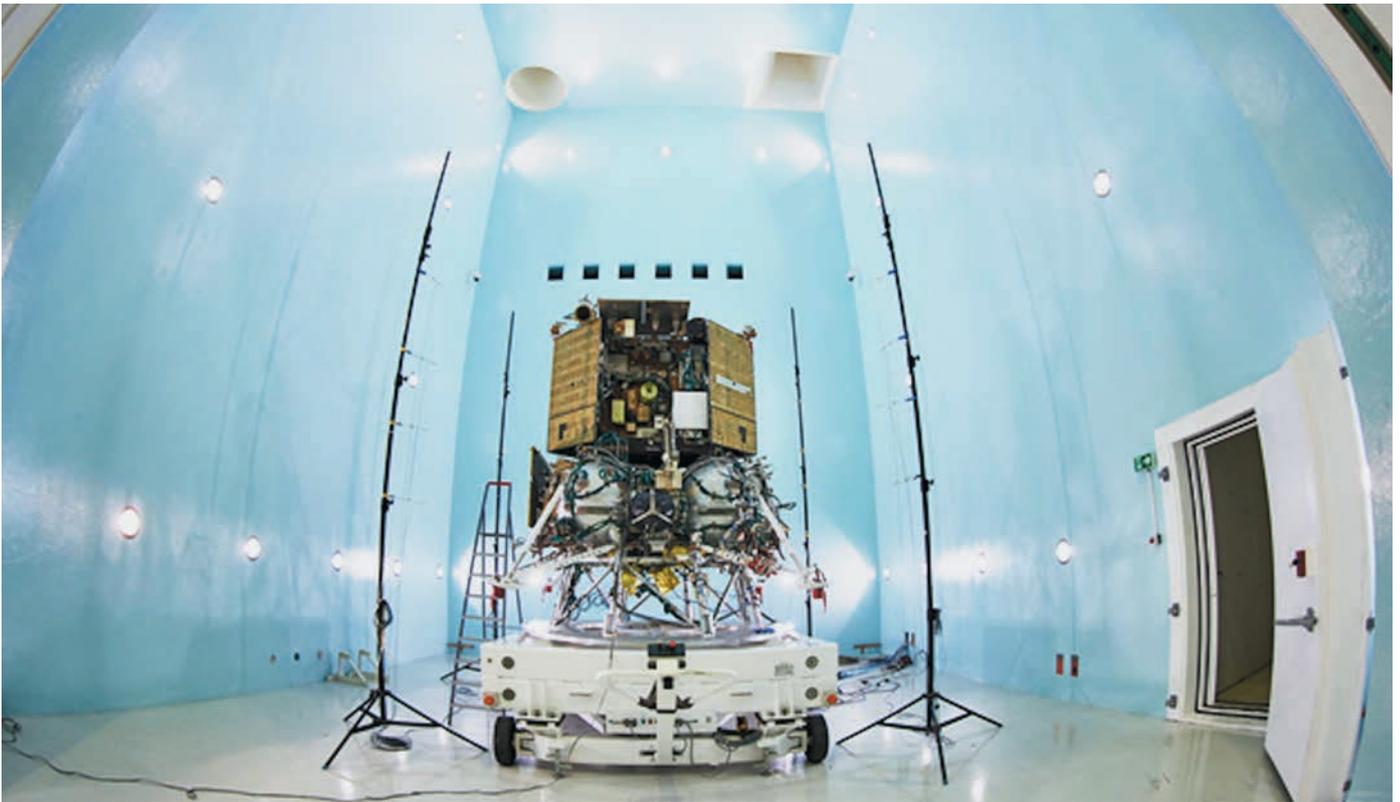


рисунок 3. КА «ЛУНА-ГЛОБ» в акустической камере

Масса ТСП с установленным на ней оборудованием составляет примерно 130 кг, площадь ТСП – 1,3 м², т.е. массовая поверхностная плотность приборной ТСП порядка 100 кг/м².

Масса одной панели БС равна примерно 3 кг, площадь её поверхности 0,9 м², массовая поверхностная плотность панели БС составляет порядка 3,3 кг/м².

Масса радиатора примерно 12 кг, его площадь 1,4 м², массовая поверхностная плотность радиатора порядка 8,6 кг/м².

Таким образом, конструкция КА «ЛУНА-ГЛОБ» содержит элементы, существенно различающиеся массовой поверхностной плотностью, а значит, и чувствительностью к акустическим нагрузкам.

При проведении испытаний на наиболее нагруженных вибрацией участках конструкции КА было установлено более 70 вибродатчиков (из них 16 на блоке баков, 8 на приборной ТСП, 13 на панелях БС и 4 на радиаторе), их расположение на всех этапах испытаний было одинаковым.

2. Сравнительный вибрационный отклик конструкции КА

В данной работе, на основе испытаний одного и того же КА, мы рассматриваем сравнительный вибрационный отклик его конструкции при двух типах нагружения: кинематическом нагружении КА случайной вибрацией в опорном сечении КА на вибростенде (рисунок 2) и нагружении акустическим шумом в акустической камере (рисунок 3).

Для оценки уровня вибраций будем использовать в качестве его критерия среднеквадратичные значения ускорений в 1/3 октавных полосах частот и в полном диапазоне частот от 5 до 2000 Гц.

Так как нас будут интересовать не абсолютные значения самих ускорений отклика в том или другом случае нагружения конструкции, а их сравнение между собой, то будем проводить анализ в безразмерном виде. Для этого, по характерным для отдельных агрегатов точкам измерений, проведём в обоих

таблица – Принятые нормированные уровни вибрации

поддиапазоны частот, Гц									
5–10	10–20	20–50	50–100	100–200	200–500	500–1000	1000–2000	5–2000	
гармоническая вибрация		случайная вибрация							A_{NORM} (rms), g
амплитуда ускорения, g		спектральная плотность виброускорения, g ² /Гц							
0,5	0,5–0,6	0,02	0,02	0,02–0,05	0,05	0,050–0,025	0,025–0,013	7,54	

случаях нагружения оценку среднеквадратичных ускорений (rms) в 1/3 октавных полосах ($a_R(f)$) и в полном диапазоне частот от 5 до 2000 Гц (A_R) и отнесём их к аналогичным обработкам нормированных значений гармонической и случайной вибрации для бортовой аппаратуры при её кинематическом возбуждении, приведённым в таблице.

$$\bar{a}_R(f) = \frac{a_R(f)}{a_{NORM}(f)};$$

$$\bar{A}_R = \frac{A_R}{A_{NORM}}.$$

Таким образом, за базовый уровень для оценки вибраций примем нормативный уровень гармонической (от 5 до 20 Гц) и случайной (от 20 до 2000 Гц) вибрации для бортовой аппаратуры КА, приведённый в таблице, так как именно он использовался при проведении испытаний КА «ЛУНА-ГЛОБ» и его составных частей на вибростенде.

Для сравнения с вибрационными испытаниями использовались результаты акустических испытаний этого же изделия с суммарным уровнем нагружения 143 дБ (в диапазоне частот до 2000 Гц).

В подразделах 3.1–3.4 и на рисунках 4–9 в виде гистограмм показано сравнение уровней вибрации элементов конструкции КА «ЛУНА-ГЛОБ», полученных при испытаниях на вибростенде (синий цвет) и при акустических испытаниях (красный цвет).

По вертикальной оси в логарифмическом масштабе отложены безразмерные значения $\bar{a}_R(f)$, по горизонтальной оси в логарифмическом масштабе – значения f центральных частот поддиапазонов 1/3 октавного спектра в герцах.

В окошке легенды каждого графика приведены относительные значения \bar{A}_R для полного диапазона частот 5–2000 Гц.

3. Результаты сравнения вибрационного нагружения по элементам конструкции КА

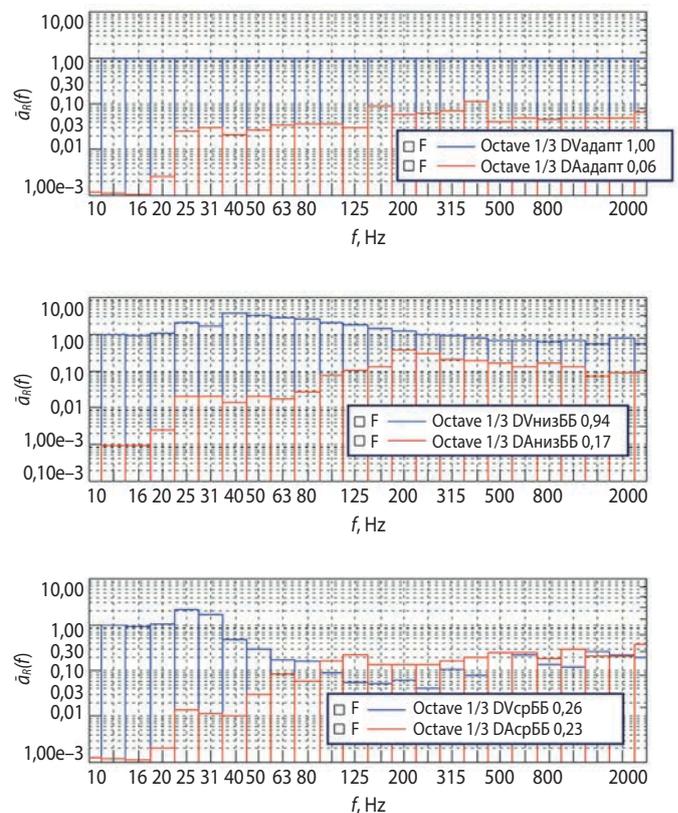
3.1. Вибрационное нагружение адаптера и блока баков

Основными агрегатами нижней части КА являются адаптер и блок баков. Рассмотрим три характерные зоны в нижней части КА: стык адаптера с разгонным блоком (или стык с приспособлением вибростенда при механических испытаниях), нижнюю часть блока баков и среднюю часть блока баков вблизи узлов крепления двигательной установки. Датчики, измеряющие вибрации на этих участках, обозначим соответственно Дадапт, ДнизББ, ДсрББ. Показания этих датчиков приведены на рисунке 4.

Адаптер и блок баков из-за большой массы по отношению к площади поверхности (а также из-за фор-

мы поверхности – жёсткие сферы и цилиндрические проставки) являются акустически плохо возбуждаемыми конструкциями. Вибрационное поле, создаваемое акустическим шумом на адаптере и блоке баков, является преимущественно «наведённым» сверху со стороны ПК. Поэтому на адаптере и в нижней части блока баков вибрации от акустики значительно ниже, чем при испытаниях на вибростенде во всём диапазоне частот. Уже в средней части блока баков уровни вибрации от акустики и при испытании на вибростенде в зоне акустических частот (выше 60 Гц) практически сравниваются. Наибольшее влияние акустической вибрации проявляется при частотах выше 100 Гц.

Из сказанного следует, что испытания таких агрегатов, как ферменные конструкции и блоки баков можно проводить только с использованием вибростендов.



рисунк 4. Вибрационное нагружение адаптера и блока баков

3.2. Вибрационное нагружение приборного контейнера

Приборный контейнер установлен на блоке баков в верхней части КА, т.е. на значительном расстоянии от плоскости стыка адаптера КА с РН (или стыка адаптера КА с вибростендом при испытании на вибростенде). Конструктивное описание ПК и его элементов приведено в разделе 1.

3.2.1. Вибрационное нагружение ТСП приборного контейнера

Рассмотрим центральную часть ПК – термостабилизированную панель ТСП, на которой установлена основная часть аппаратуры КА.

В качестве характерных зон конструкции ТСП рассмотрим его нижнюю, центральную и верхнюю части. Датчики, измеряющие ускорения вибрации на этих участках, обозначим соответственно ДнизТСП, ДцентрТСП, ДверхТСП.

Сравнительные результаты измерений при двух видах испытаний приведены на рисунке 5.

ТСП приборного контейнера имеет массовую плотность около 100 кг/м^2 и большую площадь поверхности. Также следует учесть, что конструкция ТСП во многих точках соединена с более лёгкими плоскими панелями (радиаторы, панели корпуса и БС), прямо возбуждаемыми акустикой.

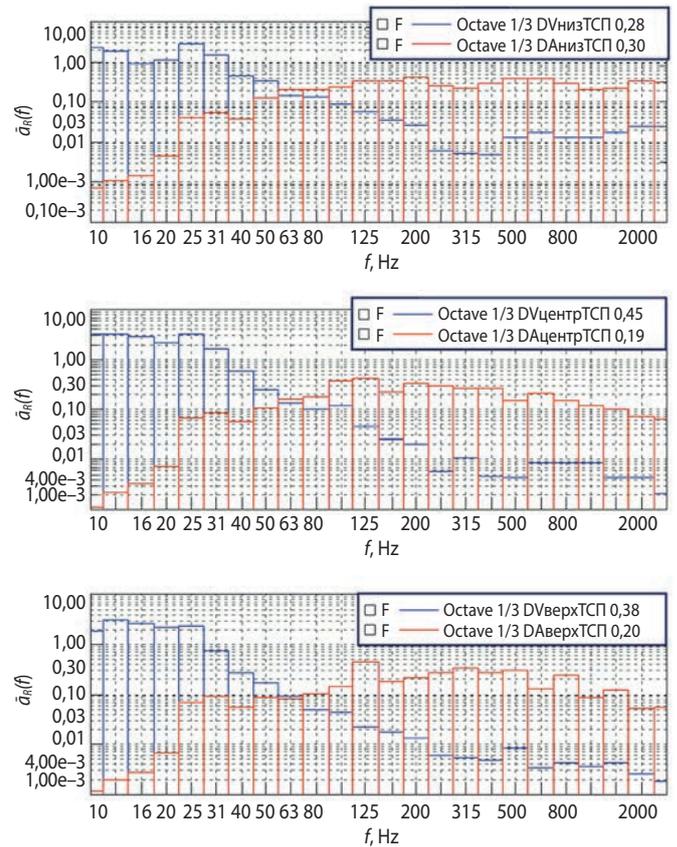
Вместе с тем, механическая вибрация от вибростенда проходит до ТСП большой путь, что особенно сказывается на ослаблении спектральной плотности мощности виброускорений в высокочастотной области. Поэтому для ТСП, как и для всех элементов конструкции ПК, в области низких частот уровни вибраций при испытании на вибростенде значительно превышают уровни вибраций от акустики, так как зона влияния акустических частот находится выше 50–60 Гц.

В области частот 60–2000 Гц уровень вибрации в зоне ПК при испытании КА на акустику во много раз превышает уровень вибрации при испытании на вибростенде.

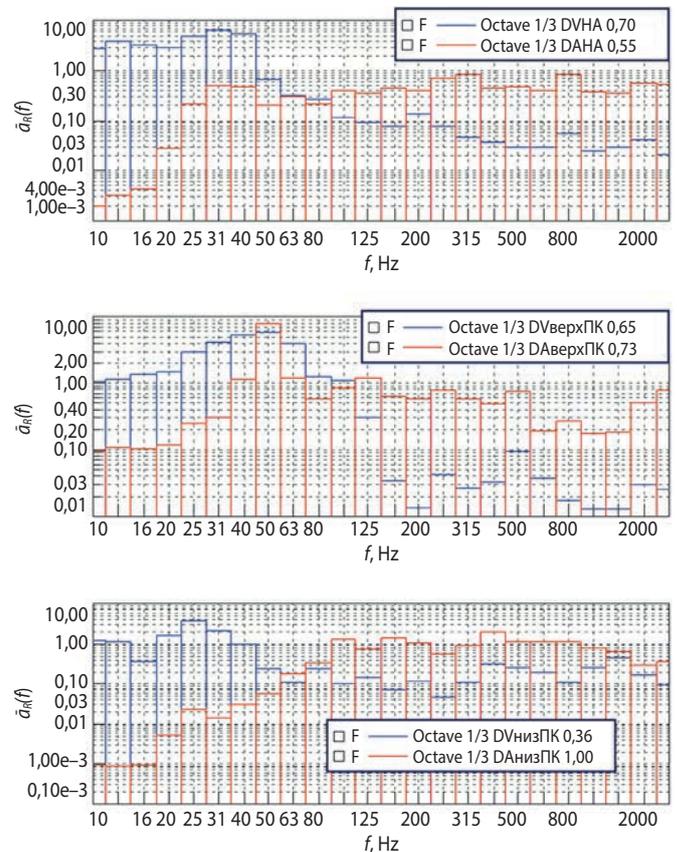
Из рисунка 5 видно, что при испытании на вибростенде в высокочастотной области уровень вибрационного нагружения элементов конструкции, далеко расположенных от интерфейса с вибростендом (например, ПК), резко снижается. Высокие частоты не доходят до удалённых элементов. Исправить этот эффект при испытании полностью собранного КА на вибростенде не представляется возможным, так как для этого (даже если хватит мощности вибростенда) придётся сильно (во много раз) перегружать нижнюю часть КА (близкую к вибростенду), что недопустимо. Единственный выход для испытания в высокочастотной области лёгких элементов конструкции, особенно расположенных в верхней части КА, – это акустическое нагружение.

3.2.2. Вибрационное нагружение оборудования на корпусе приборного контейнера

На рисунке 6 показано сравнение уровней вибрации по датчикам ДНА, ДверхПК, ДнизПК, расположенным соответственно на приводе направленной антенны (верхняя часть корпуса приборного контейнера), около места крепления одного из приборов на верхней части корпуса приборного контейнера,



рисунк 5. Вибрационное нагружение ТСП приборного контейнера



рисунк 6. Вибрационное нагружение оборудования на ПК

у узла крепления одного из приборов на нижней части корпуса приборного контейнера.

Для этих датчиков на ПК картина в целом аналогичная описанной выше в подразделе 3.2.1 для ТСП. Можно отметить, что для этих мест контроля влияние акустики ещё выше, так как рядом крепятся очень лёгкие и возбудимые акустикой панели корпуса и БС.

Также явно прослеживается зависимость уровней высокочастотной вибрации при испытании на вибростенде от расстояния до вибростенда. В нижней части ПК, которая ближе к вибростенду, уровни высокочастотных вибраций выше.

3.3. Вибрационное нагружение панелей солнечных батарей

На КА «ЛУНА-ГЛОБ» установлены четыре основные и одна дополнительная панель солнечных батарей (БС).

Все панели в конструктивно-силовом отношении являются лёгкими трёхслойными сотопанелями с очень тонкими углепластиковыми обшивками и разреженными сотами. Четыре основные сотопанели БС являются в силовом отношении частью корпуса ПК. Дополнительная панель БС меньшего размера установлена отдельно на блоке баков на четырёх точках крепления на выносном кронштейне.

На рисунке 7 показано сравнение уровней вибрации по датчикам DцентрОБС, DнизОБС, DверхОБС, расположенным на одной из основных панелей БС, соответственно в центре панели и у двух узлов крепления в нижней и верхней частях панели.

На рисунке 8 показано сравнение уровней вибрации по датчикам DверхДБС, DцентрДБС, DнизДБС, расположенным на дополнительной панели БС соответственно на верхнем свободном краю панели, в центральной свободной части панели и у узла крепления в нижней части панели.

Панели БС представляют собой лёгкие объекты большой площади, прямо возбуждаемые акустикой. Общий уровень вибрации панелей БС при акустическом нагружении сильно превышает уровень вибрации при испытании на вибростенде. Наиболее сильно нагружены свободные края и центральные части панелей, вдали от узлов крепления.

Полученные результаты свидетельствуют о том, что создать расчётный и достоверный уровень вибрации панелей БС при нагружении в составе собранного КА, а в значительной мере и при автономных испытаниях панелей БС можно только акустическим шумом.

То есть, при испытании КА на вибростенде в принципе невозможно создать на панелях БС высокочастотную вибрацию, соответствующую по формам и уровням акустическому нагружению.

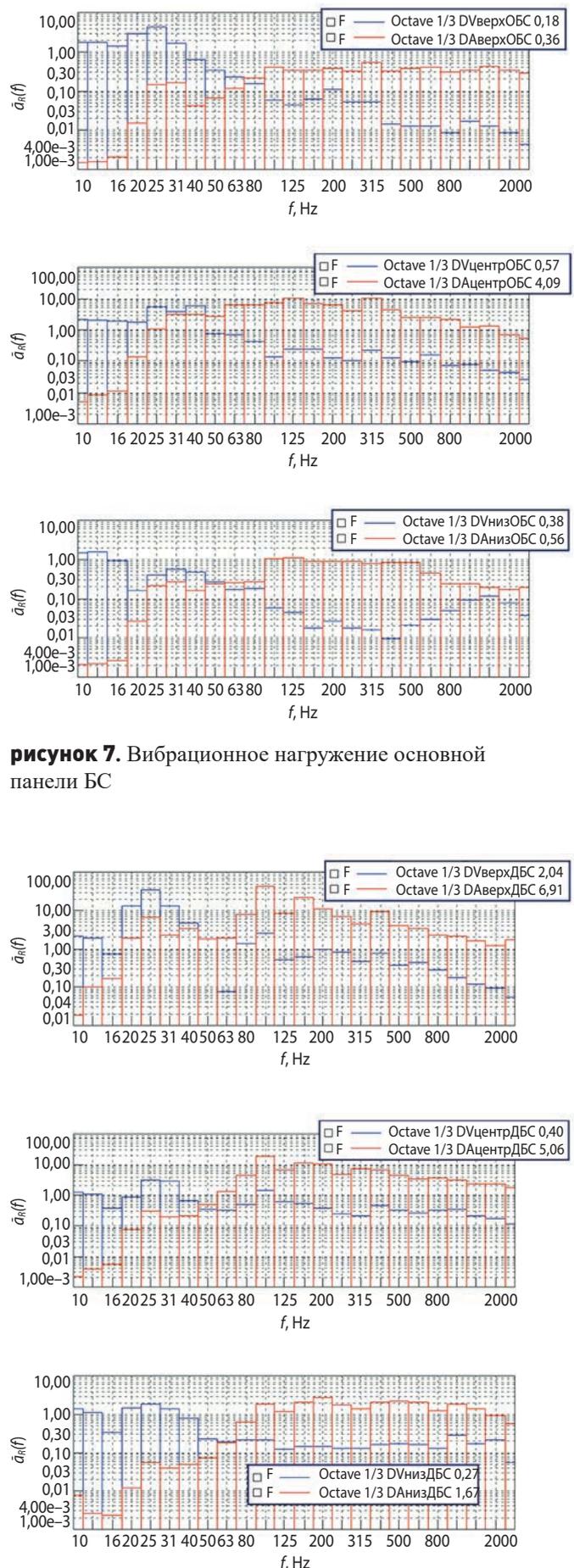


рисунок 7. Вибрационное нагружение основной панели БС

рисунок 8. Вибрационное нагружение дополнительной панели БС

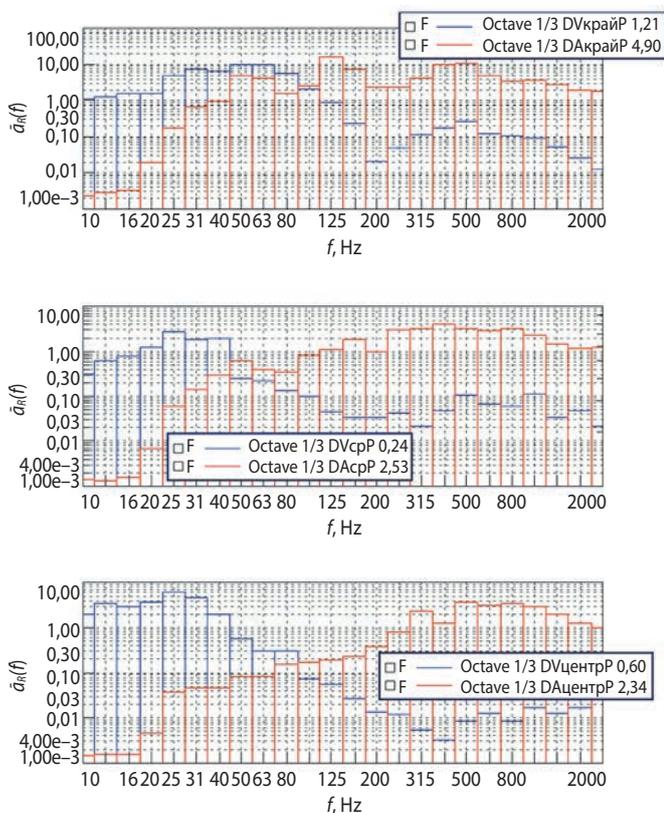
В то же время важно отметить, что на частотах ниже 60 Гц акустический шум не способен создать вибрацию, соответствующую испытаниям КА на вибростенде.

3.4. Вибрационное нагружение радиаторов

Радиаторы – плоские лёгкие пластины малой удельной массы, стоят в верхней части на ПК и возбуждаются напрямую акустическим полем.

По вибрации радиаторов прослеживается картина, аналогичная описанной выше по панелям БС.

На рисунке 9 показано сравнение уровней вибрации по датчикам DкрайP, DцентрP, DсрP, расположенным соответственно на краю плоскости радиатора и у узлов крепления плоскости радиатора в центральной и средней её частях.



рисунк 9. Вибрационное нагружение плоскости радиатора

ВЫВОДЫ

1. Уровни вибрации, возникающие на элементах конструкции КА при акустическом нагружении, существенно зависят от поверхностной плотности нагружаемых конструкций. Акустическая вибрация становится значительной и должна учитываться уже при массовой плотности менее 100 кг/м^2 . При плотности менее 10 кг/м^2 акустический шум становится основным фактором, определяющим уровень вибрации элемента конструкции КА.

2. Акустический шум не способен создавать значительные уровни вибрации агрегатов КА в области низких частот (5~100 Гц). В этой зоне частот виброиспытания КА необходимо проводить кинематическим возбуждением на вибростенде.

3. Испытания собранного изделия КА при возбуждении вибрации с помощью акустического шума и вибростенда взаимно дополняют друг друга. При акустических испытаниях правильно воспроизводятся уровни случайной вибрации на частотах 100–2000 Гц.

При испытаниях КА на вибростенде правильно реализуются уровни гармонической (и случайной) вибрации в области частот 5–100 Гц.

список литературы

Акустические испытания автоматической станции «ЛУНА-25». URL: <https://www.roscosmos.ru/30048/> (дата обращения: 08.11.2021).

Бабаков А.В., Финченко В.С. Теоретико-экспериментальное исследование обтекания дозвуковым газовым потоком лобового аэродинамического экрана после отделения от спускаемого аппарата «ЭКЗОМАРС» в атмосфере планеты // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 2. С. 41-54.

Бирюков А.С., Демченко О.Г., Ефанов В.В. Наземная отработка ударной прочности орбитальной астрофизической обсерватории // Космонавтика и ракетостроение. 2019. № 3. С. 64-75.

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.

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.

Телепнев П.П., Жиряков А.В., Герасимчук В.В. Проектный расчёт уровня вибронгруженности элементов конструкций КА методом динамического анализа // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 1. С. 13-18.

Ширшаков А.Е., Карчаев Х.Ж., Мошнеев А.А., Лоханов И.В. На шаг впереди (к 80-летию ОКБ НПО имени С.А. Лавочкина) // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 2. С. 3-18.

Статья поступила в редакцию 09.11.2021

Статья после доработки 10.11.2021

Статья принята к публикации 11.11.2021

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ И АНАЛИЗ ВОЗДЕЙСТВИЯ ПРОДУКТОВ СГОРАНИЯ ТОРМОЗНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ ДЕСАНТНОГО МОДУЛЯ НА ПОВЕРХНОСТЬ ПЛАНЕТЫ, СОДЕРЖАЩЕЙ АТМОСФЕРУ, ПРИ МЯГКОЙ ПОСАДКЕ



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

MATHEMATICAL MODELING AND ANALYSIS OF THE IMPACT OF COMBUSTION PRODUCTS OF THE LANDING MODULE'S BRAKING PROPULSION SYSTEM ON THE SURFACE OF A PLANET CONTAINING AN ATMOSPHERE DURING A SOFT LANDING



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

В статье представлены результаты численного исследования силового и теплового воздействия струй тормозной двигательной установки десантного модуля на посадочную поверхность в окрестности точки посадки. Приводятся данные по параметрам газовой среды вблизи посадочной поверхности в зависимости от расстояния и ориентации десантного модуля относительно посадочной поверхности, а также от величины тяги тормозных двигателей. Представлены также картины полей температуры и давления газовой среды около посадочной поверхности.

Ключевые слова:

*космические аппараты;
десантный модуль;
посадочная поверхность;
мягкая посадка;
математическое моделирование;
нестационарное течение.*

DOI: 10.26162/LS.2022.94.31.003

¹ Институт автоматизации проектирования Российской академии наук, Россия, г. Москва.

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

The article presents the results of a numerical study of the power and thermal effects of the jets of the landing module's braking propulsion system on the landing surface in the vicinity of the landing point. Data on the parameters of the gas medium near the landing surface are given, depending on the distance and orientation of the landing module relative to the landing surface, as well as the magnitude of the thrust of the braking engines. The pictures of the temperature and pressure fields of the gas medium near the landing surface are also presented.

Keywords:

*spacecraft;
landing module;
landing surface;
soft landing;
mathematical modeling;
unsteady flow.*

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

введение

При исследовании планет Солнечной системы с помощью космических аппаратов (КА) одним из ключевых моментов является процесс мягкой посадки десантного модуля (ДМ) на поверхность изучаемой планеты. На сегодняшний день накоплен немалый отечественный и зарубежный опыт успешных посадок различных десантных модулей на поверхности Луны, Марса, Венеры (*Ширшаков А.Е. и др., 2019; Мошнеев А.А., Ширшаков А.Е., 2020*). Несмотря на это, в связи с увеличением масштабов и сложности проводимых на поверхностях планет работ обеспечение мягкой посадки ДМ продолжает оставаться актуальной задачей.

Для успешной посадки ДМ на поверхность планеты, содержащей атмосферу, необходима, в частности, информация о воздействии струй многоблочной тормозной двигательной установки (ТДУ) на посадочную поверхность (ПП), а также о структуре возникающих газовых течений около ПП (*Ширшаков А.Е. и др., 2020*). Знание воздействий струй сопел ТДУ на посадочную поверхность необходимо для прогнозирования эрозии и уноса грунта при посадке и воздействия уносимого грунта на работу бортового оборудования и научных приборов.

Проведение на должном уровне экспериментального моделирования взаимодействия многоблочных струй с преградами неизбежно связано с большими материальными и временными затратами, что значительно увеличивает стоимость работ и снижает оперативность получения результатов. В связи с этим представляется целесообразным для исследования такого рода течений использовать математическое моделирование, основанное на современных вычислительных технологиях и возможностях суперкомпьютеров. Естественно, вычислительная трудоёмкость таких исследований будет большой, поскольку связана с проведением многопараметрических трёхмерных расчётов на весьма объёмных расчётных сетках, необходимых для обеспечения требуемой точности результатов. Тем не менее, по совокупной трудоёмкости и оперативности математическое моделирование оказывается заметно более выгодным, чем натурное.

При этом на самых ранних стадиях проектирования для оперативного получения предварительных интегральных оценок воздействия многоблочных струй на ПП могут быть использованы приближённые инженерные расчётные методики (*Шматов С.И., 2017*), требующие гораздо меньших вычислительных ресурсов. Для получения же более детальной и надёжной информации о характеристиках газовых течений около конкретных ПП при воздействии на них многоблочных струй необходимо численное моделирование в полной постановке для каждого конкретного проекта.

Численному моделированию взаимодействия многоблочных струй с преградами на суперкомпьютерах посвящены работы (*Глазунов А.А. и др., 2014; Дегтярь В.Г. и др., 2013; Кагенов А.М. и др., 2020; Кудимов Н.Ф. и др., 2013*). В этих работах исследованы характеристики возникающих течений в зависимости от определяющих геометрических и газодинамических параметров (чисел Маха на срезах сопел, степеней нерасчётности истекающих струй, количества струй, расстояний до преграды, углов наклона струй относительно преграды и т.д.). Представленные в них результаты свидетельствуют о сложной физической картине возникающих течений, имеющих зачастую нестационарный характер. Кроме того, структура течения может существенно меняться с изменением определяющих параметров.

Математические модели, используемые в этих работах, основываются на трёхмерных нестационарных уравнениях Навье – Стокса, осреднённых по Рейнольдсу, с полуэмпирической моделью турбулентности.

В настоящей работе для решения задачи о воздействии струй ТДУ на ПП также используется подход, основанный на численном моделировании пространственно-нестационарных течений. Параллельные алгоритмы используемого численного метода реализованы на современных многопроцессорных суперкомпьютерах.

1. Методика математического моделирования

Математическое моделирование основано на консервативном методе потоков (*Белоцерковский О.М., Северинов Л.И., 1973; Бабаков А.В. и др., 1975*), предназначенном для численного исследования пространственно-нестационарных фундаментальных и прикладных задач аэрогидродинамики. В основе метода лежат конечно-разностные аппроксимации законов сохранения массы, компонент импульса и полной энергии, записанные в интегральной форме для конечных объёмов, возникающих при дискретизации области интегрирования. Уравнения движения в используемой методике записываются для декартовых компонент векторных величин независимо от геометрии задачи и типа используемых расчётных сеток.

Численные расчёты проведены на основе параллельных алгоритмов метода, объединённых в комплекс программ «FLUX» и реализованных на современных суперкомпьютерных системах (*Бабаков А.В., 2016*) с использованием до 1000 вычислительных ядер. Пространственные вычислительные сетки включали до 20 миллионов конечных объёмов и характеризовались экспоненциальным сжатием к лобовой, боковой и донной поверхностям ДМ, а также

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ И АНАЛИЗ ВОЗДЕЙСТВИЯ ПРОДУКТОВ СГОРАНИЯ ТОРМОЗНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ ДЕСАНТНОГО МОДУЛЯ НА ПОВЕРХНОСТЬ ПЛАНЕТЫ, СОДЕРЖАЩЕЙ АТМОСФЕРУ, ПРИ МЯГКОЙ ПОСАДКЕ

к областям распространения струй ТДУ. Расчёты, результаты которых представлены ниже, выполнены на вычислительном комплексе производительностью 181 TFlops и объёмом оперативной памяти 17408 GB.

2. Постановка задачи

Рассматривается численное моделирование течения невязкой сжимаемой газовой среды, возникающего между ДМ и ПП при взаимодействии струй ТДУ с атмосферой и плоской твёрдой поверхностью. Моделирование осуществляется в трёхмерной нестационарной постановке.

Газовая смесь принимается гетерогенной, состоящей из двух химически не реагирующих компонент (атмосферный газ и газ ТДУ), обладающих различными термодинамическими свойствами.

На рисунке 1 представлена геометрическая схема с используемыми системами координат и принятыми обозначениями. Используются две системы координат: связанная с ДМ система координат $OXYZ$, в которой осуществляются расчёты, и система координат $O_1X_1Y_1Z_1$, используемая для удобства представления параметров на ПП.

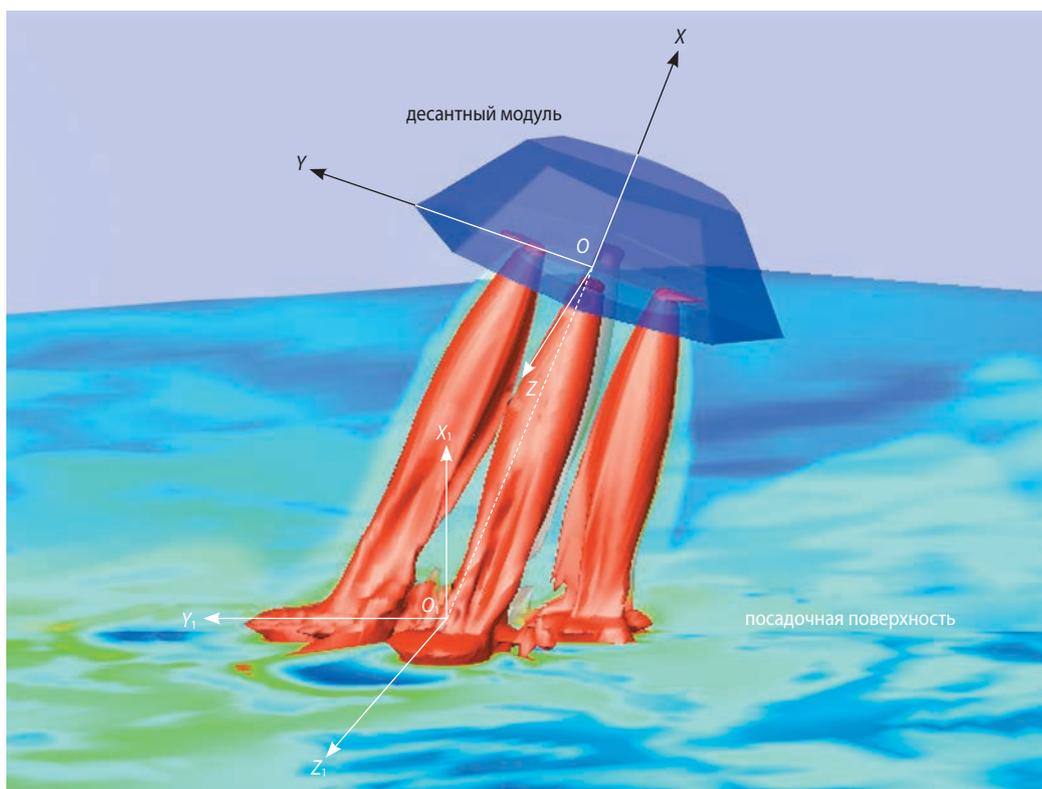
Также на рисунке 1 показана модельная форма ДМ, представляющая собой правильную усечённую восьмиугольную пирамиду со следующими геометрическими параметрами: радиус окружности, описанной около лобовой грани $R_0=1.695$ м; радиус окружности, описанной около донной грани $R_1=0.981$ м; расстояние между лобовой и донной гранями $L=0.912$ м.

В состав ТДУ десантного модуля входят четыре сверхзвуковых сопла, размещённых на лобовой поверхности по окружности радиуса $R_a=0.601$ м. Геометрические параметры сопел принимали следующие значения: радиус среза сопел ТДУ $r_a=0.096975$ м; угол полураствора сопел ТДУ $\beta=10^\circ$; наклон осей сопел ТДУ к оси ДМ $\delta=7^\circ$. Направление вектора скорости на срезе сопел принималось изменяющимся в зависимости от расстояния до оси конкретного сопла при постоянном значении модуля.

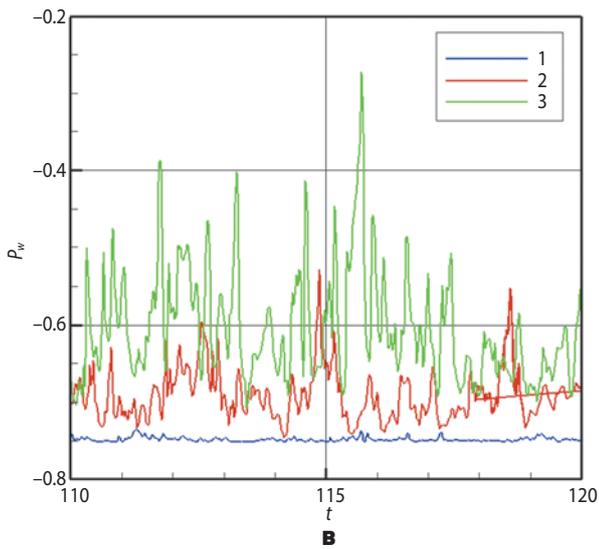
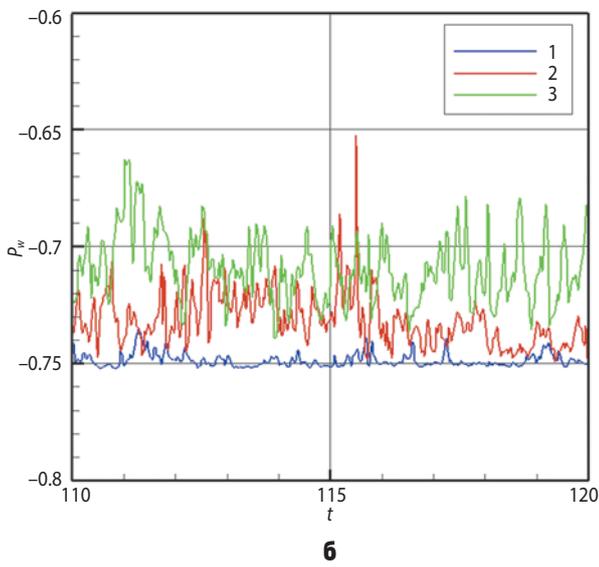
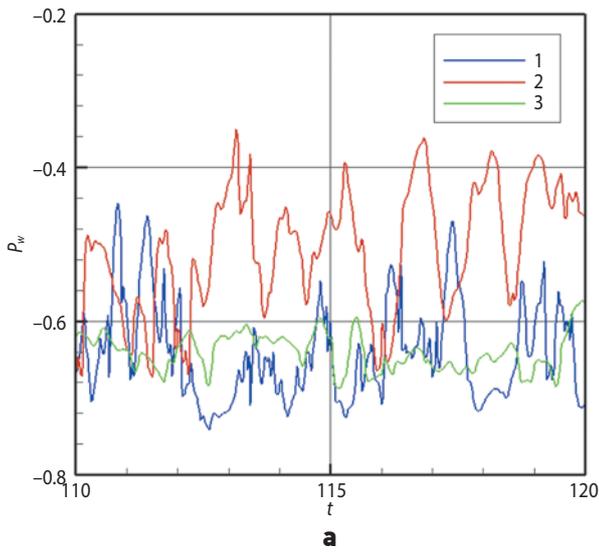
При численном моделировании во всей области интегрирования в момент времени $t=0$ задавались начальные поля газодинамических параметров, соответствующие атмосферным параметрам. Атмосферный газ принимался невозмущённым с нулевыми компонентами скоростей. На срезах сопел задавались соответствующие режиму работы ТДУ газодинамические и динамические параметры, представленные ниже.

3. Параметры атмосферной среды и ТДУ в численном моделировании

В расчётах использовались следующие значения параметров атмосферы: давление $P_H=586.72$ Па; температура $T_H=225.6$ К; плотность $\rho_H=0.01364$ кг/м³. Атмосферный газ принимался совершенным с отношением удельных теплоёмкостей $\gamma_H=1.329$ и молекулярным весом $\mu_H=0.0436$ кг/моль.



рисунки 1. Форма десантного модуля. Используемые системы координат, принятые обозначения



а – $L_x=2, G=G_{\min}$: **1** – $\alpha=0^\circ$, **2** – $\alpha=10^\circ$, **3** – $\alpha=20^\circ$;
б – $L_x=2, G=G_{\max}$: **1** – $\alpha=0^\circ$, **2** – $\alpha=10^\circ$, **3** – $\alpha=20^\circ$;
в – $\alpha=0, G=G_{\max}$: **1** – $L_x=2$, **2** – $L_x=3$, **3** – $L_x=4$.

рисунок 2. Пульсации избыточного давления P_w в точке O_1 на посадочной поверхности

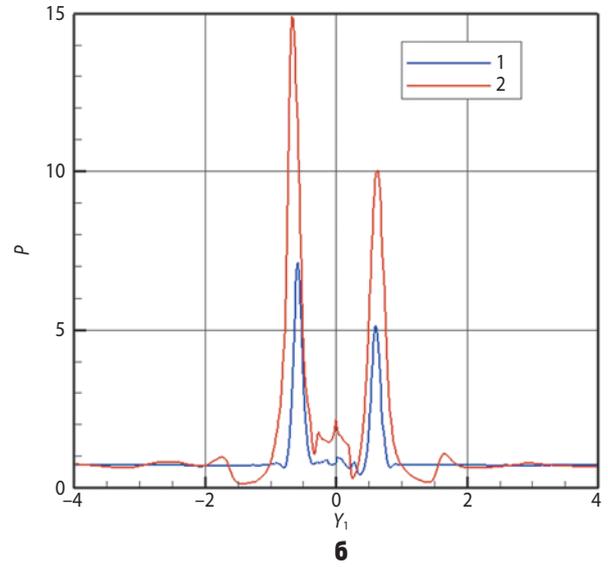
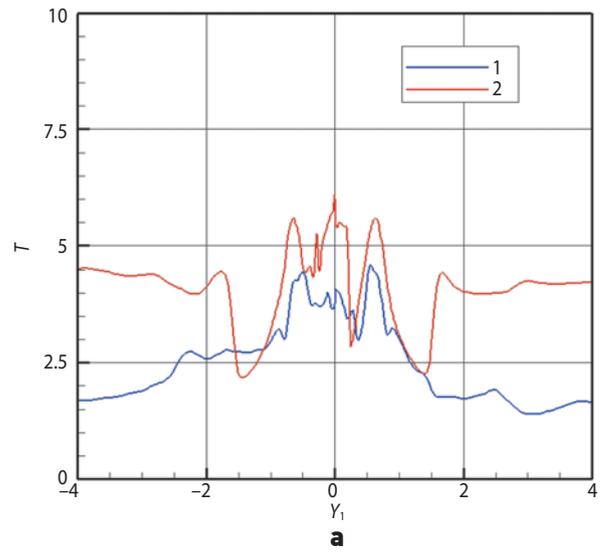


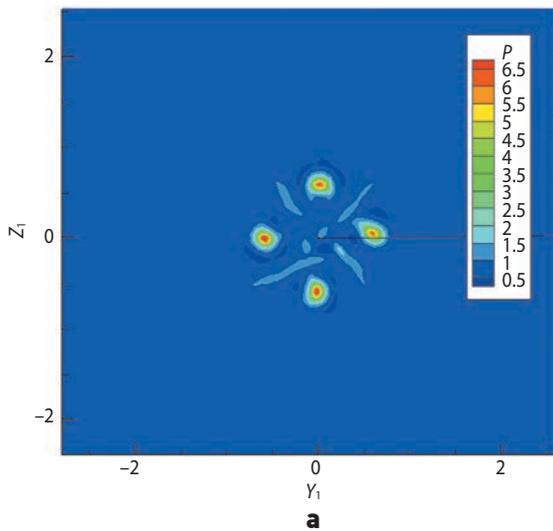
рисунок 3. Профили температуры T (**а**) и давления P (**б**) вблизи посадочной поверхности для двух режимов ТДУ: **1** – $G=G_{\min}$; **2** – $G=G_{\max}$

Численное моделирование проведено для двух режимов работы ТДУ. Газодинамические параметры газа на срезе сопел ТДУ для этих режимов представлены в таблице 1. Для этих параметров использованы следующие обозначения: T_A – температура; P_A – давление; ρ_A – плотность; γ_A – отношение удельных теплоёмкостей; μ_A – молекулярный вес.

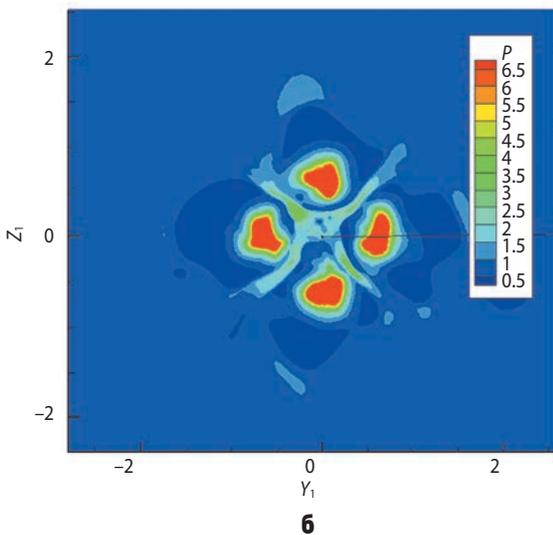
таблица 1 – Газодинамические параметры на срезе сопел ТДУ

	T_A, K	P_A, Pa	$\rho_A, kg/m^3$	γ_A	$\mu_A, kg/mol$
режим 1 $G=G_{\min}$	219.0	510.0	0.003633	1.3372	0.01297
режим 2 $G=G_{\max}$	319.5	4450.0	0.02499	1.2922	0.01492

**МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ И АНАЛИЗ ВОЗДЕЙСТВИЯ ПРОДУКТОВ СГОРАНИЯ
ТОРМОЗНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ ДЕСАНТНОГО МОДУЛЯ НА ПОВЕРХНОСТЬ ПЛАНЕТЫ,
СОДЕРЖАЩЕЙ АТМОСФЕРУ, ПРИ МЯГКОЙ ПОСАДКЕ**



а



б

а – $G=G_{\min}$; **б** – $G=G_{\max}$.

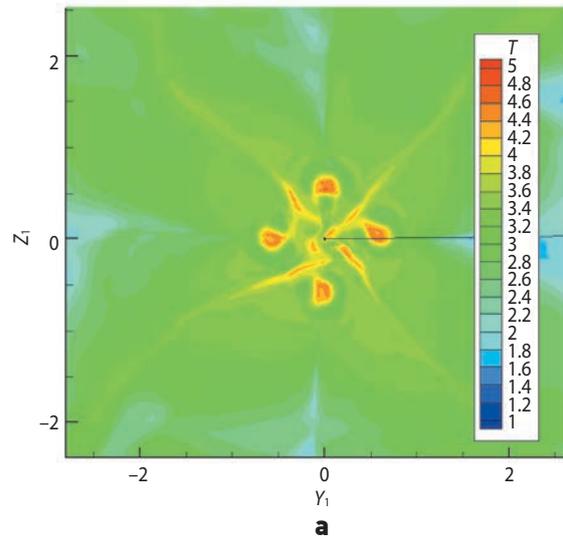
рисунок 4. Поля давления на посадочной поверхности

Соответствующие режимам 1 и 2 параметры: расход N , тяга ТДУ G , число Маха M_A и модуль скорости V_A на срезе сопел приведены в таблице 2.

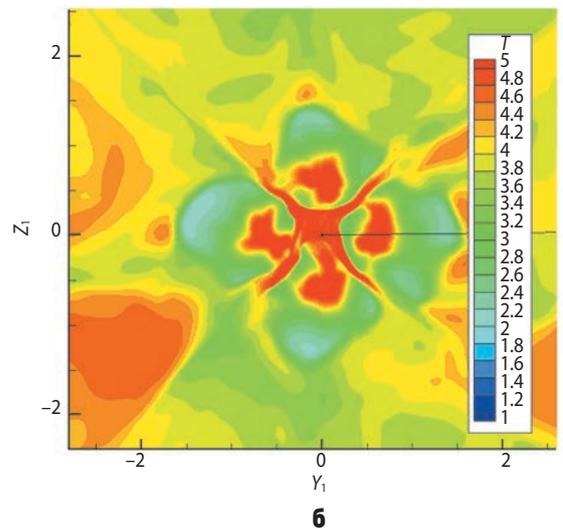
таблица 2 – Параметры ТДУ

	M_A	N , кг/с	G , Н	V_A , м/с
режим 1 $G=G_{\min}$	4.915	0.9	1947.0	2129.0
режим 2 $G=G_{\max}$	4.46	6.22	13637.0	2139.0

В качестве характерных значений переменных выбраны следующие: для линейных размеров – радиус $R_0=1.695$ м; для компонент скорости – скорость звука в атмосферном газе a_H ; для времени – $t_0=R_0/a_H$; для плотности и температуры – соответствующие параметры в атмосферном газе ρ_H и T_H ; для давления – $P_0=\rho_H a_H^2$; для тяги – $G_0=\rho_H a_H^2 R_0^2$. Для рассматриваемых ниже расчётов $P_0=779.8$ Па, $a_H=239.1$ м/с, $t_0=7.089 \cdot 10^{-3}$ с.



а



б

а – $G=G_{\min}$; **б** – $G=G_{\max}$.

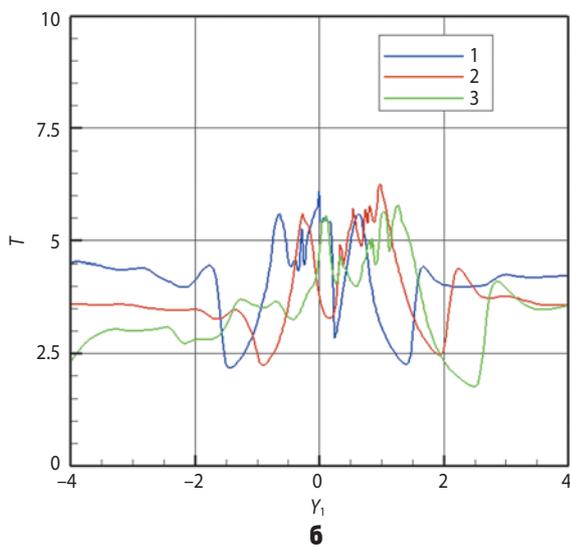
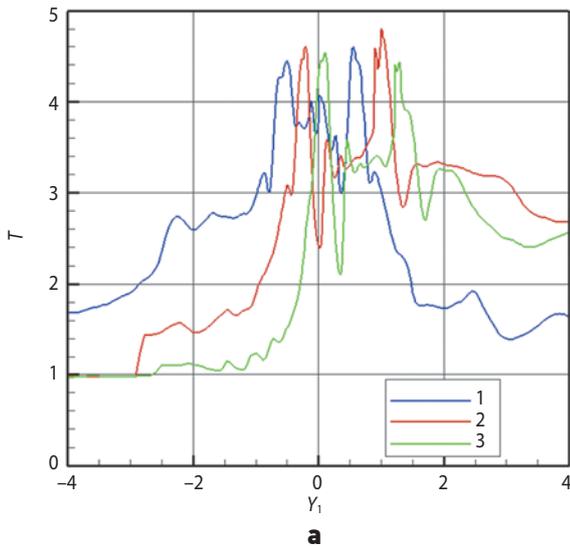
рисунок 5. Поля температуры на посадочной поверхности

4. Результаты численных расчётов

Численные расчёты проведены при максимальном значении тяги (режим 2) для различных расстояний $L_x=OO_1$ между ДМ и ПП: $L_x=2R_0$, $L_x=3R_0$ и $L_x=4R_0$. При $L_x=2R_0$ проведены расчёты при минимальном и максимальном значениях тяги для трёх значений угла наклона оси ДМ к ПП: $\alpha=0, 10, 20^\circ$.

4.1. Общий характер течения

Проведённые численные расчёты указывают на то, что при взаимодействии сверхзвуковых струй ТДУ с ПП около ПП возникает пространственно-нестационарное вихревое движение газовой среды, характеризующееся пульсациями газодинамических переменных. Так, на рисунке 2 для различных расчётных вариантов показано поведение во времени в точке O_1 на ПП избыточного по сравнению с атмосферным давления $P_w=(P-P_H)$. Здесь и далее газодинамиче-



а – $G=G_{\min}$; **б** – $G=G_{\max}$; **1** – $\alpha=0^\circ$; **2** – 10° ; **3** – 20° .

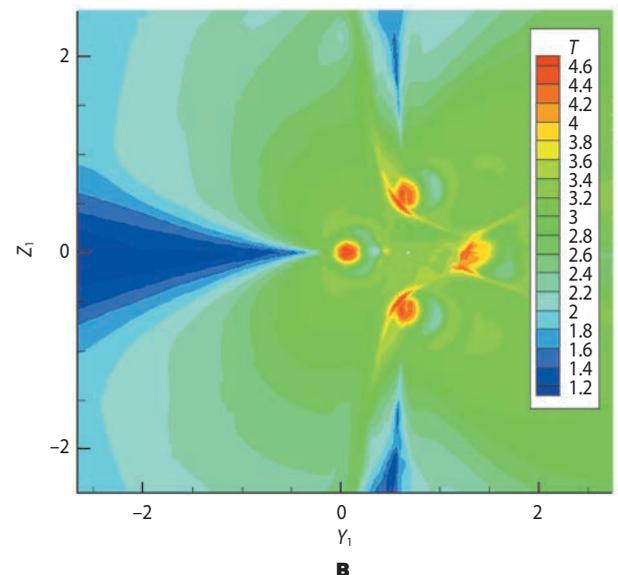
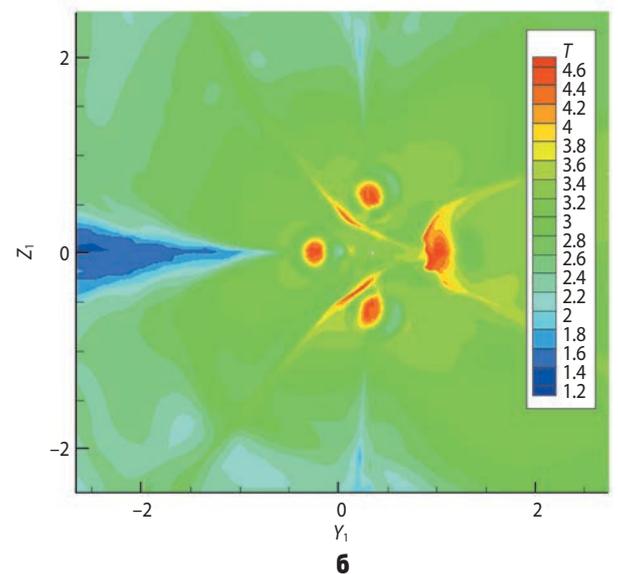
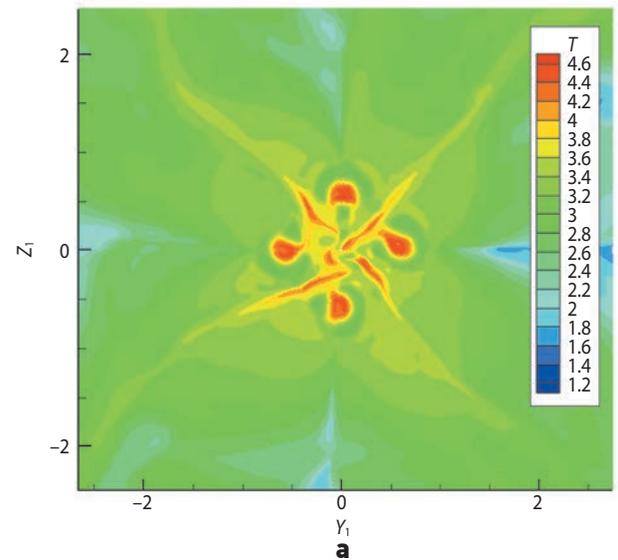
рисунок 6. Профили температуры на посадочной поверхности

ские параметры отнесены к их характерным значениям, а именно давление P и температура T отнесены к характерным значениям T_0 и P_0 соответственно, время t – к t_0 , линейные размеры – к R_0 .

Видны сильные пульсации амплитудой до 15–20% от осреднённого по времени значения. Основные частоты пульсаций лежат в звуковом спектре. Аналогичное пульсационное поведение свойственно и температуре. Нестационарное поведение газодинамических переменных характерно для всех рассматриваемых ниже расчётных вариантов; это следует учитывать при интерпретации представленных ниже данных, имея в виду, что они приведены для определённого момента времени.

4.2. Результаты расчётов для различных величин тяги ТДУ

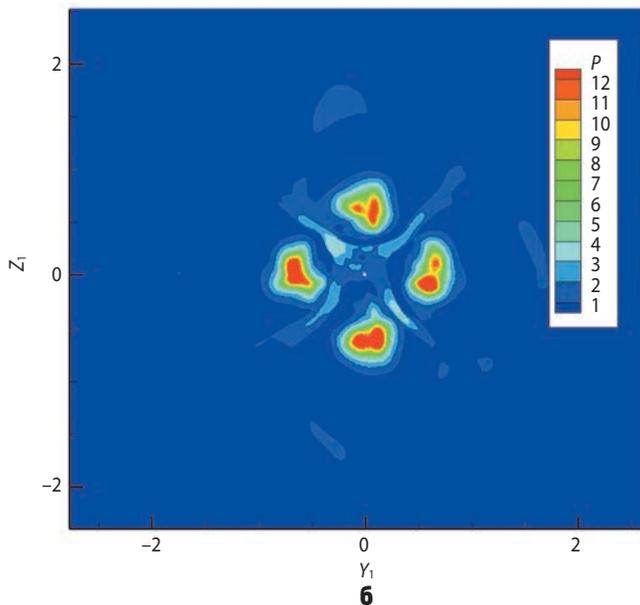
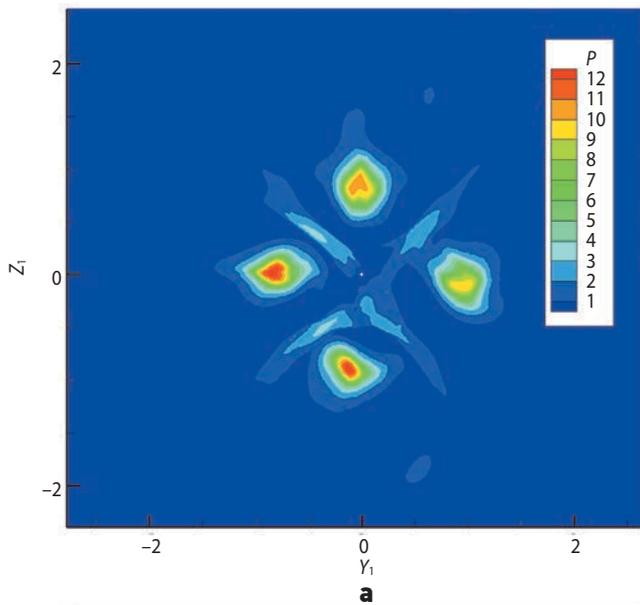
Для максимального и минимального значений тяги ТДУ были проведены расчёты при $L_x=2$ и нулевом



а – $\alpha=0^\circ$; **б** – 10° ; **в** – 20° .

рисунок 7. Поля температуры на посадочной поверхности при величине тяги ТДУ $G=G_{\max}$ и различных углах наклона ДМ к ПП

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ И АНАЛИЗ ВОЗДЕЙСТВИЯ ПРОДУКТОВ СГОРАНИЯ ТОРМОЗНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ ДЕСАНТНОГО МОДУЛЯ НА ПОВЕРХНОСТЬ ПЛАНЕТЫ, СОДЕРЖАЩЕЙ АТМОСФЕРУ, ПРИ МЯГКОЙ ПОСАДКЕ



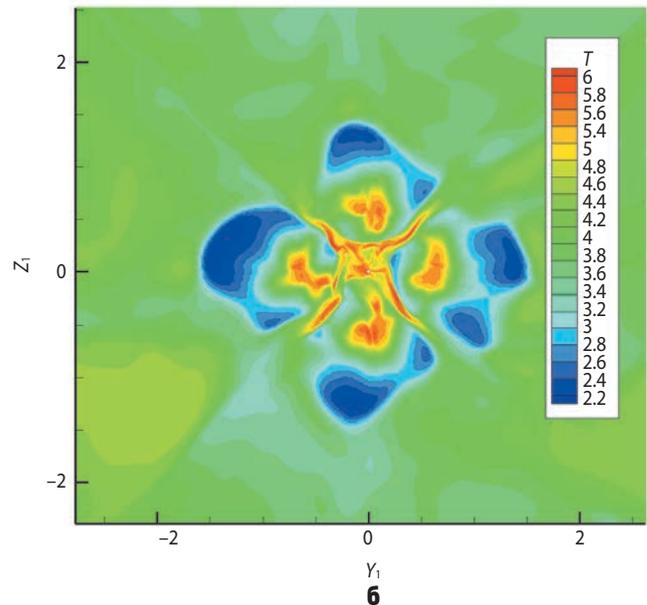
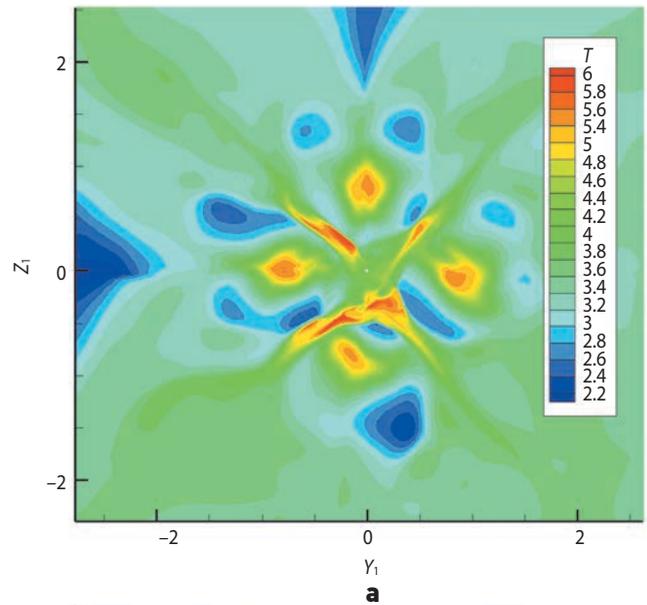
а – $L_x=4$; **б** – $L_x=2$.

рисунок 8. Поля давления на посадочной поверхности при величине тяги ТДУ $G=G_{\max}$ и различных расстояниях между ДМ и ПП

угле наклона ПМ к ПП ($\alpha=0^\circ$). Для рассматриваемых вариантов расчётов на рисунке 3 приведены профили температуры T и давления P вблизи ПП вдоль координаты Y_1 при $X_1=Z_1=0$.

Для давления на ПП характерны пиковые значения в областях взаимодействия струй ТДУ с ПП. Температура газа вблизи ПП может достигать температуры торможения в струях ТДУ. Максимумы пиков давления меняются во времени, что связано с нестационарным характером возникающего около ПП движения газовой среды.

Для рассматриваемых режимов работы ТДУ на рисунках 4, 5 представлены поля давления и температуры на ПП.



а – $L_x=4$; **б** – $L_x=2$.

рисунок 9. Поля температуры на посадочной поверхности при величине тяги ТДУ $G=G_{\max}$ и различных расстояниях между ДМ и ПП

4.3. Результаты расчётов при различных углах наклона ДМ к ПП

Были проведены расчёты для рассматриваемых величин тяги ТДУ при расстоянии между ДМ и ПП $L_x=2$ для трёх значений угла наклона оси ДМ к ПП: $\alpha=0^\circ, 10^\circ, 20^\circ$.

На рисунке 6 приведены профили температуры на посадочной поверхности вдоль координаты Y_1 при $X_1=Z_1=0$.

Представление о тепловом воздействии струй ТДУ на посадочную поверхность даёт рисунок 7, на котором для различных углов наклона ДМ к посадочной поверхности показаны поля температур при величине тяги ТДУ $G=G_{\max}$.

4.4. Результаты расчётов при различных расстояниях между ДМ и ПП

Для величины тяги ТДУ $G=G_{\max}$ при угле наклона оси ДМ к ПП $\alpha=0^\circ$ были проведены расчёты для различных расстояний L_x между ДМ и ПП: $L_x=2, 3, 4$.

На рисунках 8, 9 приведены поля давления и температуры на посадочной поверхности для вариантов расчётов $L_x=4$ и $L_x=2$.

заключение

Проведено нестационарное трёхмерное математическое моделирование силового и теплового воздействия четырёх сверхзвуковых струй ТДУ на ПП на этапе мягкой посадки ДМ. Выполнены параметрические численные исследования для двух значений тяги двигателей ТДУ ($G=G_{\min}$ и $G=G_{\max}$), трёх значений расстояний между ДМ и ПП ($L_x=2, L_x=3, L_x=4$) и трёх значений угла наклона оси ДМ к ПП ($\alpha=0^\circ, \alpha=10^\circ, \alpha=20^\circ$).

Результаты численного моделирования позволили установить ряд фактов, характеризующих происходящие физические процессы, которые могут оказать определённое влияние на выполнение мягкой посадки и дальнейшее функционирование ДМ.

Так, при нулевом угле наклона ДМ к ПП ($\alpha=0^\circ$) для обоих режимов работы ТДУ была установлена несимметричность профилей давления и температуры на ПП, обусловленная нестационарным характером газового течения, возникающего около ПП.

Кроме того, было установлено наличие пульсаций давления и температуры в окрестности точки O_1 на посадочной поверхности с амплитудой до 15–20% от осреднённых по времени значений. Наличие такого рода пульсаций может оказать дополнительное влияние на рельеф ПП, что, в свою очередь, потребует дополнительных исследований как свойств грунта ПП, так и пульсационных зон.

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

Бабаков А.В., Белоцерковский О.М., Северинов Л.И. Численное исследование течения вязкого теплопроводного газа у тупого тела конечных размеров // Изв. АН СССР. Сер. МЖГ. 1975. № 3. С. 112-123.

Бабаков А.В. Программный комплекс «FLUX» для моделирования фундаментальных и прикладных задач аэрогидродинамики // Журнал вычислительной

математики и математической физики. 2016. Т. 56, № 6. С. 1174-1184.

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.

Глазунов А.А., Кагенов А.М., Еремин И.В., Кувшинов Н.Е. Численное исследование взаимодействия продуктов сгорания двигателей космических аппаратов с обтекаемыми поверхностями в условиях Марса // Известия высших учебных заведений. Физика. 2014. Т. 57, № 8/2. С. 97-103.

Дегтярь В.Г., Меркулов Е.С., Хлыбов В.И., Сафронов А.В. Результаты расчетно-экспериментальных исследований газодинамических процессов при взаимодействии многоблочных струй ракетных двигателей с газоотражателем стартового сооружения // Космонавтика и ракетостроение. 2013. Т. 70, № 1. С. 37-45.

Кагенов А.М., Костюшин К.В., Алигасанова К.Л., Котоногов В.А. Математическое моделирование взаимодействия составной сверхзвуковой струи с преградой // Вестник Томского государственного университета. Математика и механика. 2020. № 68. С. 72-79.

Кудимов Н.Ф., Сафронов А.В., Третьякова О.Н. Численное моделирование взаимодействия многоблочных сверхзвуковых турбулентных струй с преградой // Электронный журнал «Труды МАИ». 2013. № 70. С. 1-14.

Мошнеев А.А., Ширшаков А.Е. К 50-летию юбилею запуска космических аппаратов «ЛУНА-16», «ЛУНА-17» и «ВЕНЕРА-7» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 3. С. 3-10.

Ширшаков А.Е., Грудев И.А., Лихачев В.Н., Розин П.Е. Активное торможение для мягкой посадки на поверхность Марса. Часть 2. Управление торможением // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 3. С. 10-20.

Ширшаков А.Е., Карчаев Х.Ж., Мошнеев А.А., Лоханов И.В. На шаг впереди (к 80-летию ОКБ НПО имени С.А. Лавочкина) // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 2. С. 3-19.

Шматов С.И. Методика инженерного расчёта силового воздействия сверхзвуковых струй, истекающих из двигателей малой тяги, на элементы конструкции космических аппаратов в невязком приближении // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 4. С. 145-152.

Статья поступила в редакцию 14.12.2021

Статья после доработки 15.12.2021

Статья принята к публикации 15.12.2021

АНАЛИЗ ОДИНОЧНЫХ ЭФФЕКТОВ, СОЗДАВАЕМЫХ ПОТОКОМ НЕЙТРОНОВ ОТ БОРТОВЫХ РАДИОИЗОТОПНЫХ ИСТОЧНИКОВ ТЕПЛА В РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЕ МЕЖПЛАНЕТНЫХ КА С ПОСАДОЧНЫМИ АППАРАТАМИ

ANALYSIS OF SINGLE EVENT EFFECTS CREATED BY THE NEUTRON FLUX FROM ONBOARD RADIOISOTOPE HEAT UNITS IN THE MICROCIRCUITS OF ELECTRONIC EQUIPMENT OF THE INTERPLANETARY SC WITH LANDING MODULES



Н.М. Хамидулина¹,
кандидат физико-
математических наук,
KHamidullinaNM@laspace.ru;
N.M. Khamidullina



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



П.С. Черников¹,
аспирант,
chernikov@gmail.com;
P.S. Chernikov

Настоящая статья содержит результаты расчёта частоты и числа (вероятности) случайных одиночных эффектов (сбоев и отказов) в радиоэлектронной аппаратуре, вызываемых потоком нейтронов от бортовых радиоизотопных источников тепла (РИТ) в период межпланетного полёта космического аппарата с посадкой на Марс. Проведено сравнение с аналогичными характеристиками одиночных эффектов, создаваемых ионизирующими излучениями космического пространства (протонов, тяжёлых заряженных частиц и нейтронов СКЛ и ГКЛ), и показано доминирование влияния РИТ над фоновыми космическими условиями.

Ключевые слова:
одиночные эффекты – сбои и отказы;
радиоизотопные источники;
нейтрон; интегральные микросхемы;
радиоэлектронная аппаратура;
космический аппарат.

DOI: 10.26162/LS.2022.83.19.004

This article contains the results of calculation of the rate and number (probability) of random single event effects (upsets and failures) in radio- electronic equipment caused by the neutron flux from onboard radioisotope heat units (RHU) during an interplanetary flight of a spacecraft with landing on Mars. The comparison is made with similar characteristics of single effects created by space ionizing radiation (protons, heavy charged particles and neutrons from SEP and GCR), and the dominance of the RHU influence under background space environment is shown.

Key words:
single event effects – upsets and failures;
radioisotope units;
neutron; integrated circuits;
radio-electronic equipment;
spacecraft.

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

Введение

Важнейшим условием надёжного функционирования радиоэлектронной аппаратуры (РЭА), устанавливаемой на космических аппаратах (КА) для исследования планет Солнечной системы (Ефанов В.В., Ширшаков А.Е., 2019), является обеспечение её радиационной стойкости. Источниками радиации могут быть ионизирующие излучения (ИИ) как космического происхождения (радиационные пояса Земли, солнечные и галактические космические лучи – СКЛ и ГКЛ соответственно), так и искусственного происхождения – радиоизотопные источники тепла и электроэнергии, расположенные на борту посадочных аппаратов на поверхность исследуемых планет, в первую очередь Марса. Указанные источники излучений вызывают радиационные эффекты различной природы: дозовые ионизационные эффекты, случайные одиночные эффекты (ОЭ), структурные повреждения и т.д.

В статье (Хамидуллина Н.М., Зефирова И.В., Черников П.С., 2021) был проведён анализ ОЭ, создаваемых излучениями космического пространства в радиоэлектронной аппаратуре при её функционировании на борту КА в межпланетном пространстве и на поверхности Марса. Настоящая статья посвящена анализу одиночных эффектов (сбоев и отказов), вызываемых потоком нейтронов в диапазоне энергий от 1 МэВ до 100 МэВ из радиоизотопных тепловых блоков (ТБ) на основе диоксида плутония-238 (Черников П.С. и др., 2020; Власенков Е.В. и др., 2019).

В силу существенного увеличения степени интеграции используемых в радиоэлектронной аппаратуре интегральных микросхем (ИМС) в настоящее время все более активно исследуются случайные одиночные эффекты (обратимые сбои и необратимые отказы), вызванные воздействием отдельных высокоэнергетических заряженных частиц: высокоэнергетических протонов (ВЭП), высокоэнергетических нейтронов и тяжёлых заряженных частиц (ТЗЧ) (Кузнецов Н.В., 2005; Таперо К.И., Улимов В.Н., Членов А.М., 2012).

В чувствительных областях больших и сверхбольших интегральных микросхем (БИС и СБИС) быстрые ионы и ядра создают достаточное количество неравновесных носителей заряда, которые могут инвертировать логическое состояние ячейки памяти, несущей один бит информации. Большинство изменений кодов в ячейках памяти восстанавливается программными способами и поэтому относится к классу обратимых одиночных эффектов – одиночных сбоев (ОС).

Существенно реже воздействие высокоэнергетических частиц на ЭКБ бортовой аппаратуры приводит к необратимым и катастрофическим эффектам – одиночным отказам (ОО): прожигу мощных полевых

транзисторов или потере функционирования СБИС, вызванной различными причинами. Например, это может быть эффект защёлки (тиристорный эффект), появление паразитных связей, пробой («прокол») подзатворных диэлектрических слоёв и др.

Одним из наиболее вероятных видов отказов является тиристорный эффект (*single event latch-up, SEL*), который выражается в резком увеличении тока потребления по цепи питания и потере работоспособности, в основном, КМОП СБИС. Указанный эффект в ряде случаев является обратимым при быстром и кратковременном отключении питания, в противном случае может «выгореть» микросхема или даже источник питания.

Для характеристики работоспособности ИМС, в которой возникают случайные одиночные сбои и отказы, вводится понятие частоты ν :

$$\nu = dN(t)/dt,$$

где $dN(t)$ – число одиночных сбоев/отказов, которое происходит за отрезок времени $(t \div t + dt)$.

Учитывая тот факт, что, как правило, частота ОО является очень малой величиной, вместо понятия «число одиночных отказов» (в отличие от сбоев) используют понятие «вероятность одиночных отказов», которая, как и в теории надёжности, определяется на основе пуассоновского закона распределения по формуле

$$P(t) = 1 - \exp(-\nu t) \approx \nu t = N \ll 1, \quad (1)$$

где ν – частота одиночных отказов в ИМС; t – время действия потока частиц на РЭА во включённом состоянии; N – количество отказов за промежуток времени t .

Вероятность безотказной работы (ВБР) рассчитывается по формуле, вытекающей из (1):

$$\text{ВБР} = 1 - P(t) = \exp(-\nu t) \approx 1 - \nu t = 1 - N. \quad (2)$$

Согласно (РД 134-0139-2005, 2009) в случае отсутствия данных о параметрах аппроксимации зависимости сечений ОЭ в ИМС от энергии частиц (в данном случае от нейтронов) расчёт частоты и числа ОЭ проводят с использованием сечений насыщения по формулам:

$$\nu = \sigma_0 \times f_n (\geq E_0), \quad N = \sigma_0 \times F_n (\geq E_0), \quad (3)$$

где σ_0 – сечение насыщения ОЭ от нейтронов, см²; $f_n(\geq E_0)$ и $F_n(\geq E_0)$ – интегральные энергетические спектры средней плотности потока нейтронов, см⁻²·с⁻¹, и потока нейтронов, см⁻², соответственно;

E_0 – пороговое значение энергии нейтронов, МэВ.

Оценим значения характеристик ОЭ в РЭА на примере типовой межпланетной миссии с марсианским посадочным аппаратом (ПА), причём в качестве сценария миссии рассмотрим перелёт к Марсу в течение 250 суток и функционирование ПА на Марсе в течение одного земного года (Хамидуллина Н.М., 2020).

АНАЛИЗ ОДИНОЧНЫХ ЭФФЕКТОВ, СОЗДАВАЕМЫХ ПОТОКОМ НЕЙТРОНОВ ОТ БОРТОВЫХ РАДИОИЗОТОПНЫХ ИСТОЧНИКОВ ТЕПЛА В РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЕ МЕЖПЛАНЕТНЫХ КА С ПОСАДОЧНЫМИ АППАРАТАМИ

В качестве источников тепловой энергии на марсианских посадочных модулях используются радиоизотопные тепловые блоки (ТБ) на основе диоксида плутония-238 ($\text{Pu}^{238}\text{O}_2$). Рассмотрим, для примера, следующую компоновку (Черников П.С. и др., 2020): 14 штук тепловых блоков в виде двух сборок (по шесть и восемь штук каждая) расположены на сотопанелях посадочной платформы спускаемого аппарата и три штуки – на марсоходе, который установлен на ней.

1. Характеристики потока нейтронов ТБ

Для оценок примем типичное значение интенсивности потока нейтронов от одного ТБ (т.н. мощность источника, или выход нейтронов), основная доля которого приходится на интервал энергий от 2 до 3 МэВ: $f_n \leq 4 \cdot 10^5$ нейтронов/с (Хамидуллина Н.М., Артемов М.Е., Тютюнников А.А., 2018; Гражданская продукция организаций оборонно-промышленного комплекса, 2021).

Для расчёта максимальной плотности потока нейтронов одного ТБ на различных расстояниях от него используем зависимость потока от расстояния до точечного источника (R), а именно:

$$f_n(R) = f_n / 4\pi R^2. \quad (4)$$

Следует заметить, что, используя формулу (4), мы пренебрегаем поглощением нейтронов элементами КА «на пути следования» потока нейтронов от радиоизотопного источника до расчётной точки (т.е. рассматриваем максимальный поток). Оценки показывают, что поглощение нейтронов может составлять от 5 до 10%.

Спектр нейтронов от Pu -238 (в условных единицах) представлен на рисунке 1 (был предоставлен АО «НИИТФА» в рамках проекта «МАРС-96»).

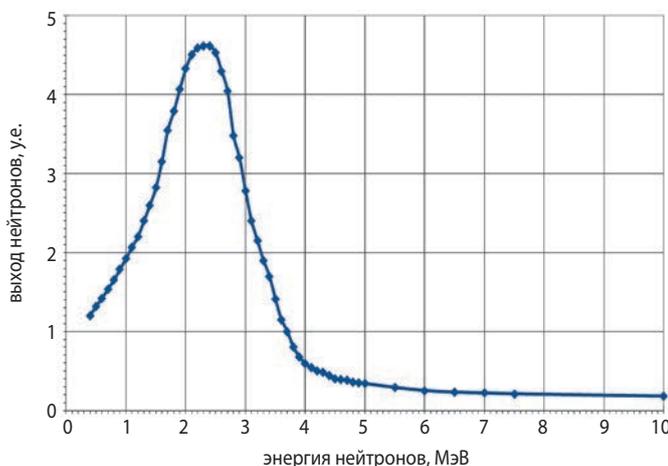


рисунок 1. Спектр нейтронов от изотопа плутоний-238

Согласно (Blomgren J., 2003) одиночные сбои и отказы в ИМС в основном возникают от потоков нейтронов с энергиями более 10 МэВ и достигают максимума при энергиях 100 МэВ. Однако, существуют данные, свидетельствующие о возникновении одиночных сбоев от нейтронов с более низкими энергиями – от 1 МэВ до 10 МэВ (Agosteo S. et al., 2000; Baggio J. et al., 2007), поэтому, учитывая подходящий на этот более низкоэнергетический интервал энергий максимальный поток нейтронов, рассмотрим каждый из диапазонов энергии отдельно.

Расчёт с применением экстраполяции представленного на рисунке 1 графика до энергий 100 МэВ показывает, что поток нейтронов с энергиями ≥ 10 МэВ составляет примерно 1% от полного потока нейтронов, излучаемого ТБ, а доля потока нейтронов с энергиями от 1 МэВ до 10 МэВ ~90%.

2. Взаимное расположение прибора и сборки ТБ

Для оценки влияния ТБ на сбое- и отказоустойчивость бортовой радиоэлектронной аппаратуры в качестве примера рассмотрим бортовую вычислительную машину (БВМ), расположенную вблизи сборки из шести ТБ (рисунок 2). Показано реальное расположение БВМ и ТБ на 3D-модели марсианского ПА (Черников П.С. и др., 2020), при этом вблизи сборки из восьми штук ТБ не установлено служебных приборов, определяющих функционирование посадочного аппарата.

В свою очередь, внутри прибора рассмотрим интегральную микросхему с объёмом памяти 1 Мбит, расположенную «худшим образом», т.е. около стенки прибора толщиной 3 мм алюминия вблизи сборки из шести ТБ (рисунок 3).

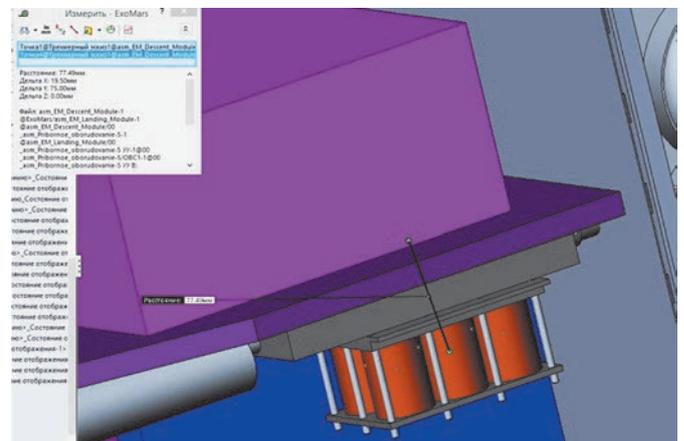


рисунок 2. Взаимное расположение сборки ТБ и БВМ (3D-модель)

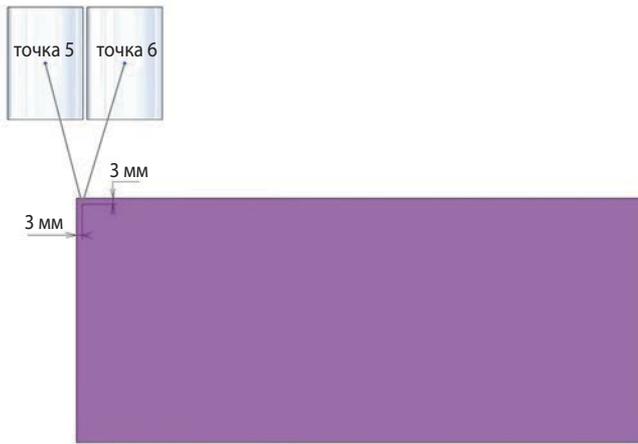


рисунок 3. Взаимное расположение сборки ТБ и ИМС в БВМ с указанием расстояния от ИМС до каждого из ТБ. Представлен «худший» случай расположения ИМС в приборе – максимальное приближение к сборке ТБ. Расстояние от ИМС до: ТБ1 – 87,7 мм, ТБ2 – 77,5 мм, ТБ3 – 87,7 мм, ТБ4 – 88,4 мм, ТБ5 – 78,3 мм, ТБ6 – 88,4 мм

Значение суммарной плотности потока нейтронов (во всём диапазоне энергий спектра) от сборки из шести штук ТБ (влияние остальных ТБ незначительно) в месте расположения ИМС с учётом формулы (4) и данных по расстояниям до ТБ, представленных на рисунке 3, составляет

$$f=2,69 \cdot 10^3 \text{ с}^{-1} \cdot \text{см}^{-2}.$$

3. Одиночные сбои

3.1. Диапазон энергий нейтронов $1 \text{ МэВ} \leq E_n < 10 \text{ МэВ}$

Согласно данным (Agosteo S. et al., 2000; Baggio J. et al., 2007), поток нейтронов с энергиями от 1 МэВ до 10 МэВ также может вызывать одиночные сбои в ИМС, как и в случае более высокоэнергетических нейтронов.

Учитывая, что на рассматриваемый низкоэнергетический диапазон энергий приходится примерно 90% общего потока, получаем, что плотность потока нейтронов с энергиями $1 \text{ МэВ} \leq E_n < 10 \text{ МэВ}$ (обозначим её f_1) от сборки ТБ в месте расположения ИМС составляет:

$$f_1=2,69 \cdot 10^3 \cdot 0,90=2,42 \cdot 10^3 \text{ с}^{-1} \cdot \text{см}^{-2}. \quad (5)$$

В работе (Agosteo S. et al., 2000) было показано, что максимальное значение сечения насыщения одиночных сбоев от нейтронов с энергиями от 1 МэВ до 10 МэВ в типичной микросхеме SRAM с объёмом памяти 1 Мбит составляет

$$\sigma_o=7 \cdot 10^{-10} \text{ см}^2. \quad (6)$$

Используя эти данные и формулу (3), получаем следующую оценку для частоты сбоев:

$$v_1=f_1 \cdot \sigma_o=1,69 \cdot 10^{-6} \text{ с}^{-1}. \quad (7)$$

В работе (Baggio J. et al., 2007) была приведена экспериментально полученная энергетическая зависимость сечения насыщения одиночных сбоев от нейтронов с энергиями от 1 МэВ до 10 МэВ в микросхеме SRAM с сечением насыщения $\sigma_o \sim 5 \cdot 10^{-14} \text{ см}^2$. Очевидно, что это значение почти на четыре порядка меньше приведённого выше (6), поэтому в дальнейшем будем использовать максимальное значение для сечения насыщения (6) из (Agosteo S. et al., 2000) и, соответственно, значение частоты (7), которое соответствует 1 сбою за 164 часа, или 1 сбою за 6,85 суток ≈ 7 суток.

3.2. Диапазон энергий нейтронов $E_n \geq 10 \text{ МэВ}$

Согласно (Blomgren J., 2003), одиночные сбои в ИМС, в основном, возникают от потоков нейтронов с энергиями более 10 МэВ и достигают максимума при энергиях 100 МэВ.

Во многих работах, например (Чумаков А.И., Афонин А.В., 2015; Титовец Д.О. и др., 2020), было показано, что типичное значение сечения насыщения одиночных сбоев от нейтронов с энергиями $\geq 10 \text{ МэВ}$ лежит в диапазоне $10^{-14} \text{ см}^2/\text{бит} \div 5 \cdot 10^{-14} \text{ см}^2/\text{бит}$. Рассмотрим худший случай, а именно $\sigma_o^{\text{бит}}=5 \cdot 10^{-14} \text{ см}^2/\text{бит}$, или для ИМС с объёмом памяти 1 Мбит $\sigma_o=5 \cdot 10^{-8} \text{ см}^2$.

Поскольку доля потока нейтронов с энергиями $\geq 10 \text{ МэВ}$ от сборки ТБ составляет не более 1%, для плотности потока в месте расположения ИМС в данном энергетическом диапазоне (обозначим эту величину f_2) получаем следующее значение:

$$f_2=2,69 \cdot 10^3 \cdot 0,01=26,9 \text{ с}^{-1} \cdot \text{см}^{-2}. \quad (8)$$

Максимальная частота сбоев v_2 (с^{-1}) в ИМС с объёмом памяти 1 Мбит при этом определяется по формуле (3) и равна:

$$v_2=f_2 \cdot \sigma_o=1,34 \cdot 10^{-6} \text{ с}^{-1}, \quad (9)$$

что соответствует 1 сбою за 207 часов, или 1 сбою за 8,6 суток ≈ 9 суток.

Окончательно, учитывая (7) и (9), получаем для суммарной частоты сбоев (от нейтронов всего диапазона энергий) следующую оценку:

$$v=v_1+v_2=3,03 \cdot 10^{-6} \text{ с}^{-1},$$

что соответствует 1 сбою за 92 часа, или 1 сбою за 3,8 суток ≈ 4 суток.

С учётом применяемых в радиоэлектронной аппаратуре программных и схемотехнических способов парирования одиночных сбоев данное значение их частоты, создаваемое потоком нейтронов от радиоизотопных источников, представляется вполне допустимым для функционирования РЭА на борту КА.

3.3. Сравнение числа одиночных сбоев от потока нейтронов тепловых блоков и от потока ТЗЧ и ВЭП космического пространства

Для полного анализа одиночных эффектов в РЭА представляется важным сравнить число (частоту) одиночных сбоев от потока нейтронов тепловых блоков и от потока тяжёлых заряженных частиц и высокоэнергетических протонов и нейтронов СКЛ и ГКЛ.

В статье (Хамидуллина Н.М., Зефиоров И.В., Черников П.С., 2021) было показано, что в ИМС со средним уровнем сбоеустойчивости (пороговое значение ЛПЭ $L_0 \geq 3$ МэВ/(мг·см²), сечение сбоев $\sigma_0 \leq 10^{-8}$ см²/бит) может наблюдаться от трёх до пяти сбоев за срок активного существования (САС) КА в условиях спокойного Солнца (воздействие только ГКЛ) и от двух до пяти сбоев в период мощной солнечной вспышки от пиковых потоков СКЛ (длительностью ~12–24 часа).

Таким образом, для ИМС со средним уровнем сбоеустойчивости полученная частота одиночных сбоев, создаваемая потоком нейтронов от сборки ТБ (один сбой за четверо суток полёта), существенно превышает частоту сбоев от ГКЛ (от трёх до пяти сбоев за примерно два года САС), но меньше, чем при воздействии пиковых потоков мощной солнечной вспышки (от двух до пяти сбоев за 12 часов), и парируется применением программных и схемотехнических методов.

4. Одиночные отказы

Анализ воздействия ТБ на одиночные отказы бортовой радиоэлектронной аппаратуры требует прежде всего дополнительных данных о значениях сечений отказов в ИМС при воздействии нейтронов. В отсутствие точных данных воспользуемся рекомендацией РД 134-0139-2005, а именно для расчётов примем, что значение сечения насыщения отказов на два порядка меньше, чем сечение сбоев, т.е. σ_0 отказов лежит в диапазоне от 10^{-10} см² до $5 \cdot 10^{-10}$ см².

Рассмотрим при этом только диапазон высоких энергий нейтронов, т.е. ≥ 10 МэВ, поскольку именно высокоэнергетические нейтроны являются причиной случайных отказов (в отличие от более мягких одиночных эффектов – сбоев).

При этом, учитывая (8), для максимальной частоты отказов ν (с⁻¹) от сборки ТБ при $\sigma_0 = 5 \cdot 10^{-10}$ см² получаем:

$$\nu = f_2 \cdot \sigma_0 = 1,34 \cdot 10^{-8} \text{ с}^{-1}. \quad (10)$$

Число отказов за 515 суток (250 суток перелёта Земля – Марс плюс один земной год на поверхности Марса) равно $N=0,59$ и, соответственно, по формуле (2):

$$\text{ВБР} = \exp(-N) = 0,55 = 55\%.$$

Если примем, что $\sigma_0 = 10^{-10}$ см², то за 515 суток САС: $N=0,12$ и, соответственно, $\text{ВБР} = 0,887 \approx 89\%$. (11)

Таким образом, при использовании ИМС с сечениями насыщения отказов при воздействии нейтронов в диапазоне от 10^{-10} см² до $5 \cdot 10^{-10}$ см² их ВБР лежит в диапазоне: $0,55 \leq \text{ВБР} \leq 0,89$, что явно недостаточно для выполнения требований по радиационной стойкости бортовой радиоэлектронной аппаратуры.

5. Возможные методы парирования одиночных эффектов в аппаратуре

Задаваемое в техническом задании требование на ВБР прибора, как правило, лежит в диапазоне от 0,99 до 0,999, причём для служебной бортовой аппаратуры это, скорее, $\geq 0,999$. При этом для перехода от ВБР отдельной микросхемы к ВБР прибора необходимо:

- определить перечень критичных интегральных микросхем большой степени интеграции (память, микроконтроллеры и т.д.), подверженных воздействию отдельных высокоэнергетических частиц, в частности быстрых нейтронов;
- определить точно параметры стойкости этих ИМС, а именно значения σ_0 (см²/бит) и объём памяти (бит) для сбоев, а также σ_0 (см²) для отказов;
- учесть число ИМС, способы их соединения, наличие резерва, дублирование, троирование и др. схемотехнические способы парирования возможных одиночных отказов.

Таким образом, получаем, что даже при минимальном значении сечения отказа от нейтронов ($\sigma_0 = 10^{-10}$ см²) $\text{ВБР}_{\text{прибора}} < 0,89$, что позволяет сделать вывод о высокой вероятности одиночных отказов, вызванных быстрыми нейтронами в аппаратуре, расположенной вблизи сборок радиоизотопных тепловых блоков.

Одними из наиболее эффективных способов «борьбы» с ОЭ в данном случае являются:

- расположение важных для функционирования КА служебных приборов (особенно тех, которые должны быть непрерывно во включённом состоянии) возможно дальше от ТБ;
- переход там, где возможно, на сеансный режим работы или дублирование/троирование аппаратуры, поскольку одиночные эффекты возникают только в ИМС работающих приборов.

Предположим, что ВБР прибора составляет 0,55 (минимум для ИМС), тогда для системы из двух приборов (один в «холодном» резерве) ВБР_2 будет равна $\text{ВБР}_2 = 1 - 0,5(1 - \text{ВБР})^2 = 0,798 \approx 0,80$.

Рассмотрим, для примера, перенос прибора на большее удаление от сборки, примерно на порядок, т.е. в среднем на 90 см от ТБ, при этом плотность потока (8) уменьшится на два порядка, и, соответственно, на два порядка уменьшится частота отказов (10), т.е. она будет равна $1,34 \cdot 10^{-10}$ с⁻¹. Простой расчёт, аналогичный вышеприведённому (см. (11)),

показывает, что при этом ВБР ИМС увеличится примерно до 0,995, что становится более приемлемым для функционирования аппаратуры, однако для выполнения требования $\text{ВБР} \geq 0,999$ необходимо применение схемотехнических способов парирования, например дублирования.

Пусть ВБР прибора составляет 0,99, тогда для системы из двух приборов (один в «холодном» резерве) ВБР_2 будет равна

$$\text{ВБР}_2 = 1 - 0,5(1 - \text{ВБР})^2 = 0,99995,$$

что позволяет выполнить требование по отказоустойчивости аппаратуры.

В заключение следует отметить, что одиночные отказы, вызываемые потоком нейтронов от радиоизотопных источников, представляют серьёзную опасность для нормального функционирования РЭА на борту посадочных аппаратов межпланетных миссий на Марс, Луну и т.д., что делает крайне актуальным применение различных программных и схемотехнических методов парирования.

список литературы

- Власенков Е.В., Зефирова И.В., Хамидуллина Н.М., Комбаев Т.Ш.* Особенности проектирования луноходов с учётом радиационного воздействия космического пространства и бортовых радиоизотопных источников тепла // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 3. С. 12-19.
- Гражданская продукция организаций оборонно-промышленного комплекса.* Раздел 6. Облучательные технологии. Т. 2. М.: Росатом, 2021. 188 с.
- 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. 2019. № 1. С. 3-9.
- Кузнецов Н.В.* Частота одиночных случайных эффектов в электронике на борту космических аппаратов // Космические исследования. 2005. Т. 43, № 6. С. 443-451.
- РД 134-0139-2005.* Аппаратура, приборы, устройства и оборудование космических аппаратов. Методы оценки стойкости к воздействию заряженных частиц космического пространства по одиночным сбоям и отказам. 2009. 78 с.
- Танеро К.И., Улимов В.Н., Членов А.М.* Радиационные эффекты в кремниевых интегральных схемах космического применения. М.: БИНОМ. Лаборатория знаний, 2012. 304 с.
- Титовец Д.О., Кравченко Н.Д., Каракозов А.Б., Чумаков А.И. и др.* Использование функции генерации заряда при оценке параметров чувствительности КМОП микросхем к одиночным сбоям при воздействии нейтронов // Безопасность информационных технологий = IT Security. 2020. Т. 27, № 3. С. 89-97.
- Хамидуллина Н.М.* Радиационная обстановка на трассе полета КА «ЭКЗОМАРС-2022» // Научное издание «Российский сегмент международной космической экспедиции «ЭКЗОМАРС-2022» / Авт.-сост. В.В. Ефанов. Под ред. д.т.н. В.В. Ефанова, к.э.н. Х.Ж. Карчаева. В 2-х т. Т.1. Химки: АО «НПО Лавочкина», 2020. С. 128-133.
- Хамидуллина Н.М., Артемов М.Е., Тютюникова А.А.* Оценка эффектов смещения в радиоэлектронной аппаратуре десантного модуля КА «ЭКЗОМАРС-2020» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 2. С. 93-99.
- Хамидуллина Н.М., Зефирова И.В., Черников П.С.* Анализ одиночных эффектов, создаваемых космическим ионизирующим излучением в интегральных микросхемах радиоэлектронной аппаратуры межпланетных космических аппаратов // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2021. № 4. С. 61-68.
- Черников П.С., Зефирова И.В., Власенков Е.В., Комбаев Т.Ш. и др.* Локальные поглощенные дозы в местах расположения аппаратуры десантного модуля КА «ЭКЗОМАРС-2020» от ионизирующего излучения космического пространства и радиоизотопных источников тепла // Научное издание «Российский сегмент международной космической экспедиции «ЭКЗОМАРС-2022» / Авт.-сост. В.В. Ефанов / Под ред. д.т.н. В.В. Ефанова, к.э.н. Х.Ж. Карчаева. В 2-х т. Т. 1. Химки: АО «НПО Лавочкина», 2020. С. 134-145.
- Чумаков А.И., Афонин А.В.* Оценка энергетической зависимости сечений одиночных радиационных эффектов при нейтронном облучении // Тезисы докладов 18 научно-технической конференции по радиационной стойкости электронных систем «Стойкость-2015» (г. Лыткарино): научно-технический сб. 2015. С. 177.
- Agosteo S., Castellani L., Angelo G.D., Favalli A. et al.* First Evaluation of Neutron Induced Single Event Effects on the CMS Barrel Muon Electronics. First Evaluation of Neutron Induced Single Event Effects on the CMS Barrel Muon Electronics // Proceedings of the 6th Workshop on Electronics for LHC Experiments, 11-15 September 2000. Cracow, Poland. P. 240-244.
- Baggio J., Lambert D., Ferlet-Cavrois V., Paillet P. et al.* Single Event Upsets Induced by 1-10 MeV Neutrons in Static-RAMs Using Mono-Energetic Neutron Sources // IEE TRANSACTIONS ON NUCLEAR SCIENCES, v. 54, № 6, December 2007, pp. 2149-2155.
- Blomgren J.* Nuclear data for single-event effects // EU enlargement workshop on Neutron Measurements and Evaluations for Applications, Budapest, Hungary, November 5-8, 2003 (invited). EUR Report 21100 EN, Luxembourg: Office for Official Publications of the European Communities, 2004. 130 p.

Статья поступила в редакцию 20.01.2022

Статья после доработки 21.01.2022

Статья принята к публикации 21.01.2022

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ СТОЙКОСТИ ТЕПЛОВЫХ ТРУБ К ВОЗДЕЙСТВИЮ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

NUMERICAL STUDY OF THE RESISTANCE OF HEAT PIPES TO SPACE DEBRIS IMPACT



Д.Б. Добрица¹,
кандидат
технических наук,
dobrica@laspace.ru;
D.B. Dobritsa



Б.Ю. Ященко¹,
кандидат
технических наук,
kom501@laspace.ru;
B.Yu. Yashchenko



Ю.А. Шадрина¹,
ShadrinaIUA@laspace.ru;
Yu.A. Shadrina

В работе с помощью численного моделирования высокоскоростного соударения исследуется стойкость тепловых труб, применяемых в системах обеспечения теплового режима автоматических космических аппаратов. Моделирование соударения частицы космического мусора с тепловой трубой, проводилось с целью установить порог пробоя тепловой трубы высокоскоростными частицами при различных углах подлёта. По результатам моделирования определялась площадка на поверхности тепловой трубы, для которой применимы полуэмпирические баллистические уравнения, используемые в расчётах вероятности непробоя элементов космических аппаратов, подвергающихся воздействию частиц космического мусора.

Ключевые слова: баллистическое уравнение; высокоскоростное соударение; космический аппарат; космический мусор; тепловая труба; численное моделирование.

DOI: 10.26162/LS.2022.16.68.005

In this work, using the numerical simulation of hypervelocity impact, the resistance of heat pipes used in systems for ensuring the thermal regime of automatic spacecraft is investigated. Numerical simulation of the collision of a space debris particle with a heat pipe was carried out in order to establish the breakdown threshold of a heat pipe by hypervelocity particles at different angles of approach. Based on the simulation results, an area on the heat pipe surface was determined, for which the semi-empirical ballistic equations used in calculating the probability for no impacts of spacecraft elements exposed to space debris particles are applicable.

Keywords: ballistic equation; hypervelocity impact; spacecraft; space debris; heat pipe; numerical simulation.

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

Введение

Высокоскоростное воздействие частиц космического мусора (КМ) может приводить к повреждению или разрушению критических элементов космического аппарата (КА) с невозможностью продолжения миссии. Вопросы совершенствования защиты КА рассматривались в статьях (Добрица Д.Б. и др. Экспериментальное исследование..., 2021; Добрица Д.Б. и др. К вопросу..., 2021). Развитию расчётной методики оценки опасности метеорно-техногенных воздействий посвящена статья (Гуц Ю.А., Добрица Д.Б., Яценко Б.Ю., 2021).

Основным показателем, определяющим стойкость КА к воздействию космического мусора и результативность работ по его защите, является вероятность отсутствия критического повреждения (или вероятность непробоя), которая складывается из расчётов по всем критичным компонентам КА. Её расчёт производится на основе модели космической среды и баллистических предельных зависимостей (БПЗ), устанавливающих связь между размером, скоростью и углом соударения частицы, удар которой приведёт к потере работоспособности элемента КА (Добрица Д.Б., 2014).

Присутствие в модели космического мусора (ГОСТ Р 25645.167-2005) распределения частиц по массе, углу подлёта и области пространства образует значительное количество комбинаций соударения с каждым расчётным элементом конструкции КА. При использовании этой модели с применением математических методов экстраполяции (Добрица Д.Б., 2014) число таких комбинаций (т.е. рассчитываемых задач соударения) на один элемент может составить более $2 \cdot 10^4$ вариантов, поэтому в расчётах вероятности непробоя для определения границы «пробой – непробой» для каждого набора баллистических параметров ударника и преграды используются простые баллистические уравнения для одной (Модель космоса, 2007) или двух стенок (Christiansen E.L., Kerr J.H., 2001). Такие уравнения не могут охватить все разнообразие геометрических форм различных критически важных компонентов КА, поэтому для уточнения результатов используются экспериментальные тесты и численное моделирование.

Экспериментальное исследование высокоскоростного пробоя конструкций для получения баллистического предела требует значительных усилий, поскольку необходимо выполнение большого количества экспериментов с ударниками разной массы и при разной скорости соударения. Кроме того, для конструкций со сложной геометрической формой результат эксперимента может зависеть от расположения точки первоначального соударения ударника

с преградой, которое в разных экспериментах может несколько изменяться при отсутствии очень точного позиционирования. Численное моделирование некоторых режимов соударения, не охватываемых простыми полуэмпирическими баллистическими уравнениями и трудно воспроизводимых в условиях баллистических стендов, может восполнить некоторые пробелы, которые необходимо устранить для проведения эффективного и максимально точного расчёта вероятности непробоя компонентов КА при воздействии частиц космического мусора.

В настоящей работе представлены результаты численного моделирования, направленного на выявление стойкости тепловых труб некоторых характерных профилей, применяемых в системах обеспечения теплового режима автоматических КА, при соударении с частицами космического мусора. Исследовались такие параметры соударения, для которых невозможно применение известных баллистических уравнений.

1. Постановка задачи и исходные данные

Для построения баллистических предельных уравнений (БПУ), оценивающих результат воздействия ударника в виде частицы сферической формы на преграду, используются обобщённые зависимости критического размера частиц d_c от параметров конструкции преграды, величины и направления скорости столкновения v , а также удельного веса ударника. Эти зависимости (т.н. баллистические кривые) имеют вид (Кинслоу Р., 1973):

$$d_c = f(t_b, L, t_w, v_0, \cos(\theta), \rho_p, \rho_w).$$

Здесь применены следующие обозначения: d_c – критический диаметр ударника, см; t_b – толщина внешнего слоя защиты (бампера) при соударении с двухстенной конструкцией, см; L – расстояние между бампером и преградой, см; t_w – толщина преграды, см; v_0 – скорость соударения, км/с; θ – угол между вектором скорости ударника и нормалью к поверхности; ρ_p – удельный вес ударника, г/см³; ρ_w – удельный вес материала преграды, г/см³.

В случае соударения высокоскоростного сферического ударника с одностенной конструкцией БПУ для определения порогового диаметра пробивающей частицы в зависимости от параметров соударения выглядит следующим образом (Модель космоса, 2007):

$$d_c = \left(0,106022 \cdot t_w \cdot H_B^{\frac{1}{4}} \left(\frac{\rho_w}{\rho_p} \right)^{\frac{1}{2}} \left(\frac{c_w}{v_0 \cos \theta} \right)^{\frac{2}{3}} \right)^{\frac{18}{19}}.$$

Переход от диаметра к критической массе частицы сферической формы, пробивающей одиночную стенку:

$$m_c = \frac{\rho_p \pi d_c^3}{6},$$

где m_c – критическая масса пробивающей частицы, г; H_B – твёрдость преграды по Бринеллю; c_w – скорость звука в материале преграды, км/с.

Для конструкции, состоящей из двух параллельных стенок, применяются соотношения, представленные в работе (Christiansen E.L., Kerr J.H., 2001).

Указанные полуэмпирические формулы используются при применении модели пространственно-временного распределения частиц космического мусора ГОСТ Р 25645.167-2005, с помощью которой определяются все расчетные комбинации соударения, решаемые при помощи БПУ.

Совместное использование модели распределения частиц и баллистических предельных уравнений позволяет провести расчёт вероятности неprobоя по приведённым ниже соотношениям.

Число пробивающих частиц N , т.е. размером больших, чем заданный пороговый диаметр, определяется по формуле:

$$N = \lambda \cdot T,$$

где λ – усреднённое число пробоев элемента за единицу времени; T – время эксплуатации.

Усреднённое число пробоев λ можно оценить по формуле:

$$\lambda = n(d_0) \cdot S_w,$$

где $n(d_0)$ – плотность пробивающего потока метеорных частиц (частица·м²·год⁻¹), рассчитывается с использованием модели метеорной среды; S_w – площадь элемента, м².

Количество пробоев от метеорных тел N^{met} и космического мусора N^{deb} должно быть просуммировано, чтобы получить общее число пробоев:

$$N = N^{met} + N^{deb}.$$

После определения N вероятность точно n пробоев, происходящих в соответствующем временном интервале, задаётся статистикой Пуассона:

$$P_n = \frac{N^n}{n!} e^{-N}.$$

Таким образом вероятность неprobоя

$$P_0 = e^{-N}.$$

Для расчёта вероятности неprobоя (ВНП) геометрически сложных конструкций необходимо использовать упрощения. Например, для тепловой трубы можно выделить площадку (рисунок 1), которая заменяется одностенной конструкцией, если соударениями частиц и элемента конструкции вне выделенной площадки можно пренебречь. Насколько справедливо и точно такое приближение, можно выяснить при помощи численного моделирования, позволяющего оценить стойкость конструкции при различных положениях первоначальной точки контакта соударяющихся тел и различных углах соударения.

Для проведения численного моделирования выбрана тепловая труба (ТТ) профиля № 200095, применяемая в СОТР автоматических КА (рисунок 1). Выделенная на рисунке площадка заменяется в расчёте ВНП одной стенкой, но для уточнения её ширины s возможно проведение численного моделирования высокоскоростного соударения с частицами КМ вблизи границ этой площадки.

Для подбора размера частицы КМ, который должен использоваться в численном моделировании, в модели стандарта ГОСТ Р 25645.167-2005 были проанализированы наименьшие диапазоны размеров частиц с точки зрения их возможного влияния на критичные элементы КА. Предварительно проведён расчёт по-

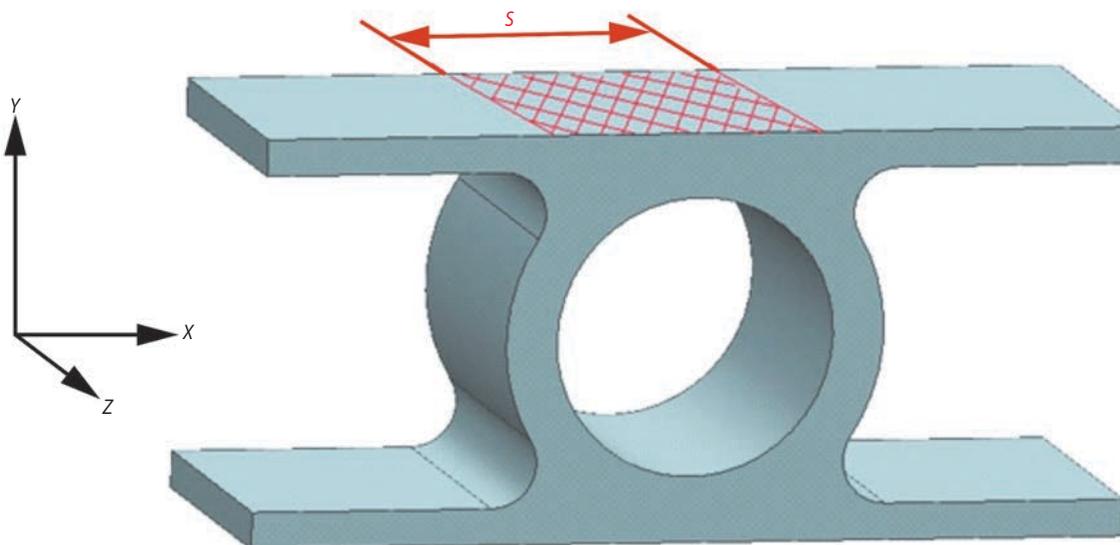


рисунок 1. ТТ профиля № 200095 (редуцированный вид, канавки не показаны)

токов частиц на площадку площадью 100 см^2 , произвольно ориентированную в космическом пространстве относительно направления скорости КА, движущегося на наиболее замусоренных круговых орбитах (600–800 км). Параметры площадки выбраны для оценки возможного ущерба от частиц из конкретного диапазона типовых размеров. Результаты расчёта потоков частиц приведены в таблице 1.

таблица 1 – Потоки частиц космического мусора на произвольно ориентированную площадку площадью 100 см^2 , на орбитах Земли высотой 600–800 км в течение года

диапазон диаметров частиц, см	поток частиц, 1/год
0,1–0,25	$2,1809 \cdot 10^{-2}$
0,25–0,5	$1,7943 \cdot 10^{-3}$
0,5–1,0	$3,8360 \cdot 10^{-4}$
1,0–2,5	$6,9935 \cdot 10^{-5}$
2,5–5	$1,6124 \cdot 10^{-5}$
более 5	$6,3058 \cdot 10^{-6}$

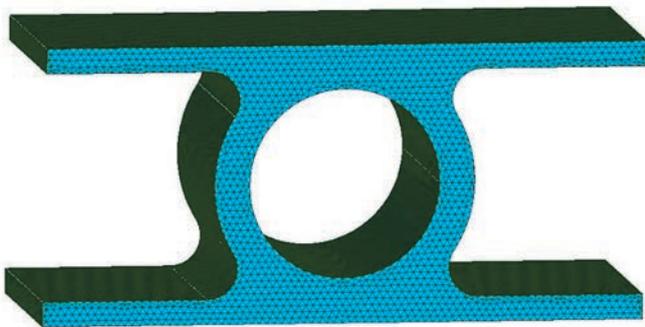


рисунок 2. Модельная конфигурация ТТ профиля № 200095

Как видно из таблицы 1, значимые результаты по попаданиям имеются в диапазоне диаметров частиц КМ 0,1–0,25 см. Частицы из других диапазонов не должны значительно повлиять на статистику пробоев, которая зависит от пробивающего потока частиц, площади уязвимого элемента и времени существования КА.

Для проведения численного моделирования выбраны частицы диаметром 0,2 см – это размер среднего по массе элемента из наиболее значимого диапазона частиц (0,1–0,25 см). Задача определения ширины площадки, при соударении с которой возможен пробой тепловой трубы, решалась на скорости соударения 8 км/с.

2. Методика численного моделирования

Для определения ширины площадки как необходимого параметра для осуществления вероятностных расчётов проведено несколько серий численного моделирования соударения частицы КМ с тепловой трубой, находящейся под обшивкой. Моделирование производилось в лагранжевой 3D-постановке. При моделировании высокоскоростного удара по тепловой трубе профиля № 200095 учитывалось наличие листа обшивки толщиной 0,6 мм (на рисунке не показан), так как тепловая труба находится внутри тепловой сотовой панели (ТСП). При нахождении внутри ТСП воздействия сбоку на ТТ исключаются. На рисунке 2 показана модельная конфигурация ТТ профиля № 200095. В применённом приближении канавки на внутренней стенке трубы отсутствуют, внутренний диаметр ТТ соответствует центрам отверстий, образующих канавки в профиле.

На рисунке 3 показаны различные варианты модельных конфигураций ТТ профиля № 200095, которые использовались в настоящей работе при решении задач численного моделирования.

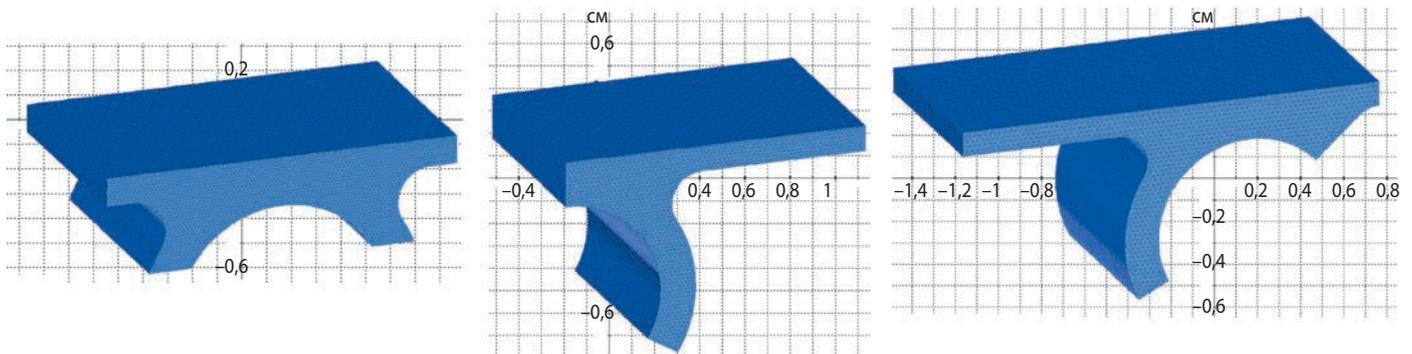


рисунок 3. Варианты модельных конфигураций ТТ профиля № 200095

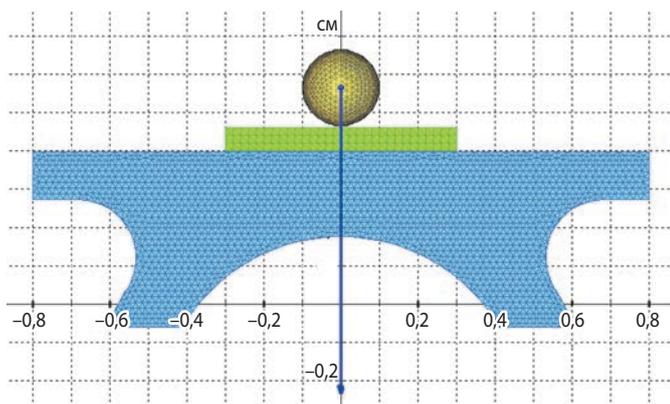


рисунок 4. Иллюстрация к опыту № 1

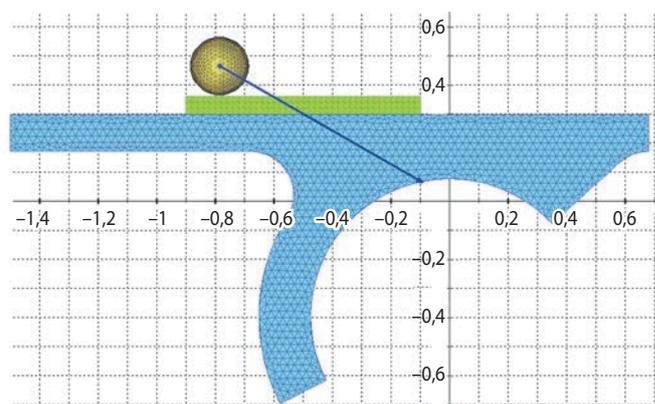


рисунок 8. Иллюстрация к опыту № 5

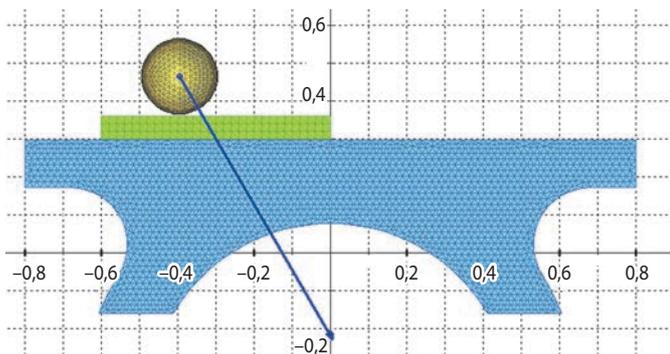


рисунок 5. Иллюстрация к опыту № 2

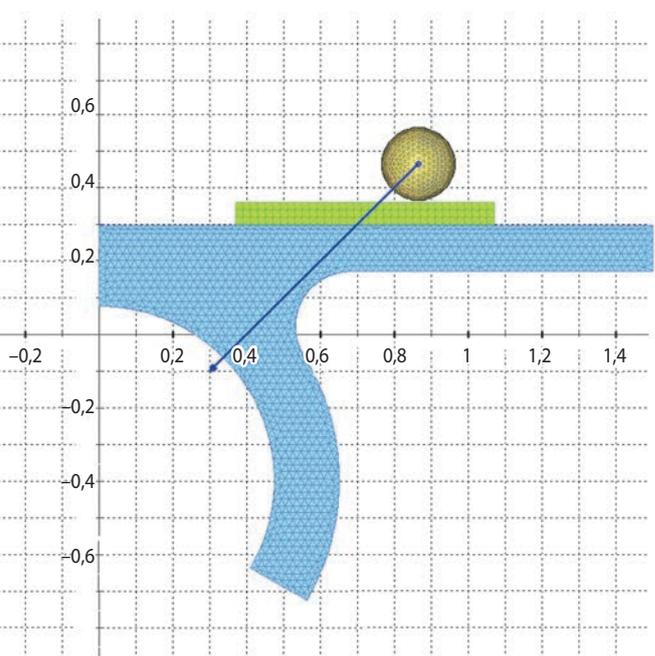


рисунок 9. Иллюстрация к опыту № 6

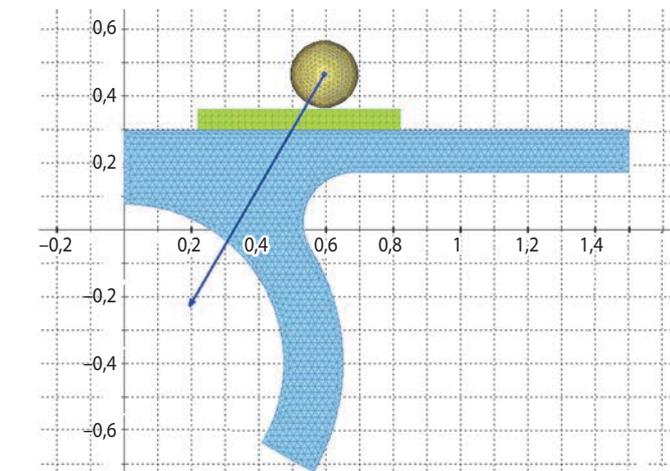


рисунок 6. Иллюстрация к опыту № 3

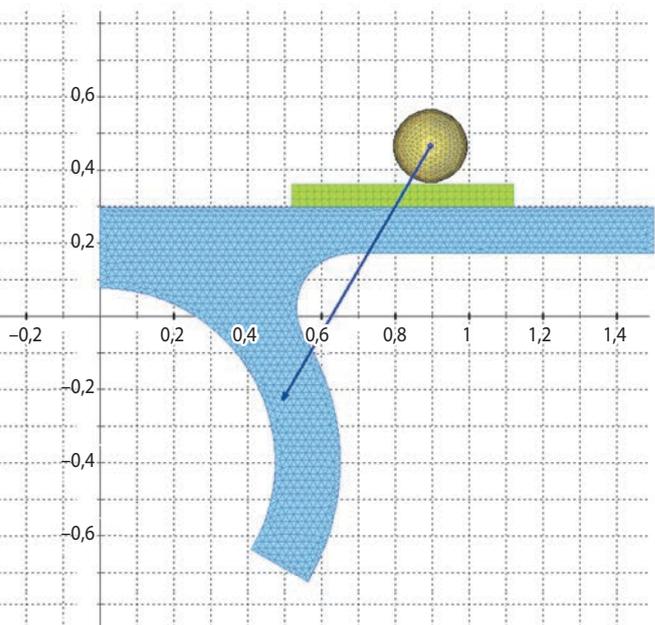


рисунок 10. Иллюстрация к опыту № 7

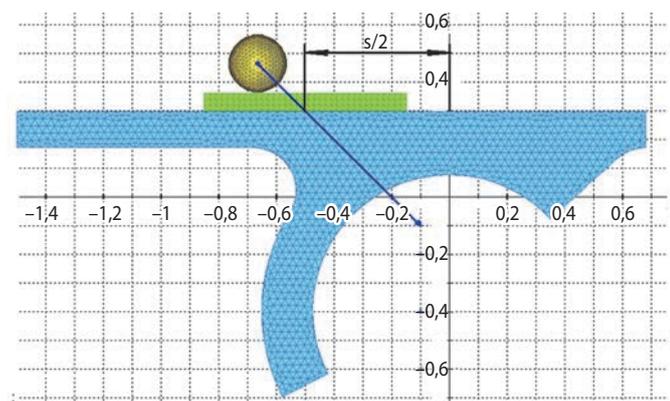


рисунок 7. Иллюстрация к опыту № 4

таблица 2 – Описание серии опытов численного моделирования

опыт №	угол наклона удара к нормали, град	расстояние $s/2$ от плоскости симметрии до точки соударения, см	количество тетраэдрических ячеек в задаче	вариант конфигурации согласно рисунку 2
1	0	0	192696	1
2	30	0,3	192696	1
3	30	0,5	244624	2
4	45	0,5	136869	3
5	60	0,5	136869	3
6	45	0,7	244624	2
7	30	0,8	244624	2

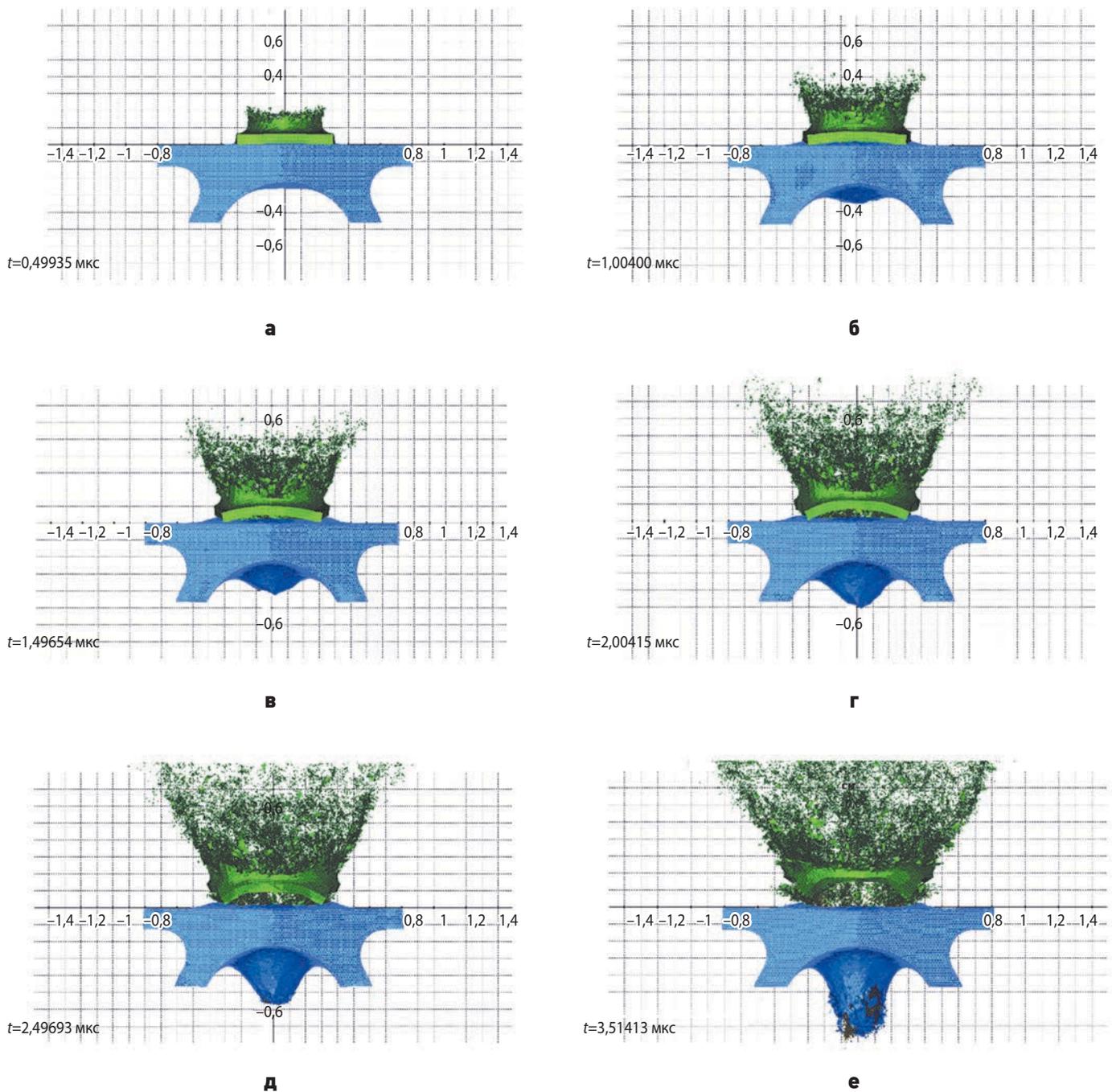


рисунок 11. Состояние пары «ударник – преграда» в опыте № 1 в различные моменты времени t :
 а – 0,5 мкс; б – 1,0 мкс; в – 1,5 мкс; г – 2,0 мкс; д – 2,5 мкс; е – 3,5 мкс

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ СТОЙКОСТИ ТЕПЛОВЫХ ТРУБ К ВОЗДЕЙСТВИЮ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

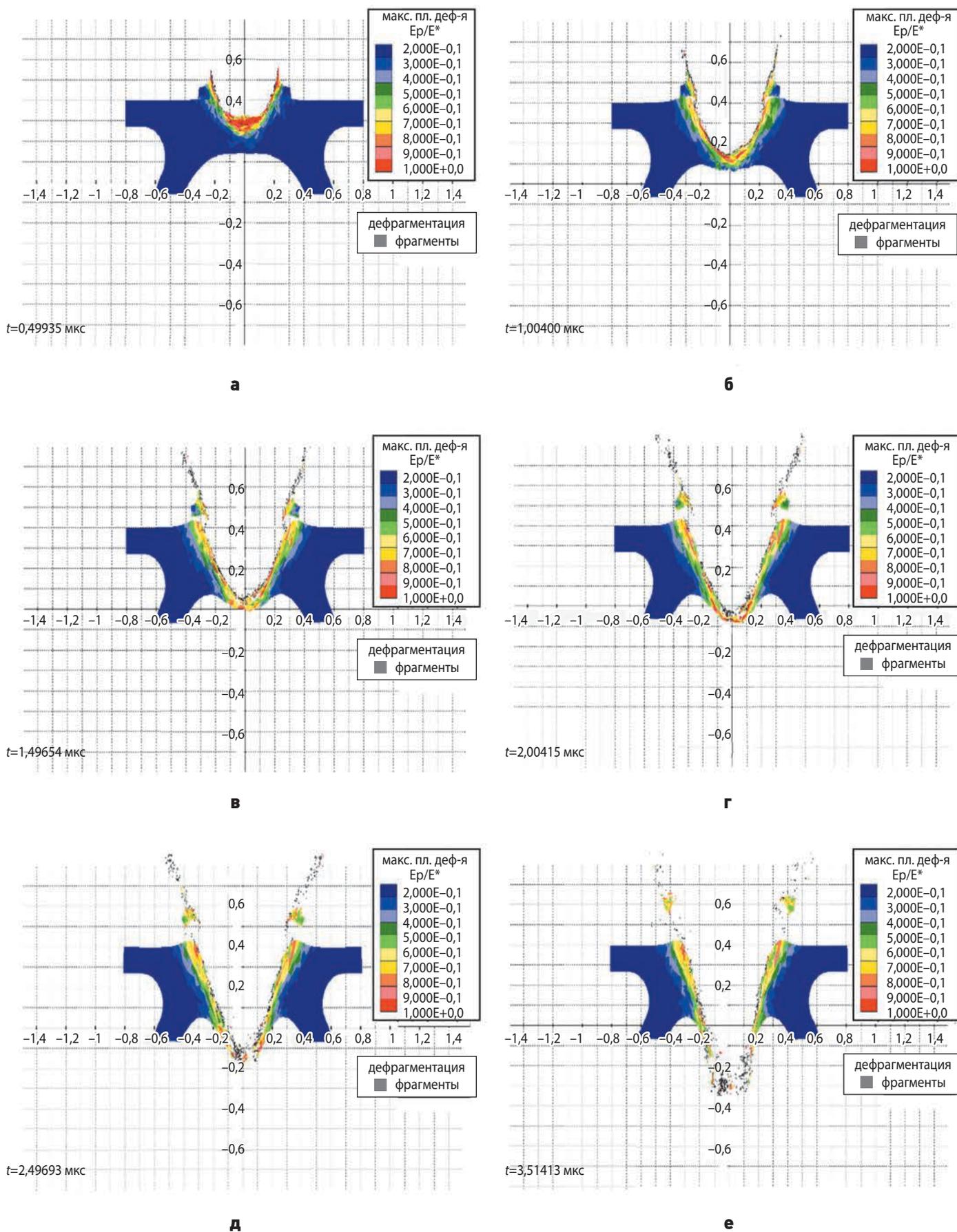


рисунок 12. Состояние пары «ударник – преграда» в опыте № 1 в градации по степени повреждения материала в различные моменты времени t : **а** – 0,5 мкс; **б** – 1,0 мкс; **в** – 1,5 мкс; **г** – 2,0 мкс; **д** – 2,5 мкс; **е** – 3,5 мкс

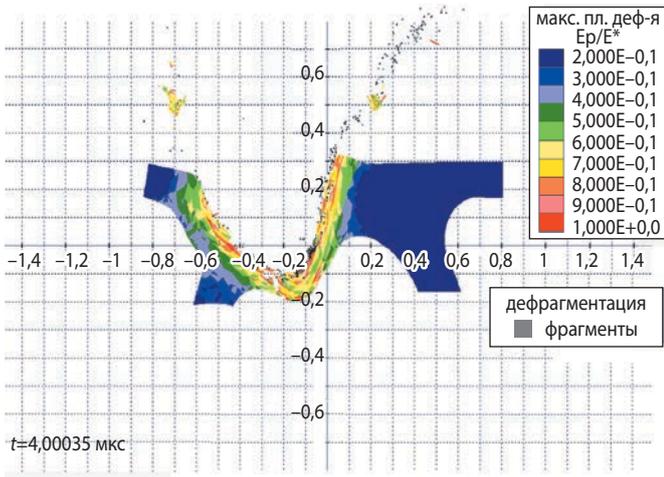


рисунок 13. Состояние пары «ударник – преграда» в опыте № 2

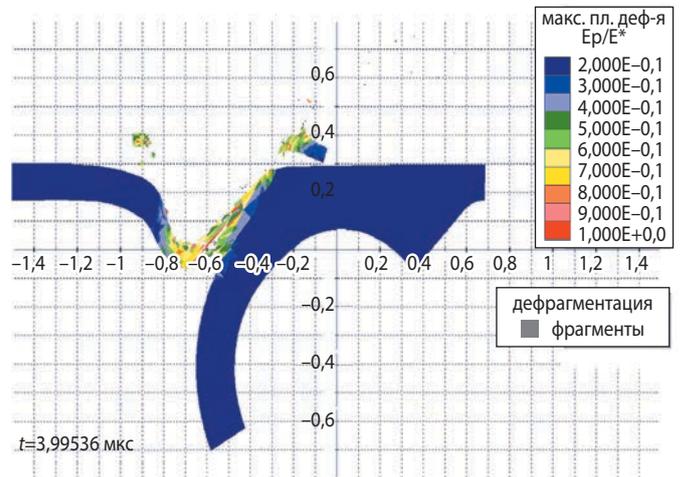


рисунок 16. Состояние пары «ударник – преграда» в опыте № 5

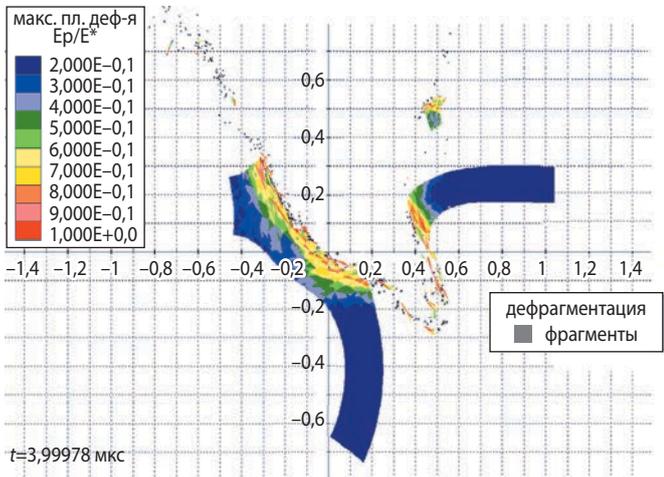


рисунок 14. Состояние пары «ударник – преграда» в опыте № 3

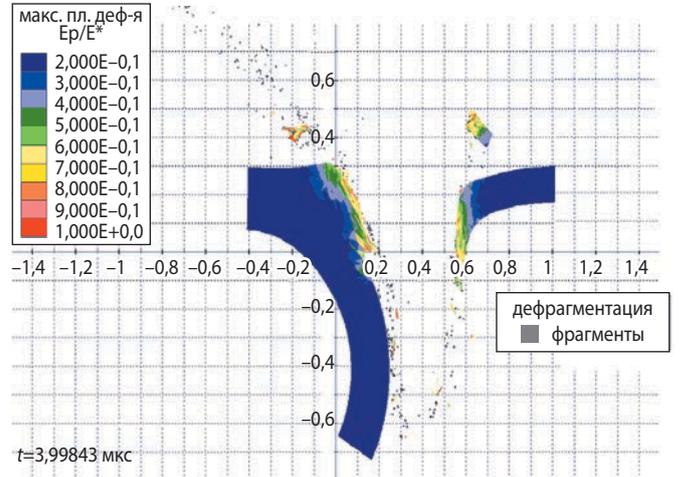


рисунок 17. Состояние пары «ударник – преграда» в опыте № 6

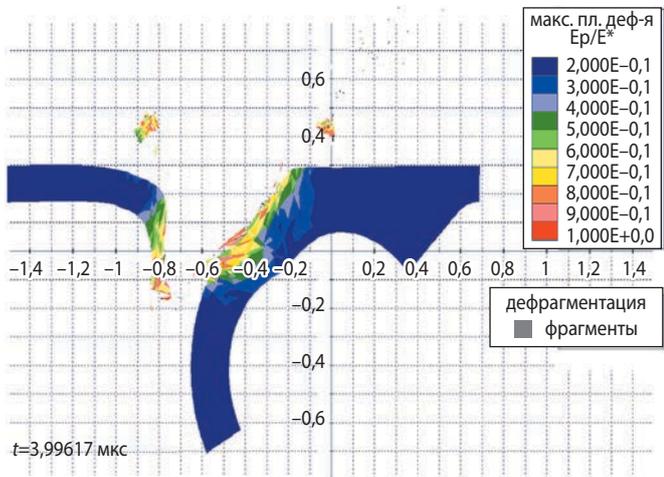


рисунок 15. Состояние пары «ударник – преграда» в опыте № 4

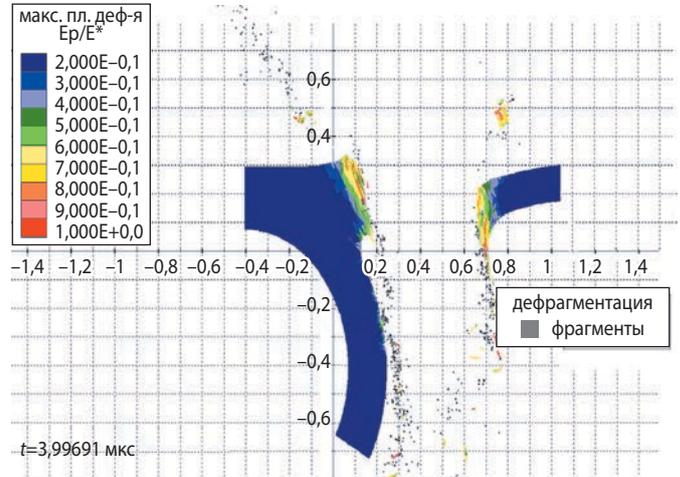


рисунок 18. Состояние пары «ударник – преграда» в опыте № 7

В лагранжевой 3D-постановке в данной работе рассматривается процесс высокоскоростного взаимодействия сферического ударника и сложной преграды, состоящей из модели профиля ТТ и листа обшивки. Для описания процессов деформирования и дробления твёрдых тел используется модель прочного сжимаемого идеально упругопластического тела. Система уравнений, описывающая движение сплошной среды, базируется на законах сохранения массы, импульса и энергии (Орленко Л.П., 2002; Уилкинс М.Л., 1967; Wilkins M.L., 1999).

К этим уравнениям добавляются уравнения, учитывающие термодинамические эффекты, связанные с адиабатным сжатием среды и прочностью среды. Уравнение состояния берётся в форме Ми – Грюнайзена (Фомин В.М. и др., 1999).

Для описания сопротивления тела сдвигу использовались соотношения Прандтля – Рейсса (Уилкинс М.Л., 1967; Wilkins M.L., 1999; Фомин В.М. и др., 1999).

В качестве модели пластических деформаций материала принята модель Штейнберга – Гуинана (Steinberg D.J. et al., 1980).

Для расчёта упругопластических течений применялся метод Уилкинса (Wilkins M.L., 1999), реализованный на тетраэдрических ячейках. Для моделирования контактных взаимодействий использовался метод расчёта поверхности контакта соударяющихся тел, в котором их границы участвуют симметричным образом (Гулидов А.И., Шабалин И.И., 1987; Гулидов А.И., Шабалин И.И., 1988; Фомин В.М. и др., 1999). Разностная схема в трёхмерной реализации и её физическая интерпретация приведены в (Фомин В.М. и др., 1999).

Для описания разрушения использовался метод раздвоения разностной сетки по узлам в областях возникновения макронарушений сплошности материала и явное описание поверхности разрушения (Chen Y.M., Wilkins M.L., 1976). При взаимодействии осколков и для контактных поверхностей использовались условия обмена импульсом, идеального скольжения и непроникания по нормали в зоне контакта. В качестве критерия разрушения при интенсивных сдвиговых деформациях принято достижение эквивалентной пластической деформацией своего пре-

дельного значения (Фомин В.М. и др., 1999; Крейнхаген К.Н. и др., 1970).

Фрагмент профиля тепловой трубы разбит на пространственную тетраэдрическую сетку при помощи трёхмерной дискретизации на основе критерия Делоне. Фрагмент листа обшивки и частица в виде шарика, имитирующая космический мусор, разбиты на тетраэдрическую сетку с помощью прямых методов на основе шаблонов (Галанин М.П. и др., 2006).

Материал шарика – алюминий, тепловой трубы – алюминиевый сплав АД31, листа обшивки ТСП – В95.

Параметры серии опытов численного моделирования приведены в таблице 2. Во всех опытах был выбран диаметр ударника 0,2 см, его скорость 8 км/с.

На рисунках 4–10 показана начальная конфигурация для моделирования высокоскоростного удара соответственно в опытах 1–7. В опыте 1 удар идёт строго по нормали к площадке в центр симметрии фрагмента тепловой трубы. В каждом опыте наклонного соударения вектор скорости направлен в сторону вертикальной плоскости симметрии ТТ, перпендикулярной оси X. Ширину площадки $s/2$ определяет расстояние от плоскости симметрии до точки соударения, пояснение дано на рисунке 7.

3. Результаты численного моделирования и определение расчётной площадки

На рисунке 11 приведены результаты численного расчёта по данным опыта № 1, где отражено состояние пары «ударник – преграда» на различные моменты времени расчёта. Таким образом, при заданных в опыте № 1 параметрах соударения наблюдается пробой преграды.

На рисунке 12 процесс преодоления преграды в опыте № 1 изображён в разрезе в различные моменты времени в цветовой градации по степени повреждения материала.

На рисунках 13–18 показано состояние пары «ударник – преграда» в опытах 2–7 соответственно в момент времени 4 мкс (момент окончания расчёта). Показано распределение по уровню повреждения (как отношение текущей эквивалентной пластической деформации в ячейке к её максимальному уровню).

таблица 3 – Результаты опытов по численному моделированию

опыт №	расстояние $s/2$ от плоскости симметрии до точки соударения, см	результат
1	0	пробой ТТ
2	0,3	пробой ТТ
3	0,5	значительные повреждения, выход из строя
4	0,5	значительные повреждения, выход из строя
5	0,5	канал сохраняет герметичность
6	0,7	канал сохраняет герметичность
7	0,8	канал сохраняет герметичность

Результаты численного моделирования приведены в таблице 3.

По данным таблицы 3 можно сделать вывод, что критичной для воздействия частиц КМ является площадка, которая отстоит на 5 мм от плоскости симметрии, проведённой вдоль ТТ. Соответственно, ширина площадки s (см. рисунок 1), выделенной для метеорного расчёта, для ТТ профиля № 200095 составляет $s=10$ мм.

заключение

С помощью численного моделирования для тепловых труб профиля № 200095 исследована стойкость к высокоскоростному воздействию частиц, имитирующих космический мусор. По результатам численного моделирования определена ширина площадки на профиле, которую можно использовать для проведения вероятностных расчётов пробоя ТТ на основе типовых полуэмпирических баллистических предельных уравнений.

Численное моделирование подтверждает, что при соударении вне пределов выделенной площадки баллистическая стойкость конструкции тепловой трубы значительно повышается, причём размеры пробивающих частиц заведомо больше рассматриваемого значимого (по вероятности соударения) диапазона, в связи с чем при проведении вероятностных расчётов непробоя тепловой трубы можно пренебречь воздействием частиц за пределами найденной площадки. Это позволяет намного упростить данный расчёт, используя для него без каких-либо дополнительных допущений стандартные баллистические уравнения для одиночной и/или двойной стенки.

список литературы

Галанин М.П., Щеглов И.А., Разработка и реализация алгоритмов трехмерной триангуляции сложных пространственных областей: итерационные методы // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. 2006. 009.32 с.

Гулидов А.И., Шабалин И.И. Расчет контактных границ с учетом трения при динамическом взаимодействии деформируемых тел // Численные методы решения задач теории упругости и пластичности: материалы IX Всесоюзной конференции. Новосибирск, 1988. С. 70-75.

Гулидов А.И., Шабалин И.И. Численная реализация граничных условий в динамических контактных задачах. Новосибирск. // Препринт ИТПМ СО АН СССР. 1987. № 12-87. 37 с.

Гуц Ю.А., Добрица Д.Б., Яценко Б.Ю. Об одной методике определения экранирования элементов космического аппарата от воздействия метеорных ча-

стиц // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2021. № 3. С. 36-43. DOI: 10.26162/LS.2021.53.3.005.

Добрица Д.Б. Методика расчета стойкости элементов конструкции космического аппарата при воздействии частиц космического мусора // Космические исследования. 2014. Т. 52, № 3. С. 242. DOI: 10.7868/S0023420614020034.

Добрица Д.Б., Яценко Б.Ю., Пашков С.В., Христенко Ю.Ф. К вопросу о геометрии гофрирования и ее влиянии на защитные свойства противометеорного экрана из металлической сетки // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2021. № 4. С. 50-55. DOI: 10.26162/LS.2021.54.4.008.

Добрица Д.Б., Яценко Б.Ю., Пашков С.В., Христенко Ю.Ф. Экспериментальное исследование стойкости гофрированных сеточных противометеорных экранов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2021. № 1. С. 24-32. DOI: 10.26162/LS.2021.51.1.004.

Кинслоу Р. Высокоскоростные ударные явления. М.: Мир, 1973. 533 с.

Крейнхаген К.Н., Вагнер М.Х., Пьечоцки Дж. Дж., Бьорк Р.Л. Нахождение баллистического предела при соударении с многослойными мишенями // Ракетная техника и космонавтика. 1970. Т. 8, № 12. С. 42-47.

Модель космоса: научно-информационное издание: в 2 т. / Под ред. М.И. Панасюка, Л.С. Новикова. Т. 2. Воздействие космической среды на материалы и оборудование космических аппаратов. М.: КДУ, 2007. 1144 с.

Орленко Л.П. Физика взрыва. М.: Физматлит, 2002. 832 с.

Уилкинс М.Л. Расчет упругопластических течений // Вычислительные методы в гидродинамике. М.: Мир, 1967. С. 212-263.

Фомин В.М., Гулидов А.И., Сапожников Г.А. и др. Высокоскоростное взаимодействие тел. Новосибирск: Изд-во СО РАН, 1999. 600 с.

Chen Y.M., Wilkins M.L. Stress analysis of crack problems with a three-dimensional, time dependent computer program // Int. J. Fract. 1976. Vol. 12, № 4. P. 607-617.

Christiansen E.L., Kerr J.H. Ballistic limit equations for spacecraft shielding // International Journal of Impact Engineering. 2001. Vol. 26. P. 93-104. DOI:10.1016/S0734-743X(01)00070-7.

Steinberg D.J., Cochran S.G., Guinan M.W. A constitutive model for metals applicable at high-strain rate // Journal Appl. Phys. 1980. 51, 1498. DOI: 10.1063/1.327799.

Wilkins M.L. Computer simulation of dynamic phenomena. Berlin-Heidelberg-New-York: Springer, 1999. 246 p.

Статья поступила в редакцию 15.02.2022

Статья после доработки 16.02.2022

Статья принята к публикации 16.02.2022

О ПОСТРОЕНИИ АКТИВНЫХ ФАЗИРОВАННЫХ АНТЕННЫХ РЕШЁТОК ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ РАДИОЛОКАТОРОВ С СИНТЕЗИРОВАННОЙ АПЕРТУРОЙ ВЫСОКОГО РАЗРЕШЕНИЯ

ON THE DESIGN OF THE ACTIVE PHASED ARRAY ANTENNA FOR THE HIGH-RESOLUTION SYNTHETIC APERTURE SPACEBORNE RADARS



А.М. Алексеева¹,
кандидат
технических наук,
asianna@list.ru;
A.M. Alekseeva



Т.А. Лепёхина¹,
кандидат
технических наук,
lepekhinata@laspace.ru;
T.A. Lepekhina



В.Г. Польш¹,
кандидат
технических наук,
polvad@laspace.ru;
V.G. Pol

Рассматриваются проблемные вопросы искажений огибающей широкополосного зондирующего сигнала радиолокатора с синтезированной апертурой (РСА) высокого разрешения, порождаемых разностью задержек распространения от различных элементов крупногабаритной активной фазированной антенной решётки (АФАР) при электронном перенацеливании. Приводится оценка влияния габаритных размеров АФАР и углов отклонения луча на параметры функции отклика, подтверждённая результатами моделирования.

Ключевые слова: космический РСА; АФАР; пространственная разрешающая способность; функция отклика; системный критерий; математическое моделирование.

DOI: 10.26162/LS.2022.39.26.006

ВВЕДЕНИЕ

Радиолокаторы с синтезированной апертурой (РСА) занимают все более значимое положение среди технических средств дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ). Этот факт объясняется наличием у РСА целого ряда достоинств, среди которых следует отметить: независимость от погодных условий и времени суток, оперативность, гибкость в реализации режимов съёмки, возможность применения

Problematic questions of wideband signal envelope distortions in synthetic aperture radars with large-scale antenna array caused by partial signals propagation delay differences related with electronic scanning are considered in the paper. The estimation of antenna array size and pointing angle implication on SAR impulse response parameters based on mathematical modeling results is presented.

Keywords: spaceborne SAR; active phased array antenna; spatial resolution; response function; system criterion; mathematical modeling.

различных алгоритмов обработки радиолокационных данных, высокую разрешающую способность по обеим пространственным координатам, сравнимую с разрешающей способностью оптических средств ДЗЗ (Занин К.А., 2020).

Расширение круга задач, решаемых с помощью РСА, возможностей контроля состояния и исследования свойств наземных объектов через связанные

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

с ними электродинамические характеристики приводит к увеличению спроса на радиолокационные изображения и увеличению количества космических РСА, запускаемых и эксплуатируемых многими странами. Несмотря на пандемию, в 2020 году на орбиту было выведено шесть космических РСА высокого разрешения, а с начала 2021 года – четырнадцать.

Принятие в 2015 году Заключительных актов Всемирной конференции радиосвязи (*Заключительные акты ВКР-15*, 2015), содержащих коррекцию таблицы распределения частот Регламента Радиосвязи в части расширения полосы частот в X-диапазоне, предоставляемой для использования спутниковой службой исследования Земли, до 1200 МГц, стимулировало разработку РСА, в том числе на базе малых космических аппаратов (МКА), обеспечивающих пространственное разрешение лучше 0,4...0,5 м в X-диапазоне, широко применяемом для различных задач.

Несмотря на стремительное развитие космических систем ДЗЗ на базе МКА, в том числе для морского мониторинга (*Клименко Н.Н., Занин К.А.*, 2019), полнофункциональные космические системы ДЗЗ по техническим возможностям и экономическим показателям «следует рассматривать в качестве конкурентоспособной альтернативы проектам КС ДЗЗ на базе МКА» (*Ефанов С.В. и др.*, 2017).

В современных космических РСА, как правило, предусмотрены разнообразные режимы съёмки, для реализации которых целесообразно применение активных фазированных антенных решёток с оперативным электронным перенацеливанием (*Верба В.С. и др.*, 2019). Для обеспечения высокой пространственной разрешающей способности в проекторных режимах требуется расширение диапазона углов сканирования. В то же время, в отличие от зеркальных антенн, АФАР может являться источником дополнительных искажений формы зондирующего и принимаемого сигналов, что, несмотря на сохранение ширины их спектра, может привести к ухудшению разрешающей способности по дальности (*Занин К.А., Москатиньев И.В.*, 2021). Задача эффективности использования полосы частот зондирующего сигнала для достижения высокой разрешающей способности по дальности импульсного радиолокатора, в частности РСА, особенно важна для космических систем, где возможности формирования и приёма широкополосных сигналов ограничены характеристиками доступной высокочастотной элементной базы космического исполнения.

Применение крупногабаритных АФАР с функциями электронного перенацеливания в составе РСА порождает проблему возможных искажений огибающей, вызываемых разбросом задержек распространения от разных участков апертуры. С этим связана необходимость предъявления к АФАР соответствующих

требований, а также разработки средств и методик контроля качества передачи огибающей зондирующего сигнала.

Анализ указанной проблемы и возможных способов её решения проводился с помощью рассмотренной ниже математической модели.

1. Описание АФАР как линейного элемента тракта РСА

При исследовании процесса радиолокационной съёмки модель снимаемого объекта строится как множество одиночных точечных целей (ОТЦ). Суперпозиция принятых отражённых сигналов регистрируется, а затем проходит корреляционную обработку – сжатие по дальности и азимуту. Результатом является комплексное радиолокационное изображение (КРЛИ), представляющее собой векторную сумму КРЛИ всех снимаемых ОТЦ. Проверка сквозных характеристик РСА заключается в анализе качества полученного КРЛИ по заданным критериям. При рассмотрении данной задачи будем считать, что КРЛИ является конечным результатом испытаний РСА.

В работе (*Лепёхина Т.А.*, 2011), освещающей перспективные принципы построения методик испытаний радиотехнических комплексов на основе системного подхода, отмечается необходимость применения системного критерия, на соответствие которому должны проверяться не только комплекс, являющийся сложной системой, но и его подсистемы. Если объектом испытаний является антенная подсистема, предназначенная для использования в составе РСА, то целесообразно в качестве целевой характеристики, проверяемой при испытаниях, использовать системный критерий, выбранный для всего комплекса. Для РСА таким системным критерием является функция отклика на одиночную точечную цель (*Лепёхина Т.А., Николаев В.И.*, 2012).

Антенна РСА (в т.ч. АФАР) предназначена для передачи зондирующего сигнала (ЗС) в заданную область дальней зоны и приёма сигнала, отражённого от находящихся в этой области элементарных целей. При исследовании антенной подсистемы как элемента РСА наиболее полным способом её описания будет функция, связывающая вид принятого сигнала, отражённого от ОТЦ в заданной точке дальней зоны, с видом ЗС, поступающего на вход антенной подсистемы. Пусть зондирующий сигнал как функция от времени описывается функцией $i_{\text{прд}}(t)$.

Направление на выбранную ОТЦ задаётся единичным вектором ρ , проекция которого на плоскость апертуры антенны имеет декартовы координаты (ξ, η) , где $|\xi| \leq 1$, $|\eta| \leq 1$. Переход к сферическим координатам может быть выполнен по формулам:

$$\xi = \sin \alpha, \quad \eta = \cos \alpha \cdot \sin \beta.$$

О ПОСТРОЕНИИ АКТИВНЫХ ФАЗИРОВАННЫХ АНТЕННЫХ РЕШЁТОК ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ РАДИОЛОКАТОРОВ С СИНТЕЗИРОВАННОЙ АПЕРТУРОЙ ВЫСОКОГО РАЗРЕШЕНИЯ

В случае если при испытаниях на полигоне антенна установлена на технологическом опорно-поворотном устройстве (ОПУ) таким образом, что координатная ось Ox в плоскости апертуры параллельна угломестной оси ОПУ, (β) – азимут, (α) – угол места (рисунок 1). Сигнал, отражённый от ОТЦ с коэффициентом обратного рассеяния $K_{отц}$ и принятый обратно через антенну, должен описываться функцией от времени (Лепёхина Т.А., Николаев В.И., Сиганков В.И., 2012):

$$\begin{aligned} \dot{i}_{прд}(\xi, \eta, t) &= L^2 \cdot \dot{K}_{отц} \cdot \int_{\tau=0}^{\infty} \dot{i}_{прд}(t-2\tau_3-\tau) \cdot \dot{h}_a(\xi, \eta, \tau) d\tau = \\ &= L^2 \cdot \dot{K}_{отц} \cdot \dot{i}_{прд}(t-2\tau_3) * \dot{h}_a(\xi, \eta, t), \end{aligned} \quad (1)$$

где $\tau_3=r_n/c$ – задержка распространения сигнала от начала системы координат, выбранной на плоскости апертуры антенны, до снимаемой ОТЦ. Введённый здесь коэффициент $K_{отц}$ описывает соотношение напряжённостей электрического поля отражённой и падающей волны по амплитуде и фазе, в отличие от чаще используемой на практике скалярной величины ЭПР, описывающей соотношение их характеристик мощности.

Входящий в выражение (1) множитель $\dot{h}_a(\xi, \eta, t)$ является импульсной характеристикой антенны как элемента тракта РСА и зависит от координат (ξ, η) , задающих направление на ОТЦ. Эта функция, с учётом её зависимости от электрической конфигурации АФАР, характеризует антенную подсистему как элемент сквозного информационного тракта РСА.

Рассмотрим процессы формирования ЗС, распространяющегося в выбранном направлении (ξ, η) , и приёма отражённого сигнала.

Зондирующий сигнал $\dot{i}_{прд}(t)$, поступающий на вход антенной подсистемы, разветвляется на множество парциальных каналов, каждый из которых оканчивается излучателем и имеет некоторую импульсную характеристику. В плоскости апертуры будет формироваться переменное электрическое поле $E_{зс}(x, y, t)$. Не ограничиваясь конкретными конструкциями излучателей и фидерных трактов, можно представить

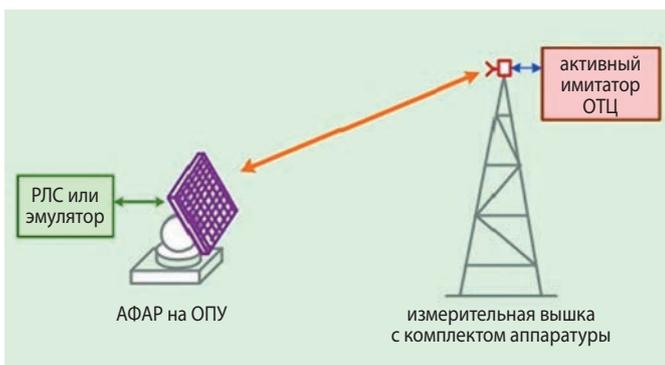


рисунок 1. Антенный полигон дальней зоны

связь между входным ЗС и электрическим полем в точке (x, y) апертуры антенны в виде парциальной импульсной характеристики $\dot{h}_{прд}(x, y, t)$:

$$\dot{E}_{зс}(x, y, t) = \dot{i}_{прд}(t) * \dot{h}_{прд}(x, y, t),$$

где «*» – символ свёртки.

Падающий на ОТЦ зондирующий сигнал будет являться суперпозицией парциальных зондирующих сигналов $E_{зс}(x, y, t)$, приходящих с коэффициентом распространения L и задержками $\tau_{зс}(\xi, \eta, x, y) = \frac{r_n - x\xi - y\eta}{c}$, где r_n – расстояние между началом координат, выбранным на плоскости апертуры антенны, и снимаемой ОТЦ:

$$\dot{i}_{зс}(\xi, \eta, t) = L \cdot \iint_{(x, y) \in A} \dot{E}_{зс}\left(t - \frac{1}{c} \cdot (r_n - x\xi - y\eta)\right) dx dy.$$

Здесь A – геометрическая фигура, задающая апертуру антенны. В частности, при постановке задачи испытаний АФАР на планарном стенде ближнего поля фигура A соответствует области плоскости, в которой будет производиться измерение электрического поля в ближней зоне (рисунок 2).

Для фиксированной ОТЦ величины $\dot{K}_{отц}$, L и r_n являются константами.

Подставляя выражение, связывающее $E_{зс}$ с $\dot{i}_{прд}$, получим формулу – связь ЗС, падающего на ОТЦ, с возбуждающим сигналом, подаваемым на вход антенны:

$$\begin{aligned} \dot{i}_{зс}(\xi, \eta, t) &= L \cdot \iint_{(x, y) \in A} \int_{\tau=0}^{\infty} \dot{i}_{прд}\left(t - \frac{r_n}{c} + \frac{\xi x}{c} + \frac{\eta y}{c} - \tau\right) \times \\ &\times \dot{h}_{прд}(x, y, \tau) d\tau dx dy. \end{aligned} \quad (2)$$

Двойной интеграл по (x, y) описывает суперпозицию парциальных зондирующих сигналов, проходящих по непересекающимся каналам. Каждый из таких каналов начинается в точке подачи возбуждающего сигнала $\dot{i}_{прд}(t)$, проходит через точку (x, y) плоскости апертуры и оканчивается на снимаемой ОТЦ. Таким образом, учитывая линейность суперпозиции, можно представить суммарный зондирующий сигнал, падающий на ОТЦ, как свёртку сигнала $\dot{i}_{прд}(t)$,

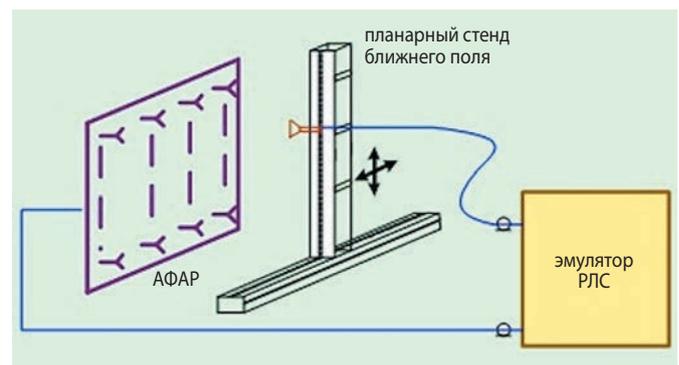


рисунок 2. Стенд ближнего поля

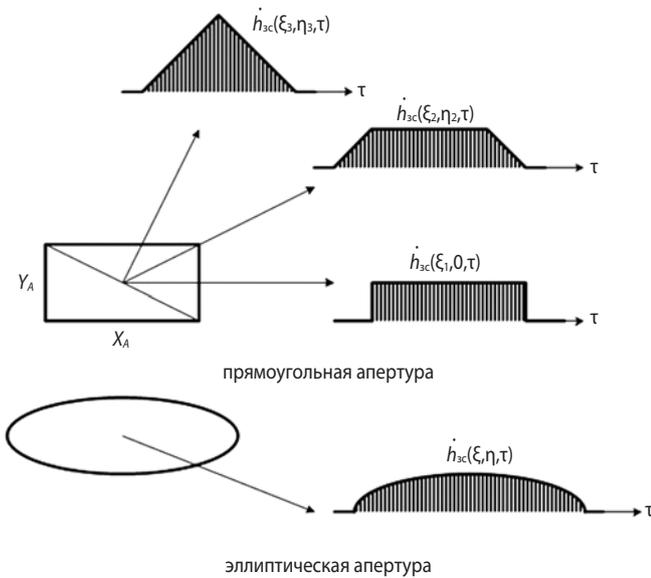


рисунок 3. Импульсные характеристики АФАР в зависимости от её геометрии

подаваемого на вход антенны, с некоторой функцией – импульсной характеристикой антенны при работе на передачу в заданном направлении $\dot{h}_{\text{прд}}(\xi, \eta, \tau)$. Для того чтобы определить эту суммарную импульсную характеристику, нужно преобразовать композицию парциальной импульсной характеристики участка радиотракта, связывающего точку ветвления сигнала на входе антенны с точкой (x, y) апертуры, и задержки распространения сигнала в сквозную импульсную характеристику парциального канала, как описано ниже. Характерные случаи импульсных характеристик АФАР изображены на рисунке 3.

Апертура антенны A имеет конечные габариты. Подынтегральное выражение в (2) ограничено по модулю и финитно по времени. Выполнение этих условий является достаточным для правомерности применения теорем о сведении кратного интеграла к повторному и возможности замены очерёдности интегрирования по A и τ , что приводит (2) к виду:

$$\dot{u}_{\text{зс}}(\xi, \eta, t) = L \cdot \int_{\tau=0}^{\infty} \left(\iint_{(x,y) \in A} \dot{u}_{\text{прд}} \left(t - \frac{r_{\text{н}}}{c} + \frac{\xi x}{c} + \frac{\eta y}{c} - \tau \right) \times \right. \\ \left. \times \dot{h}_{\text{прд}}(x, y, \tau) dx dy \right) d\tau. \quad (3)$$

Для того чтобы вынести $u_{\text{прд}}$ из-под интеграла по плоскости апертуры, выполним следующую замену переменных: $\zeta = \tau - \frac{\xi x}{c} - \frac{\eta y}{c}$, тогда $\tau = \zeta + \frac{\xi x}{c} + \frac{\eta y}{c}$. Для задания нижнего предела интегрирования по ζ обозначим $\zeta_{\text{нач}} = -\frac{\xi x_{\text{близ}} + \eta y_{\text{близ}}}{c}$, где $(x_{\text{близ}}, y_{\text{близ}})$ – координаты ближайшего к облучаемой ОТЦ излучающего элемента апертуры.

Преобразовав таким образом подынтегральное выражение в (3), получим

$$\dot{u}_{\text{зс}}(\xi, \eta, t) = L \cdot \int_{\zeta=\zeta_{\text{нач}}}^{\infty} \dot{u}_{\text{прд}} \left(t - \frac{r_{\text{н}}}{c} - \zeta \right) \times \\ \times \left(\iint_{(x,y) \in A} \dot{h}_{\text{прд}} \left(x, y, \zeta + \frac{\xi x}{c} + \frac{\eta y}{c} \right) dx dy \right) d\zeta.$$

Выражение

$$\dot{h}_{\text{зс}}(\xi, \eta, \zeta) = \iint_{(x,y) \in A} \dot{h}_{\text{прд}} \left(x, y, \zeta + \frac{\xi x}{c} + \frac{\eta y}{c} \right) dx dy \quad (4)$$

определяет искомую импульсную характеристику антенны на передачу для направления (ξ, η) . Таким образом,

$$\dot{u}_{\text{зс}}(\xi, \eta, t) = L \cdot \int_{\zeta=\zeta_{\text{нач}}}^{\infty} \dot{u}_{\text{прд}} \left(t - \frac{r_{\text{н}}}{c} - \zeta \right) \cdot \dot{h}_{\text{зс}}(\xi, \eta, \zeta) d\zeta = \\ = L \cdot \dot{u}_{\text{прд}} \left(t - \frac{r_{\text{н}}}{c} - \zeta \right) * \dot{h}_{\text{зс}}(\xi, \eta, \zeta).$$

Аналогично рассмотрим процесс приёма отражённой волны.

Отражённый от ОТЦ сигнал, имеющий вид плоской волны, направление на источник которой задано координатами (ξ, η) , создаёт в плоскости апертуры (x, y) переменное электрическое поле $\dot{E}_{\text{ос}}(\xi, \eta, x, y, t)$. Задержка и потери распространения электромагнитной волны зондирующего сигнала от любой выбранной точки апертуры антенны до снимаемой ОТЦ и распространения отражённого сигнала между этими же двумя точками в обратном направлении одинаковы, поэтому

$$\dot{E}_{\text{ос}}(\xi, \eta, x, y, t) = L \cdot \dot{u}_{\text{ос}} \left(\xi, \eta, t - \frac{r_{\text{н}}}{c} + \frac{\xi x}{c} + \frac{\eta y}{c} \right),$$

где $\dot{u}_{\text{ос}}(\xi, \eta, t) = K_{\text{отц}} \cdot \dot{u}_{\text{зс}}(\xi, \eta, t)$ – результат отражения зондирующего сигнала $\dot{u}_{\text{зс}}(\xi, \eta, t)$ от идеальной ОТЦ, обладающей пренебрежимо малыми линейными размерами и действительным (т.е. без поворота фазы) коэффициентом обратного рассеяния $K_{\text{отц}}$. Затем сигнал $\dot{E}_{\text{ос}}(\xi, \eta, x, y, t)$, распределённый по плоскости апертуры, собирается на выходе приёмного канала антенны в суммарный сигнал $\dot{u}_{\text{прм}}(\xi, \eta, t)$, через парциальные тракты, каждый из которых имеет импульсную характеристику $\dot{h}_{\text{прм}}(x, y, \tau)$. Так же, как при описании передачи, сигнал на выходе приёмного тракта антенны можно представить в виде:

$$\dot{u}_{\text{прм}}(\xi, \eta, t) = L \cdot \int_{\zeta=\zeta_{\text{нач}}}^{\infty} \dot{u}_{\text{ос}} \left(t - \frac{r_{\text{н}}}{c} - \zeta \right) \cdot \dot{h}_{\text{ос}}(\xi, \eta, \zeta) d\zeta = \\ = L \cdot \dot{u}_{\text{ос}} \left(t - \frac{r_{\text{н}}}{c} \right) * \dot{h}_{\text{ос}}(\xi, \eta, t),$$

где

$$\dot{h}_{oc}(\xi, \eta, \zeta) = \iint_{(x,y) \in A} \dot{h}_{прм} \left(x, y, \zeta + \frac{\xi x}{c} + \frac{\eta y}{c} \right) dx dy \quad (5)$$

– импульсная характеристика антенны на приём для направления (ξ, η) .

Окончательно

$$\begin{aligned} \dot{u}_{прм}(\xi, \eta, t) &= L^2 \cdot (\dot{h}_{3c}(\xi, \eta, t) * \dot{h}_{oc}(\xi, \eta, t)) * \dot{u}_{прд} \left(t - \frac{r_n}{c} \right) = \\ &= L^2 \cdot \dot{h}_a(\xi, \eta, t) * \dot{u}_{прд} \left(t - \frac{r_n}{c} \right), \end{aligned} \quad (6)$$

где $\dot{h}_a(\xi, \eta, t) = \dot{h}_{3c}(\xi, \eta, t) * \dot{h}_{oc}(\xi, \eta, t)$.

Вид одномерной функции отклика (ФО) $J_{\xi, \eta}^r(t - 2\tau_3)$ по дальности на одиночную точечную цель, расположенную относительно антенны в направлении (ξ, η) , как функции от задержки отражённого сигнала, будет определяться формулой сжатия по дальности, т.е. свёртки каждого импульса ЦРГ с опорной функцией $\dot{h}_{сд}(t)$:

$$J_{\xi, \eta}^r(t - 2\tau_3) = \int \dot{h}_{сд}(\tau) \cdot \dot{u}_{прм}(\xi, \eta, t - 2\tau_3 - \tau) d\tau \quad (7)$$

$$= \dot{h}_{сд}(t) * \dot{u}_{прм}(\xi, \eta, t - 2\tau_3).$$

После раскрытия $\dot{u}_{прм}$ по формуле (6) получим

$$J_{\xi, \eta}^r(t - 2\tau_3) = L^2 \cdot K_{отт} \cdot \dot{h}_{сд}(t) * \dot{u}_{прд}(t - 2\tau_3) * \dot{h}_a(\xi, \eta, t), \quad (8)$$

где задержка отражённого сигнала однозначно связана с наклонной дальностью: $\tau_3 = \frac{r_n}{c}$.

Для оценки зависимости вида одномерной ФО по дальности от отклонения луча АФАР с использованием формулы (8) можно, предполагая, что характеристики приёмопередающих модулей и подходящих к ним ветвей тракта АФАР идентичны, учесть влияние составляющей импульсной характеристики, не зависящей от x, y, ξ, η , на вид зондирующего и принимаемого сигналов в функциях $\dot{u}_{прд}(t)$ и $\dot{h}_{сд}(t)$, оставив в (4) и (5) только характеристики, регулируемые при перестройке диаграммы направленности (ДН). Тогда одномерная ФО по дальности, определяемая (8), при нулевом отклонении луча будет иметь вид:

$$J_{0,0}^r(t - 2\tau_3) = L^2 \cdot K_{отт} \cdot \dot{h}_{сд}(t) * \dot{u}_{прд}(t - 2\tau_3),$$

а в общем случае

$$J_{\xi, \eta}^r(t - 2\tau_3) = J_{0,0}^r(t - 2\tau_3) * \dot{h}_a(\xi, \eta, t).$$

2. Анализ влияния АФАР на характеристики функции отклика

Для анализа полученной функции отклика в качестве характеристик качества могут быть взяты:

1. Относительная комплексная амплитуда главного максимума

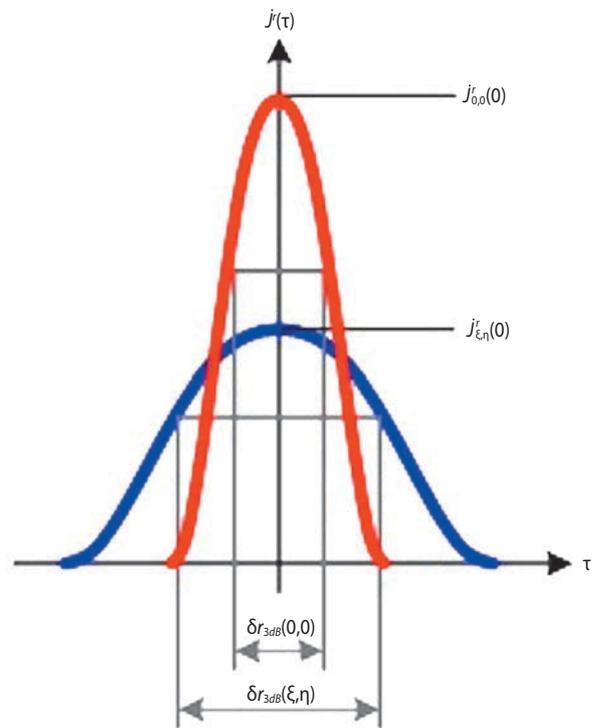


рисунок 4. Получение величины, обратной относительной ширине главного лепестка одномерной функции отклика по уровню минус 3 дБ

$$G_{max}(\xi, \eta) = \frac{J_{\xi, \eta}^r(0)}{J_{0,0}^r(0)}, \quad (9)$$

где $J_{\xi, \eta}^r(0)$ – амплитуда главного максимума одномерной ФО, определяемой по формулам (7), (8).

2. Величина, обратная относительной ширине главного лепестка одномерной ФО по уровню минус 3 дБ в направлении наклонной дальности,

$$G_{3dB}(\xi, \eta) = \frac{\delta r_{3dB}(0,0)}{\delta r_{3dB}(\xi, \eta)}, \quad (10)$$

где $\delta r_{3dB}(\xi, \eta)$ – ширина одномерной ФО $J_{\xi, \eta}^r(t - 2\tau_3)$ по уровню минус 3 дБ с учётом $\tau_3 = \frac{r_n}{c}$.

Наглядно это представлено на рисунке 4.

3. Величина, обратная относительной ширине главного лепестка одномерной ФО по СКО в направлении наклонной дальности,

$$G_{2\sigma}(\xi, \eta) = \frac{\delta r_{2\sigma}(0,0)}{\delta r_{2\sigma}(\xi, \eta)}, \quad (11)$$

где $\delta r_{2\sigma}(\xi, \eta)$ – ширина одномерной ФО $J_{\xi, \eta}^r(t - 2\tau_3)$ по среднеквадратичному разбросу задержек, определяемая по формулам:

$$\delta r_{2\sigma}(\xi, \eta) = c \cdot \sigma_\tau;$$

$$\sigma_\tau = \sqrt{\frac{\int_{-\infty}^{\infty} (\tau - \tau_{cp})^2 |J_{\xi, \eta}^r(\tau)| d\tau}{\int_{-\infty}^{\infty} |J_{\xi, \eta}^r(\tau)| d\tau}};$$

$$\tau_{\text{ср}} = \frac{\int_{-\infty}^{\infty} \tau \cdot |j'_{\xi, \eta}(\tau)| d\tau}{\int_{-\infty}^{\infty} |j'_{\xi, \eta}(\tau)| d\tau}.$$

Вид приведённых выше функций \dot{G}_{max} , $G_{3\text{dB}}$, $G_{2\sigma}$ выбран таким образом, чтобы обеспечить сходство их свойств: во-первых, $\dot{G}_{\text{max}}(0,0)=G_{3\text{dB}}(0,0)=G_{2\sigma}(0,0)=1$; во-вторых, ухудшение характеристик функции отклика соответствует убыванию каждой из трёх характеризующих её функций.

3. Математическое моделирование АФАР как линейного элемента тракта РСА

Для исследования зависимости функции отклика РСА с АФАР на одиночную точечную цель от направления на цель проведено математическое моделирование. Для упрощения модели учитывались только корреляционные характеристики огибающей зондирующего сигнала. Приведённые ниже результаты такого моделирования соответствуют случаю, когда распределение сдвигов фаз для сигналов на передачу и приём в парциальных трактах АФАР соответствует точному наведению на снимаемую ОЦ. Не учитывалась неравномерность диаграммы направленности одиночного излучателя.

Исследование проводилось в рамках разработки РСА с фазокодовой модуляцией (ФМ) и линейной частотной модуляцией (ЛЧМ); в качестве модели зондирующего сигнала принят прямоугольный импульс, АКФ которого является приближением вида главного лепестка функции отклика одиночного импульса такого сигнала.

Для инвариантности результатов исследования по отношению к размерам антенны и ширине полосы спектра зондирующего сигнала отклонение луча от нормали выражено в безразмерных величинах a , b , описывающих отношение разностей хода плоской волны от крайних точек апертуры к длине элементарного импульса в пространстве:

$$a = \frac{\xi \cdot X_a}{c \cdot \tau_{\text{и}}}; \quad b = \frac{\eta \cdot Y_a}{c \cdot \tau_{\text{и}}},$$

где $\tau_{\text{и}}=1/\Delta F$ – величина, обратная ширине спектра зондирующего сигнала.

В частности, для прямоугольной антенны с размерами $X_a=2$ м и $Y_a=8$ м при частоте фазовой манипуляции $\Delta F=200$ МГц, приблизительно равной ширине спектра, $a=0,5$ соответствует отклонению луча от нормали на 22° (угол места), $b=0,5$ – отклонению на $5,8^\circ$ (азимут). Учитывая тенденцию к увеличению ширины спектра в 6 раз (до 1200 МГц), следует учитывать возможность деградации функции отклика при существенно меньших углах отклонения луча.

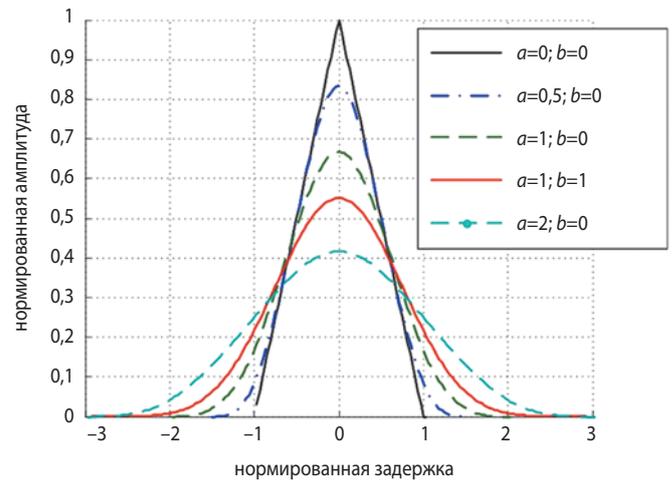


рисунок 5. Деградация одномерной функции отклика по дальности при отклонении луча

В качестве критериев качества ФО рассматривались нормированные величины её максимальной амплитуды (9), ширины по уровню 3 дБ (10) и ширины по удвоенному СКО задержки (11), где для каждой из трёх величин за единицу принято её значение при направлении, перпендикулярном плоскости апертуры. Значения этих величин без нормировки для сигнала с модуляцией ФМ равны соответственно:

$$|\dot{G}_{\text{max}}(0,0)|=1;$$

$$G_{3\text{dB}}(0,0)=(2-\sqrt{2}) \tau_{\text{и}} \approx 0,586\tau_{\text{и}};$$

$$G_{2\sigma}(0,0)=\sqrt{\frac{2}{3}} \tau_{\text{и}} \approx 0,816\tau_{\text{и}}.$$

Рисунок 5 иллюстрирует деградацию функции отклика при увеличении отклонения луча.

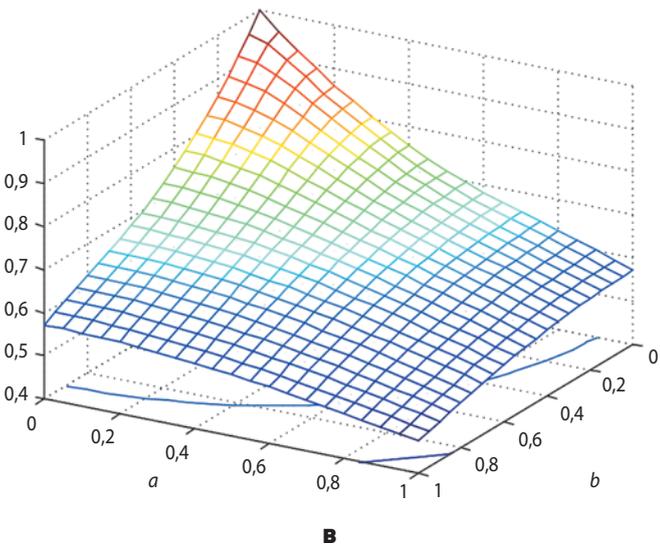
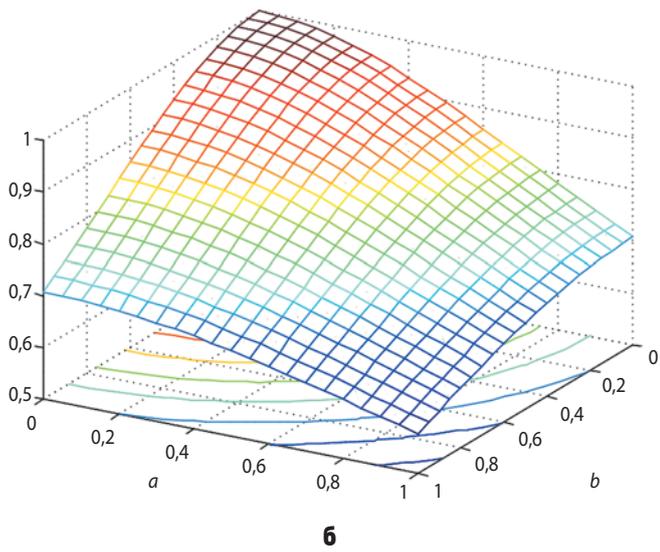
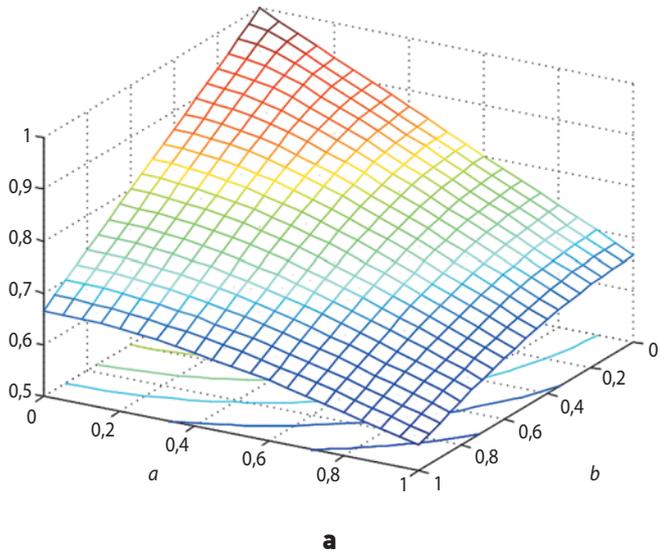
За единицу нормированной амплитуды ФО принята амплитуда максимума ФО при нацеливании АФАР перпендикулярно плоскости апертуры ($a=0$, $b=0$), за единицу нормированной задержки – длительность элемента модулирующей последовательности $\tau_{\text{и}}$.

На рисунках 6а–6в приведены зависимости каждой из трёх величин $|\dot{G}_{\text{max}}(a,b)|$, $G_{3\text{dB}}(a,b)$, $G_{2\sigma}(a,b)$ от a , b в виде поверхностей при $0 \leq a \leq 1$, $0 \leq b \leq 1$.

На рисунках 7а–7в приведены в логарифмическом масштабе семейства сечений двумерных графиков характеристик качества одномерной функции отклика $G_{\text{xx}}(a,b)$, изображённых на рисунках 6а–6в, тремя вертикальными плоскостями: $b=0$ (сканирование по углу места), $b=0,5a$ и $b=a$ (сканирование в скошенных направлениях).

На рисунке 8 приведено сравнение зависимостей величины, обратной относительной ширине главного лепестка одномерной ФО по уровню минус 3 дБ в направлении наклонной дальности от a , b при фазокодовой и линейной частотной модуляции зондирующего сигнала.

О ПОСТРОЕНИИ АКТИВНЫХ ФАЗИРОВАННЫХ АНТЕННЫХ РЕШЁТОК ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ РАДИОЛОКАТОРОВ С СИНТЕЗИРОВАННОЙ АПЕРТУРОЙ ВЫСОКОГО РАЗРЕШЕНИЯ

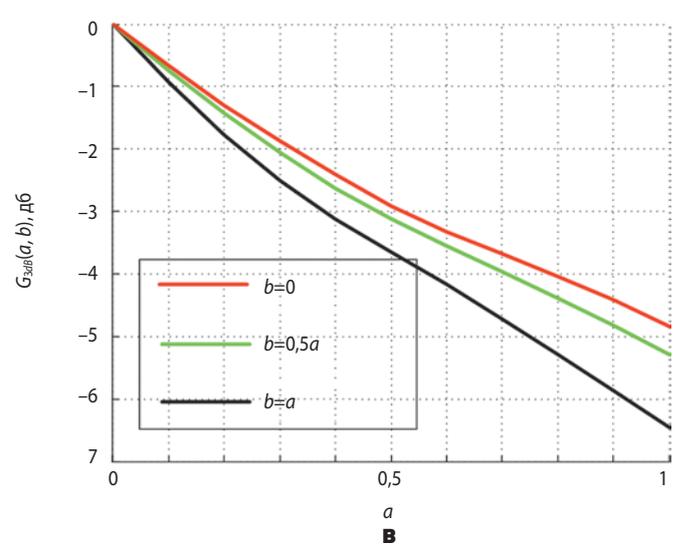
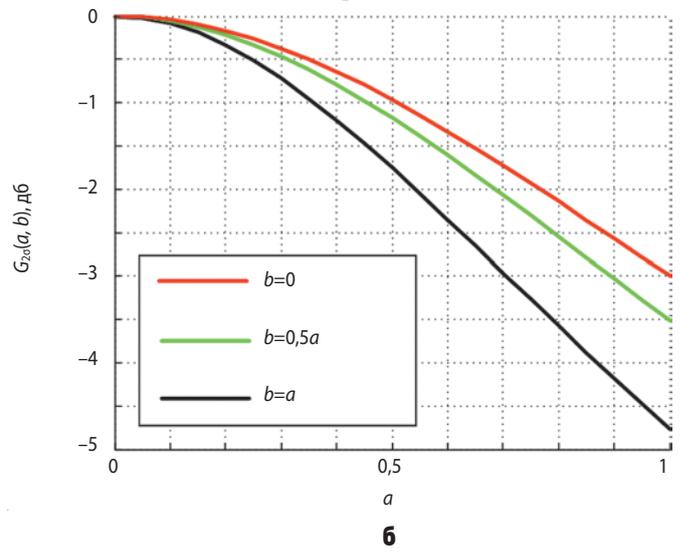
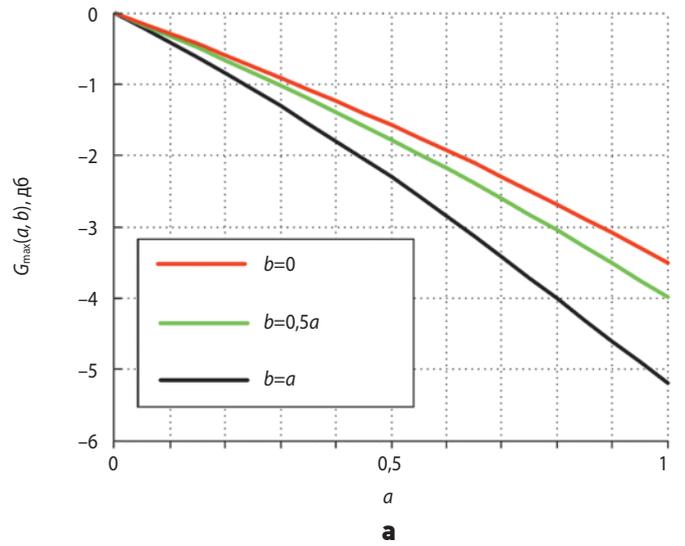


а – $G_{\max}(a, b)$;

б – $G_{2\sigma}(a, b)$;

в – $G_{3dB}(a, b)$.

рисунок 6. Изменение характеристик качества одномерной функции отклика при электронном перенацеливании

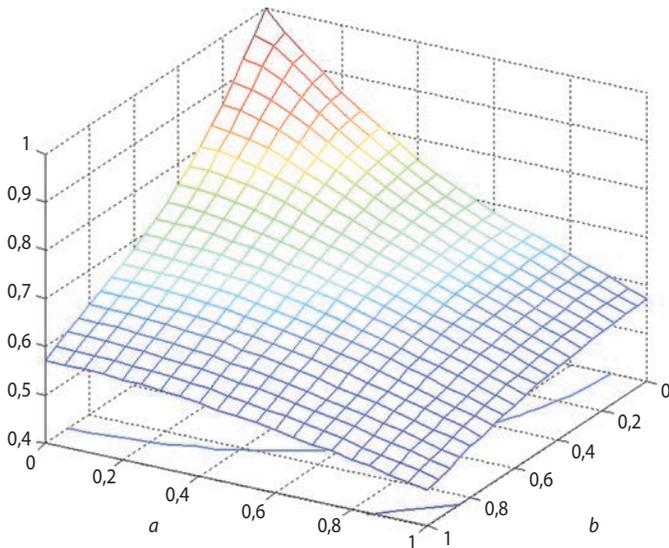


а – $20 \cdot \lg G_{\max}(a, b)$;

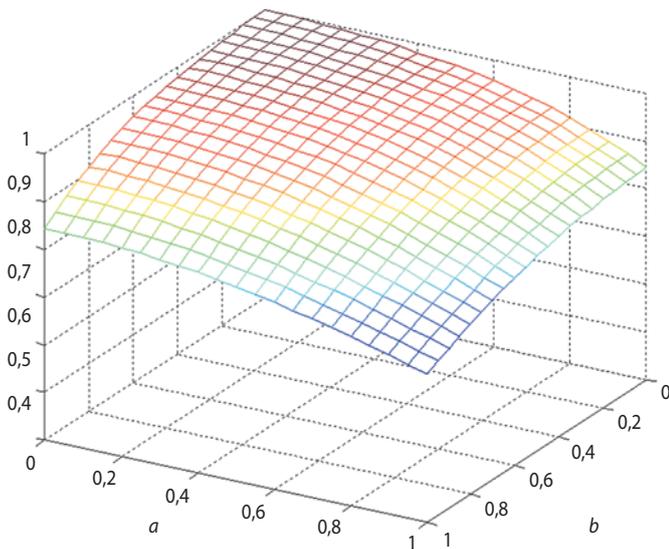
б – $20 \cdot \lg G_{2\sigma}(a, b)$;

в – $20 \cdot \lg G_{3dB}(a, b)$.

рисунок 7. Изменение характеристик качества одномерной функции отклика при электронном сканировании в трёх направлениях



а



б

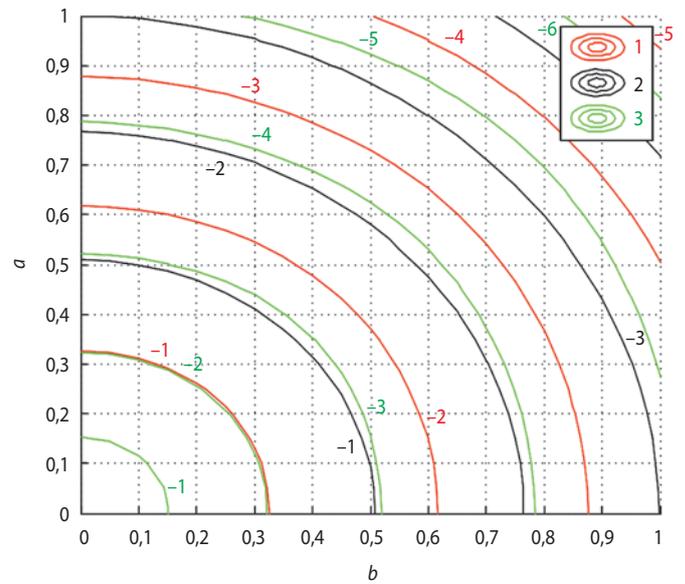
а – ФМ сигнал;
б – ЛЧМ сигнал.

рисунок 8. Сравнение диаграмм направленности АФАР по ширине функции отклика при двух видах модуляции сигнала

На рисунке 9 приведены горизонтальные сечения диаграмм $20 \cdot \lg |\hat{G}_{\max}(a, b)|$, $20 \cdot \lg G_{3dB}(a, b)$, $20 \cdot \lg G_{2\sigma}(a, b)$ с шагом 1 дБ.

В приведённой модели рассмотрен предельный случай, когда настройки АФАР соответствуют её точному наведению на снимаемую ОТЦ. В данной работе ограничимся постановкой задачи для общего случая.

Зондирующий сигнал, поступающий на вход антенны, имеет вид $\dot{i}_{\text{прд}}(t) = \dot{i}_{\text{мод}}(t)e^{i\omega_0 t}$, где ω_0 – несущая частота; $\dot{i}_{\text{мод}}(t)$ – комплексная огибающая. В этом случае одномерная функция отклика описывается выражением:



- 1** – снижение главного максимума, $20 \cdot \lg G_{\max}(a, b)$;
- 2** – расширение по СКО, $20 \cdot \lg G_{2\sigma}(a, b)$;
- 3** – расширение по уровню 3 дБ, $20 \cdot \lg G_{3dB}(a, b)$.

рисунок 9. Горизонтальные сечения характеристик качества одномерной функции отклика

$$\begin{aligned} \dot{j}_{\xi, \eta}^r(t) &= K_{\text{отц}} L^2 \dot{G}_{\text{изл}}^2(\xi, \eta) \cdot e^{-2i\omega_0 \frac{r_H}{c} x} \\ &\times \left\{ \iint_{(x,y) \in A} \dot{h}_{\text{сд}} \left(\tau + \frac{\xi x + \eta y}{c} \right) e^{i \frac{\omega_0}{c} ((\xi - \xi_0)x + (\eta - \eta_0)y)} dx dy \right\} * \\ &* \left\{ \dot{i}_{\text{прд}} \left(t - 2 \frac{r_H}{c} - \tau + \frac{\xi x + \eta y}{c} \right) e^{i \frac{\omega_0}{c} ((\xi - \xi_0)x + (\eta - \eta_0)y)} dx dy \right\}, \end{aligned} \quad (12)$$

где (ξ_0, η_0) – расчётные координаты наведения луча, в соответствии с которыми установлены фазовращатели АФАР; $\dot{G}_{\text{изл}}(\xi, \eta)$ – комплексный коэффициент усиления одиночного излучателя.

Во всех приведённых выше формулах t – «быстрое» время.

Для исследования влияния рассмотренных характеристик АФАР на сжатие по азимуту (Школьный Л.А. и др., 2008) и вид двумерной ФО необходимо учесть следующие свойства величин, входящих в (12).

Если ось координат Oy на плоскости антенны выбрана вдоль направления полёта, то ξ_0, ξ – соответственно угол места луча антенны и снимаемой ОТЦ, которые в течение синтеза апертуры постоянны; η_0 – текущий азимут снимаемой ОТЦ, являющийся функцией от «медленного» времени; η_0 – азимут луча антенны, поведение которого определяется режимом съёмки: в режиме наилучшего разрешения (проекторном) достаточно плавно (благодаря большому числу излучателей и мелкой дискретности фазовращателей) изменяется как функция от «медленного» времени таким образом, что $\eta - \eta_0 = \text{const}$ в течение

синтеза апертуры; в остальных режимах $\eta_0 = \text{const}$ на всём интервале синтезирования или на отдельных его участках, в частности при боковом обзоре $\eta_0 = 0$. Наклонная дальность r_n также является функцией от «медленного» времени.

заклучение

Таким образом, моделирование подтверждает, что при расширении спектра зондирующего сигнала радиолокатора, использующего АФАР с электронным перенацеливанием, достижимая разрешающая способность по дальности ограничивается величиной, связанной с размерами антенны, при этом ограничения становятся существенными при увеличении углов отклонения луча. Для преодоления этих ограничений возможно разделение АФАР на группы излучателей с приёмопередающими модулями в пределах участков, размеры которых совместно с требуемыми отклонениями луча, согласно приведённому выше расчёту, соответствуют ухудшению выбранного параметра качества не более чем на 3 дБ. Тракты распределения зондирующего и сбора принимаемого сигналов должны иметь отдельные ветви для каждой группы с управляемыми линиями задержки для компенсации разностей хода сигнала. В зависимости от максимальных размеров участка полотна АФАР, в пределах которого допустимое ухудшение качества ФО обеспечивается при равномерной задержке, и количества входящих в него излучателей целесообразно либо оборудовать управляемой линией задержки каждый приёмопередающий модуль, либо включать в состав АФАР по одному регулируемому элементу на группу излучателей.

Приведённый анализ показывает, что использование АФАР с электронным перенацеливанием в качестве антенной системы РСА требует:

- разработки и реализации конструкторских и схемотехнических решений для компенсации разброса задержек сигнала, обусловленного размерами антенны;
- обязательного контроля характеристик сквозного тракта, включая АФАР, по критериям качества функции отклика на одиночную точечную цель.

список литературы

Верба В.С., Неронский Л.Б., Турук В.Э. Перспективные технологии цифровой обработки радиолокационной информации космических РСА / Под ред. В.С. Вербы. М.: Радиотехника, 2019. 416 с.

Ефанов С.В., Клименко Н.Н., Семункина В.В., Шостак С.В. Космическая система дистанционного зондирования Земли на базе космического аппарата

«АРКОН»: к 20-летию первого запуска // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 4. С. 25-34.

Заключительные акты ВКР-15. Всемирная конференция радиосвязи. Женева, 2015 г. [Электронный ресурс]. Систем. требования: Adobe Acrobat Reader. Дата обновления: 04.04.2016 URL: https://www.itu.int/dms_pub/itu-r/opb/act/R-ACT-WRC.12-2015-PDF-R.pdf (дата обращения: 10.10.2021).

Занин К.А. Обобщённый метод определения разрешающей способности радиолокатора с синтезированием апертуры // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 1. С. 4-12.

Занин К.А., Москатиньев И.В. Основные подходы к априорной оценке качества сквозного информационного тракта космического радиолокатора с синтезированием апертуры // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2021. № 2. С. 8-16.

Клименко Н.Н., Занин К.А. Новое поколение космических аппаратов для наблюдения за морской обстановкой // Воздушно-космическая сфера. 2019. № 2. С. 72-82.

Лепёхина Т.А. Системный подход к созданию сложных радиотехнических комплексов – путь к успеху // Материалы научной конференции «Зеленоград – космосу». М.; Зеленоград, 2011. С. 53-60.

Лепёхина Т.А., Николаев В.И. Вопросы экспериментального подтверждения сквозных характеристик космических радиолокаторов с синтезированной апертурой // Материалы XVIII международной научно-технической конференции «Радиолокация, навигация, связь» (RLNC*2012). Воронеж, ОАО «Концерн «Созвездие». 2012. Т. 3. С. 1725-1737.

Лепёхина Т.А., Николаев В.И., Сиганьков В.И. Особенности характеристик АФАР при широкополосном зондирующем сигнале // Труды 27-го Всероссийского симпозиума «Радиолокационное исследование природных сред». 2012. Т. 2. С. 99-110.

Лепёхина Т.А., Николаев В.И., Чарыков И.В. Особенности характеристик АФАР дозорного радиолокатора в режимах РСА высокого разрешения // 28-я Международная Крымская конференция «СВЧ-техника и телекоммуникационные технологии: материалы конференции. 2018. С. 1744-1748.

Школьный Л.А., Толстов Е.Ф., Детков А.Н. и др. Радиолокационные станции воздушной разведки, дешифрование радиолокационных изображений / Под ред. Л.А. Школьного. М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2008. 531 с.

Статья поступила в редакцию 29.10.2021

Статья после доработки 01.11.2021

Статья принята к публикации 01.11.2021

ПРОГНОЗИРОВАНИЕ БЕЗОПАСНОСТИ КА ПРИ РАЗРАБОТКЕ. СИСТЕМНЫЙ ПОДХОД

PREDICTION OF SPACECRAFT SAFETY DURING DEVELOPMENT. SYSTEMS APPROACH



Ю.А. Матвеев¹,
профессор, доктор
технических наук,
matveev_ya@mail.ru;
Yu.A. Matveev

Рассмотрены вопросы безопасности КА как системотехническая проблема. Обсуждаются основные подходы, которые используются при определении безопасности техники; дано определение безопасности сложных организационно-технических систем (ОТС); приведены особенности постановки и решения задач проектирования КА с учётом требований безопасности. На модельном примере исследовано влияние требований к безопасности ОТС на выбор рациональных параметров системы.

Ключевые слова:

*космический аппарат;
безопасность; свойство;
состояние системы;
определение;
условия безопасности;
задача проектирования;
требование безопасности;
алгоритм; модели оценки безопасности.*

DOI: 10.26162/LS.2022.48.98.007

ВВЕДЕНИЕ

Проблеме обеспечения безопасности техники и технологии в наше время уделяется все больше внимания. Известный опыт показывает, что чем сложнее техника, чем больше размерность создава-

The issues of spacecraft safety are considered as a system-technical problem. The main approaches that are used in determining the safety of technology are discussed, the definition of the safety of complex organizational and technical systems (OTS), the specifics of the formulation and solution of spacecraft design problems taking into account safety requirements are given. Using a model example, the influence of the safety requirements for the OTS on the choice of rational parameters of the system is investigated.

Keywords:

*spacecraft;
safety; property;
system state;
definition;
safety conditions;
design problem;
safety requirement;
algorithm; safety assessment models.*

емых технических и организационно-технических систем, тем острее встают вопросы безопасности.

Надо сказать, что проблема безопасности, конечно, не новая. По существу, в той или иной мере вопро-

¹ ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», Россия, г. Москва.

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

сы безопасности возникают при любой сознательной деятельности людей. В различных областях техники и технологий по-своему решаются вопросы безопасности объектов. Естественно, большое внимание уделяется проблеме безопасности в ракетно-космической области (Щеверов Д.Н., 1989; Щеверов Д.Н., Матвеев Ю.А., Булавкин В.В., 1995; Методы обработки научных и народнохозяйственных РКК, 1995; Чалый Б.В., Ярыгин Ю.Н., 1997; Золотов А.А., 1995; Анцилович Л.А., 1985; Золотов А.А., Матвеев Ю.А., Шаевич С.К., 2002; Кирилин А.Н., Ахметов Р.Н., Соллогуб А.В., Макаров В.П., 2010; Шевченко С.Н., 2019). Выдающиеся достижения космонавтики, создание долгоживущих космических аппаратов и космических систем на предприятии «АО НПО им. С.А. Лавочкина» во многом стали возможными благодаря решению проблем надёжности, живучести и безопасности (Ефанов В.В., Мошнеев А.А., 2021; Ефанов В.В., Мошнеев А.А., 2021; Мошнеев А.А., Ширшаков А.Е., 2020).

Если в прошлые годы проблемы безопасности решались в процессе реализации технических проектов, то сегодня при создании сложных технических и организационно-технических систем, решение проблем безопасности их существования рассматривается с упреждением на ранних этапах разработки. Такой подход, как показывает анализ, позволяет избежать многих потерь, потенциально возможных при использовании опытно-теоретического метода обеспечения безопасности, продлить сроки эффективного существования техники.

Остановимся на основных подходах, которые используются при определении безопасности техники; дадим определение безопасности сложных организационно-технических систем; рассмотрим особенности постановки и решения задач проектирования КА с учётом требований безопасности; на модельном примере покажем влияние требований к безопасности ОТС на выбор рациональных параметров системы.

1. Основные подходы к определению безопасности технических систем

В зависимости от позиции исследователя можно выделить три подхода к определению безопасности техники:

1. Безопасность как безопасная техника – т.е. представление о свойстве техники не оказывать отрицательного воздействия на людей и окружающие предметы при отказах.

2. Безопасность как свойство живучести (жизнестойкости) техники при отказах подсистем и изменении условий применения.

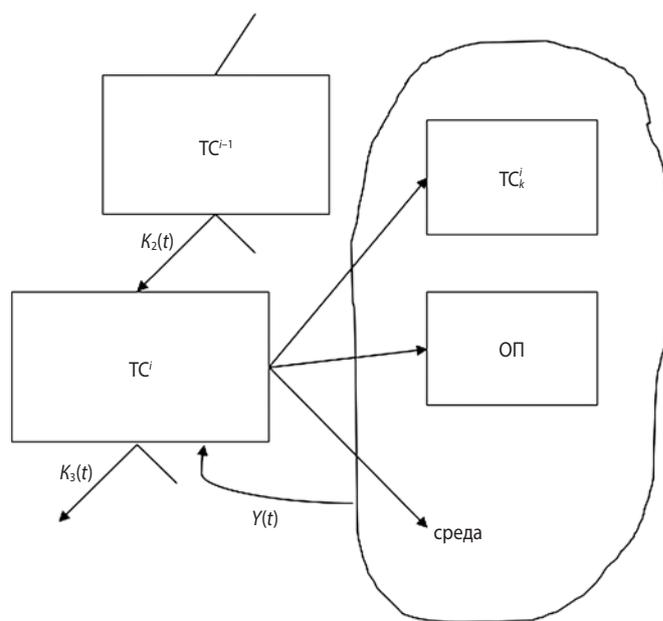


рисунок 1. Определение внешних функциональных связей технических систем

3. Безопасность как безопасное состояние ОТС, при котором выполняются условия существования и развития системы в случае динамики внешних и внутренних функциональных связей, возможных отказов (снижения работоспособности) подсистем.

Дадим формальное определение безопасности техники, используя системные представления и рассматривая функциональные связи и структуру объекта. На рисунке 1 показано взаимодействие рассматриваемого объекта (технической системы – ТС) с другими объектами и со средой (окружающей природой). Выделенная техническая систем TC^i входит как подсистема в систему более высокого уровня TC^{i-1} (здесь i – уровень управления разработкой). Соответственно имеют место функциональные связи объекта в системе TC^{i-1} (внешние) $K_2(t)$. Одновременно TC^i сама является сложной системой, включает ряд подсистем TC^{i+1}_k . Свойства TC^i зависят

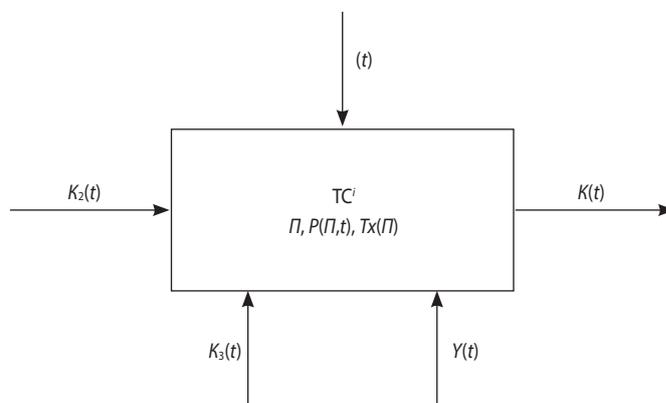


рисунок 2. К определению безопасности техники: модель технической системы

от свойств входящих подсистем и внутренних связей $K_3(t)$. Компоненты вектора $K_2(t)$, по сути, определяют функциональные связи и параметрические ограничения, обусловленные взаимодействием $ТС^i$ с другими подсистемами в системе $ТС^{i-1}$. При изолированном исследовании свойств $ТС^i$ учитывается влияние внутренних и внешних связей, используется метод (принцип) обрыва связей и замены их реакциями (Щеверов Д.Н., 1989). Кроме выделенных связей, имеет место взаимодействие $ТС^i$ с окружающей средой ($V(t)$ – вектор параметров, факторов воздействия окружающей среды на $ТС^i$), с обслуживающим персоналом (ОП), другими системами, рассматриваемыми на i -м уровне управления разработкой системы.

На рисунке 2 представлена формальная модель системы, на которой показаны те факторы, которые учитываются при формировании соответствующей математической модели для определения основных свойств (характеристик) системы $K(t)$. Здесь $K(t)$ – вектор показателей основных свойств системы. Это сложный вектор, который включает четыре группы показателей, определяющих основные свойства $ТС$, а именно вектор показателей функциональной (целевой) эффективности $W(\cdot)$; вектор показателей $C(\cdot)$, определяющий затраты ресурсов на обеспечение создания и функционирования $ТС^i$; вектор $Tr(\cdot)$ – компоненты которого определяют трудоёмкость работ, затраты времени на разработку и производство и вектор $Pr(\cdot)$ – показателей производительности выполнения системой соответствующих работ. Показатели функциональной эффективности $W(\cdot)$, а также показатели $C(\cdot)$, $Tr(\cdot)$, $Pr(\cdot)$ зависят от свойств подсистем $ТС^{i+1}_k$, а также от функциональных связей, внешних и внутренних. Заметим, что так как $ТС^i$ является подсистемой $ТС^{i-1}$ и выполняет в ней определённые функции, то, очевидно, показатель эффективности $ТС^i$ обозначает величину выполнения функционального требования, т.е. должно быть $Wn(\cdot) = K_2n(\cdot)$, где n – номер компоненты вектора $W(\cdot)$ и вектора $K_2(\cdot)$.

При разработке математических моделей, используемых при проектировании $ТС^i$, формируются зависимости

$$K(t) = f(\Pi, P(\cdot), \varphi(\cdot), Tx(\cdot), K_3(t), K_2(t), V(t)),$$

где Π – вектор параметров, которые определяют структуру, состав, проектные параметры $ТС^i$; $P(\cdot)$ – вектор-функция, определяющая процесс отработки и обеспечения надёжности $ТС^i$; $\varphi(\cdot)$ – обобщённая функция управления движением $ТС^i$ (например, управление движением ЛА); $Tx(\cdot)$ – вектор параметров технологий, используемых при реализации проекта (при создании $ТС^i$).

Определение 1. Безопасность техники (безопасная техника) – это свойство техники не оказывать отрицательного воздействия на человека, окружающие объекты и природную среду при отказах, потере работоспособности (Чалый Б.В., Ярыгин Ю.Н., 1997; Золотов А.А., 1995).

При нормальном функционировании (без отказов) техника, по определению, безопасна, т.е. если функциональные показатели отвечают предъявляемым требованиям, то отсутствуют отказы и техника безопасна. Формально можно записать условие безопасности техники:

$$W(\dots) \subset W(t)^{\exists} \forall t \in T,$$

где $W(t)^{\exists}$ – область допустимых значений показателей функциональной эффективности $ТС^i$; T – рассматриваемый период времени.

Если учесть возможные случайные отклонения условий функционирования и динамику внутренних связей (надёжности подсистем $ТС^i$), то величину безопасности определяют как вероятность того, что показатели функциональной эффективности не будут выходить за допустимые пределы:

$$P_b = \text{вер}(W(\dots) \subset W(t)^{\exists}, \forall t \in T).$$

В случае, когда Π , $\varphi(\cdot)$, $Tx(\cdot)$, $K_3(t)$, $K_2(t)$, $V(t)$ – заданы, условие безопасности можно переписать в виде:

$$P_b = \text{вер}(P(\cdot) \geq P^{\exists}(t), \forall t \in T).$$

Здесь $P(\cdot)$ – надёжность функционирования $ТС^i$ в рассматриваемый период времени T , т.е. требование безопасности техники связано с требованием её высокой надёжности.

Заметим, что $P(\cdot) = P(\Pi, Tx(\cdot), u(t))$, т.е. зависит от параметров Π , $Tx(\cdot)$ и управления обеспечением надёжности – $u(t)$. Отсюда для выполнения требований безопасности при заданных Π и $Tx(\cdot)$ должно быть обеспечено эффективное управление обеспечением надёжности.

Для того чтобы техника не оказывала отрицательного воздействия на окружающие объекты, вводят дополнительные устройства, защищающие эти объекты. Тогда, если ввести (определить) вероятность нормального функционирования окружающих объектов при отказах $ТС - P_{\text{сac}}(t, \Pi_{\text{сac}})$, где $\Pi_{\text{сac}}$ – параметры устройств, используемых для спасения окружающих объектов, то оценка безопасности функционирования $ТС$ примет вид:

$$P_b = 1 - (1 - P(t))(1 - P_{\text{сac}}(t, \Pi_{\text{сac}})).$$

Здесь $(1 - P(t))$ – вероятность отказа $ТС$, $(1 - P_{\text{сac}}(t, \Pi_{\text{сac}}))$ – вероятность того, что не сработает система защиты и будет отрицательное воздействие на окружающие объекты и природную среду; P_b – вероятность безопасного функционирования $ТС$ ($ТС^i$).

Таким образом, при таком подходе к определению безопасности техники для обеспечения высокой безопасности в основном решаются вопросы надёжности и в случае, когда вводятся устройства защиты окружающих объектов, расширяется постановка задачи проектирования ТСⁱ, одновременно с оптимизацией параметров ТСⁱ выбираются рациональные параметры средств защиты.

В рассмотренном случае оценка безопасности проводится при том условии, что внешние и внутренние функциональные связи для ТСⁱ не меняются, т.е. заданы условия функционирования. Однако при использовании сложных ТС и при длительном периоде их применения T условия применения Y(t) могут меняться. Одновременно возможны отказы подсистем, сбой программного обеспечения (Кирилин А.Н., Ахметов Р.Н., Соллогуб А.В., Макаров В.П., 2010), и работоспособность ТСⁱ, эффективность выполнения функциональных (целевых) задач будут уменьшаться. В таком случае проводят мероприятия по повышению живучести техники, при оценке эффективности техники дополнительно проводят оценку живучести.

Определение 2. Живучесть – свойство техники – ТСⁱ противостоять воздействию дестабилизирующих факторов, внешних и внутренних (внешняя среда, отказ оборудования, ошибки бортового программного обеспечения), для поддержания в заданных пределах показателей эффективности при возникновении аномальных условий полёта (Кирилин А.Н., Ахметов Р.Н., Соллогуб А.В., Макаров В.П., 2010).

На рисунке 3 приведена модель ТС, которая устанавливает основные факторы, влияющие на выходные характеристики эффективности ТС (или ОТС) – K(t). Как показано выше, вектор K(t) включает показатели функциональной (целевой) эффективности W(t), показатели затрат ресурсов на обеспечение работоспособности системы (затрат на реализацию проекта C(t)), показатели оценки трудоёмкости работ – сроки реализации проекта (Tp(t)):

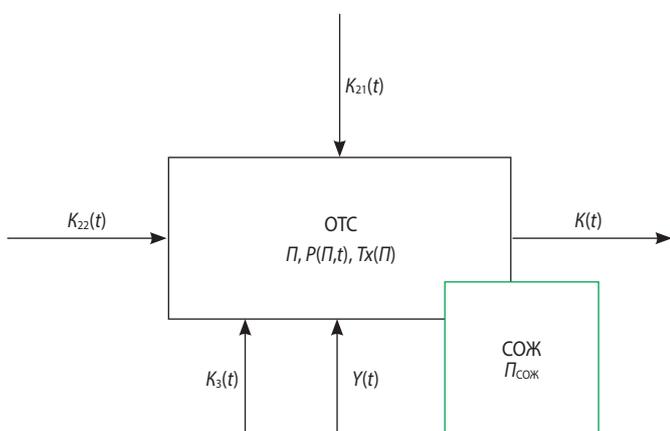


рисунок 3. К определению живучести: модель технической системы

$$K(t) = (W(t), C(t), Tp(t))^T.$$

Очевидно, для оценки живучести ТС в данном случае можно воспользоваться статистическим (вероятностным) подходом:

$$P_{ж} = \text{вер}(W(t) \subset W(t)^{\min \text{зд}}, \forall t \subset T_2).$$

Здесь вектор $W(t) = (W_i(t), i=1, n)$

(Например, для КА ДЗЗ $W(t) = (\lambda, \Theta, v, \Delta T, P(t), T_{\text{сac}})^T$, где λ – линейное разрешение на местности; Θ – информационная производительность; v – частотный диапазон работы приборов наблюдения; ΔT – периодичность наблюдения; $P(t)$ – надёжность функционирования КА; $T_{\text{сac}}$ – срок активного существования; T_2 – рассматриваемый период времени. При наличии ряда показателей эффективности проведение интегральной оценки эффективности может иметь проблемы (Кирилин А.Н., Ахметов Р.Н., Соллогуб А.В., Макаров В.П., 2010).

Одновременно W(t) зависит от ряда факторов (параметров):

$$W(t) = f(\Pi, P(\cdot), \varphi(\cdot), Tx(\cdot), K_3(t), K_2(t), Y(t)),$$

где Π – вектор проектные параметры объекта – ТС; $K_3(t)$ – параметры, определяющие внутренние связи подсистем ТС (надёжность подсистем); $Y(t)$ – вектор параметров, определяющих условия применения ТС в период T2.

При постановке задачи проектирования ТС с учётом требований живучести полагают, что $K_3(t) \subset \mathbf{K}_3(t)^{\text{зд}}$ и $Y(t) \subset \mathbf{Y}(t)^{\text{зд}}$, где $\mathbf{K}_3(t)^{\text{зд}}$ и $\mathbf{Y}(t)^{\text{зд}}$ допустимые области изменения внутренних связей и условий применения.

Для обеспечения живучести техники используют дополнительные ресурсы, вводят избыточность: структурную, информационную, управленческую, ресурсную. Одновременно в структуру ТС вводят подсистему обеспечения живучести (СОЖ). Подсистемы обеспечения живучести (СОЖ) (или функции СОЖ) могут входить в БКУ – бортовой комплекс управления (Кирилин А.Н., Ахметов Р.Н., Соллогуб А.В., Макаров В.П., 2010).

В зависимости от объёма избыточности и эффективности её использования меняются живучесть техники, затраты на реализацию проекта, увеличивается трудоёмкость работ.

Постановка задачи проектирования ТС с учётом требований живучести и разработка методов её решения при создании сложной техники является актуальной проблемой.

Для ОТС вопросы безопасности рассматриваются ещё шире – как безопасность существования ОТС при изменении условий функционирования, изменении внешних и внутренних связей $K_3(t)$, $Y(t)$ и динамики целей, т.е. при изменении требований к системе $K_2(t)$ в случае длительного периода эксплуатации.

Важно, что при таком подходе величина и сам показатель безопасности могут меняться, т.е. меняются состав вектора $K_2(t)$ и допустимые значения показателей безопасности (может быть определено минимально допустимое множество таких показателей $K_2^{\min \text{зд}}(t)$):

$$K_2(t) \supset K_2^{\min \text{зд}}(t).$$

Заметим, что для обеспечения существования системы в новых условиях должна видоизменяться сама система (состав, структура, функциональные связи). Отсюда вопросы модернизации техники и создания модификаций можно рассматривать как следствие решения проблемы безопасности разработки (Щеверов Д.Н., Матвеев Ю.А., Булавкин В.В., 1995).

Определение 3. Безопасность системы – состояние, при котором выполняются основные функции системы и условия существования, а именно: совместности, становления организации (актуализации и сосредоточения функций), регуляции (снижения дисфункций), совершенствования организации (лабильности – подвижности структурных связей) и направленного развития (оптимального управления, экономии ресурсов и др.) (Золотов А.А., Матвеев Ю.А., Шаевич С.К., 2002).

На рисунке 4 приведена формализованная модель ОТС. Определены факторы, влияющие на выходные показатели. Можно записать:

$$K(t) = f(\Pi, P(\cdot), \varphi(\cdot), Tx(\cdot), K_3(t), K_2(t), Y(t), \text{МЭИ}(t), \forall t \in T_3).$$

Как и раньше $K(t)$ – сложный вектор:

$$K(t) = (W(t), C(t), Tp(t))^T,$$

здесь $\text{МЭИ}(t)$ – вектор, компоненты которого определяют материалы, энергию, информацию, необходимые (используемые) ОТС при выполнении функциональных задач (при функционировании).

В этом случае безопасность существования ОТС определяется как состояние, при котором выполняется условие

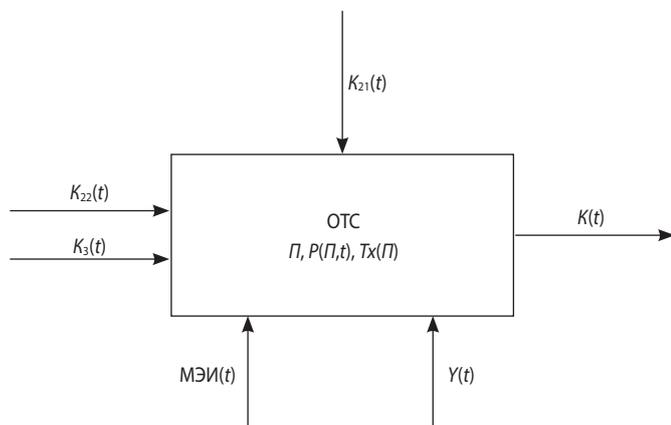


рисунок 4. К определению безопасности ОТС: функциональная модель ОТС

$$K(t) \subset K(t)^{\min \text{зд}}, \forall t \in T_3,$$

где $K(t)^{\min \text{зд}}$ – допустимая область (множество) изменений $K(t)$, для каждого элемента которого выполняются условия существования и развития ОТС.

Или при учёте случайных факторов

$$K_3(t) \subset \Omega_3(t)^{\text{зд}} \text{ и } Y(t) \subset \Omega(t)^{\text{зд}},$$

где $\Omega_3(t)^{\text{зд}}$, $\Omega(t)^{\text{зд}}$ – заданные вероятностные пространства изменения $K_3(t)$ и $Y(t)$ соответственно:

$$\Omega_3(t)^{\text{зд}} = \Omega_3(MK_3(t), \sigma K_3(t))^{\text{зд}} \text{ и } \Omega(t) = \Omega(M(t), \sigma Y(t)^{\text{зд}})$$

безопасность существования ОТС определяется как вероятность того, что

$$P_{\text{без}} = \text{вер}(K(t) \subset K(t)^{\min \text{зд}}, \forall t \in T_3).$$

В связи с таким определением безопасности отметим, что речь здесь идет о векторе $K(t)$, а не только о векторе функциональной эффективности $W(t)$.

Применение такого показателя безопасности ОТС имеет свои особенности. Проблему представляет определение состава вектора $K(t)$. Возможна постановка вопроса об установлении единого показателя безопасности. Обычно используются приёмы, которые применяются при решении многокритериальных проектных задач (метод «свертки», метод ограничений и др.). Проблему представляет также нахождение допустимой области изменения выделенных показателей безопасности ОТС – $K(t)^{\min \text{зд}}$. При решении этих вопросов обычно используются опытно-теоретические приемы и методы экспертных оценок.

Проблему представляет установление зависимостей

$$K(t) = f(\Pi, P(\cdot), \varphi(\cdot), Tx(\cdot), K_3(t), K_2(t), Y(t), \text{МЭИ}(t), \forall t \in T_3).$$

Установление таких зависимостей проводится одновременно с разработкой математических моделей (проектных зависимостей) ОТС, определяющих значения выходных показателей $W(t)$, $C(t)$, $Tp(t)$ как функции выбираемых проектных параметров $\Pi(t)$, управления функционированием $\varphi(\cdot)$, процесса отработки и обеспечения надёжности $P(\cdot)$ и др. Здесь также используются опытно-теоретические методы и эвристические приёмы.

Указанные моменты связаны с постановкой и решением задачи проектирования ОТС с учётом требований безопасности.

2. Задача проектирования ОТС с учётом требований безопасности

Задача проектирования ОТС с учётом требований безопасности сводится к определению параметров ОТС, параметров процесса отработки и обеспечения надёжности, закона управления функционированием, а также, в общем случае, параметров подсистемы обеспечения безопасности, при которых выполняются требования функциональной эффективности ОТС,

трудоёмкости работ при разработке и производстве, требования безопасности существования и развития ОТС в рассматриваемый период, при которых суммарные затраты на проект будут минимальными. Ниже дана математическая запись задачи проектирования ОТС (ЛА) с учётом требований безопасности. Задача проектирования ОТС многокритериальная. При наличии многих показателей эффективности (критериев) здесь используется метод ограничений, главным показателем качества при выборе параметров ОТС являются суммарные затраты на проект:

$$\begin{aligned}
 & MC_{\Sigma}(P(t), P(\cdot), \varphi(\cdot), Tx(\cdot), P^{\circ}(t), P^{\delta}(t), \\
 & \varphi^{\delta}(t), \beta(t, P)) \rightarrow \min, \quad (1) \\
 & W(P(t), P(\cdot), \varphi(\cdot), Tx(\cdot), K_3(t), K_2(t), V(t), МЭИ(t), \\
 & P^{\circ}(t), P^{\delta}(t), \varphi^{\delta}(t), Y(t)) \geq W^{\text{зд}}(t), \\
 & \text{Вер}(K(P(t), P(\cdot), \varphi(\cdot), Tx(\cdot), K_3(t), K_2(t), V(t), МЭИ(t), \\
 & P^{\circ}(t), \varphi^{\delta}(t), \beta(t^{i+1}, P)) \in K^{\text{зд}}(t) \geq P^{\text{зд}}(t), \\
 & Tp(P(t), P(\cdot), \varphi(\cdot), Tx(\cdot), P^{\circ}(t), \varphi^{\delta}(t), \beta(t^{i+1}, P)) \leq Tp^{\text{зд}}(t), \\
 & (P(t), P(t), \varphi(t)) \in G^{\text{зд}}(t), \\
 & (P^{\circ}(t), P^{\delta}(t), \varphi^{\delta}(t)) \in G^{\text{бзд}}(t), \\
 & t \in T^{\text{зд}},
 \end{aligned}$$

где $MC(\dots)$ – функция, определяющая средние суммарные затраты на реализацию проекта разработки и создания новой техники в рассматриваемый период (затраты на проект – на разработку, производство, эксплуатацию в планируемый период);

$W(\cdot)$ – вектор-функция показателей функциональной (целевой) эффективности ОТС;

$Tp(\cdot)$ – функция, определяющая трудоёмкость работ по реализации проекта (время, затрачиваемое на разработку и производство изделий);

$K_3(t), K_2(t)$ – векторы параметров, определяющих внешние и внутренние функциональные связи ОТС: $K_3(t) \in K_3^{\text{зд}}(t), K_2(t) \in K_2^{\text{зд}}(t)$;

$K_3^{\text{зд}}(t), K_2^{\text{зд}}(t)$ – заданные области изменения параметров;

$МЭИ(t)$ – вектор параметров, задающий материалы, энергию, информацию, используемые при функционировании ОТС, $МЭИ(t) = МЭИ(t)^{\text{зд}}$;

$G^{\text{зд}}(t), G^{\text{бзд}}(t)$ – области допустимых изменений выбираемых параметров ОТС и параметров подсистемы обеспечения безопасности ОТС. Другие обозначения определены выше.

Особенности задачи. Многокритериальная задача проектирования КА с учётом требований безопасности (1) является одновременно многопараметрической, динамической и стохастической. В состав выбираемых параметров включены параметры ОТС и параметры системы обеспечения безопасности, т.е. задача проектирования носит комплексный характер. При таком подходе за счёт расширения пространства поиска обеспечивается определение рациональных параметров ОТС и СБ при наличии ограничений.

Динамический характер задачи обусловлен учётом фактора времени при поиске решения, необходимостью выбора функции управления применением (движением) техники, а также функции, определяющей процесс отработки и обеспечения надёжности, т.е. варьируемыми переменными являются функции $P(\cdot), \varphi(\cdot)$. Приёмы, которые используются при решении таких задач, рассмотрены, например в (Щеверов Д.Н., 1989; Щеверов Д.Н., Матвеев Ю.А., Булавкин В.В., 1995).

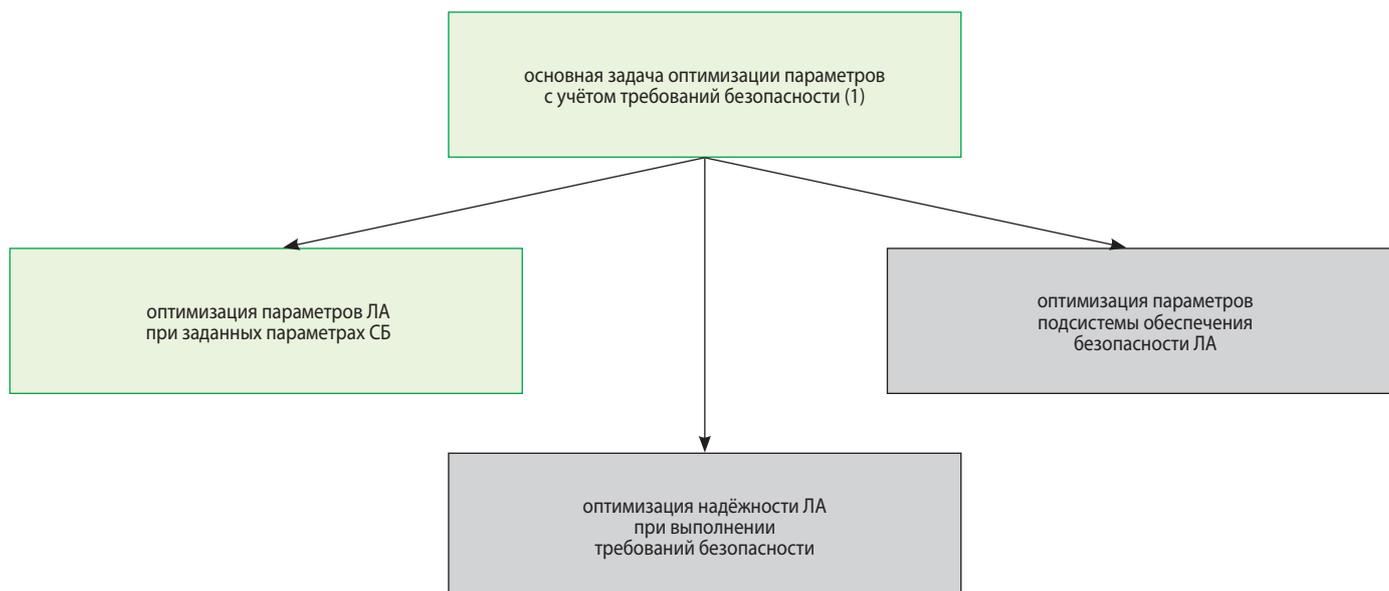


рисунок 5. Схема расчленённого решения основной задачи

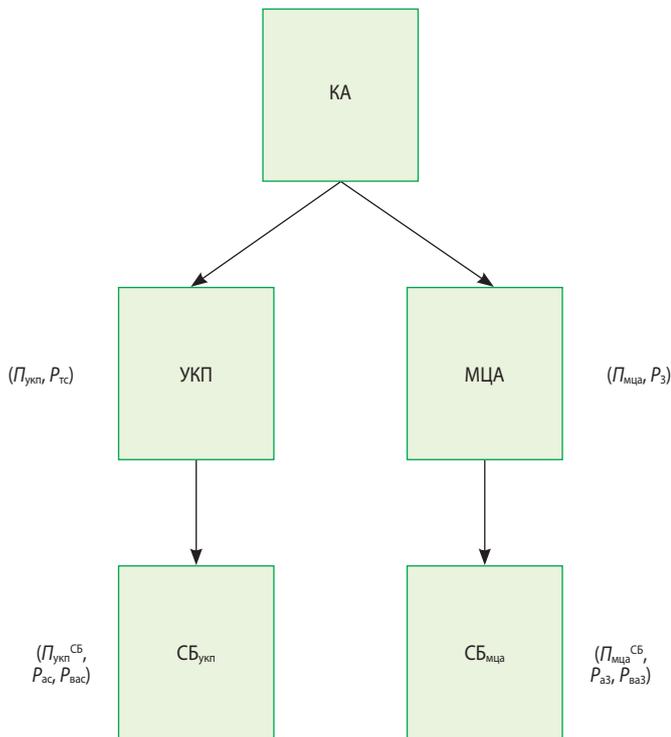


рисунок 6. Структура КА (модельный пример)

Целый ряд факторов, влияющих на решение проектной задачи (1), носят случайный характер: это условия применения ОТС в планируемый период; коэффициенты статистических зависимостей проектных моделей (т.н. определяющие параметры); неопределённости внутренних и внешних связей. Поэтому задача проектирования (1) записывается как стохастическая, и при поиске решения используются соответствующие приемы оптимизации параметров ОТС при наличии неопределённостей (Щеверов Д.Н., Матвеев Ю.А., Булавкин В.В., 1995).

Прямой поиск решения сформулированной задачи может представлять значительную проблему. При использовании приемов параметрической декомпозиции проводится расчленение основной задачи (1), выделяются главные задачи (с меньшим числом варьируемых параметров), проводится организация согласованного оптимизационного поиска и решение основной задачи. На рисунке 5 представлена одна схема расчленённого решения основной задачи. Отдельно рассматривается задача оптимизации параметров ОТС при заданных параметрах СБ. Задача оптимизации параметров СБ при заданных параметрах ОТС и задача оптимизации требований к надёжности подсистем при выполнении требований безопасности (здесь используются приёмы декомпозиции второго рода также рассматриваются отдельно (Щеверов Д.Н., Матвеев Ю.А., Булавкин В.В., 1995).

Ниже на модельном примере обсуждаются особенности постановки и решения такой задачи.

3. Оптимизация надёжности подсистем КА (МЦА и УКП) при наличии требований безопасности. Модельный пример

Речь идёт о разработке КА, который включает две подсистемы – модуль целевой аппаратуры (МЦА) для выполнения целевых задач и универсальную космическую платформу (УКП), которая обеспечивает жизнедеятельность КА в период эксплуатации (рисунок 6).

При проектировании КА выбираются параметры и требуемая надёжность УКП: $P_{укп}$, $P_{тс}$; вектор параметров $P_{укп}$ – определяет структуру, состав подсистем, проектные параметры подсистем ($P_{укп} = (P_{укп}^1, P_{укп}^2, \dots, P_{укп}^n)^T$) и позволяет оценить основные характеристики УКП: массовые, энергетические, габаритные

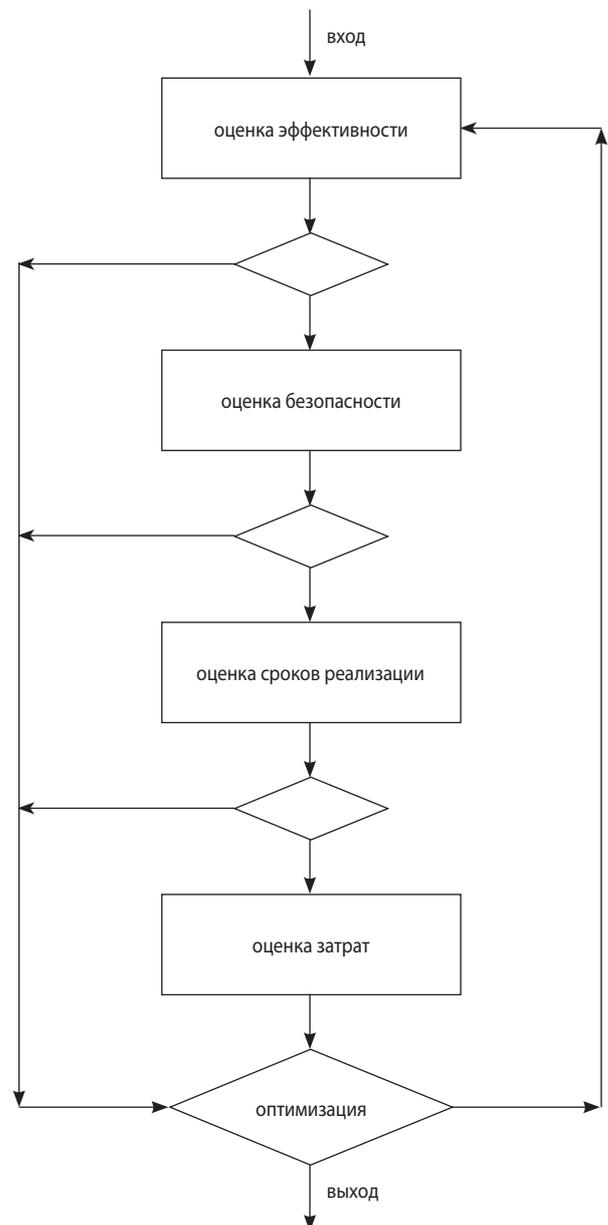
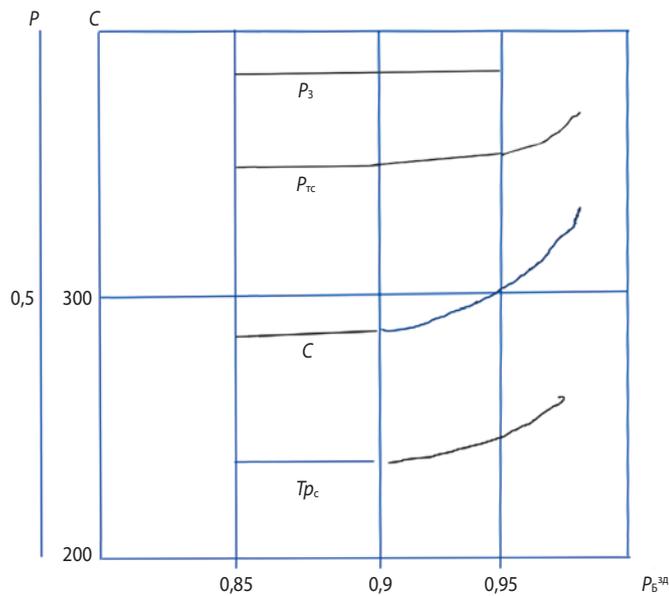


рисунок 7. Алгоритм решения задачи оптимизации надёжности подсистем КА при наличии требований безопасности



рисунк 8. Результаты численных исследований

и др., а также найти траекторию движения, достижимые показатели функциональной эффективности (срок службы, манёвренность и др.). При выбранных $P_{укп}$ определяется $P_{тс}$ – надёжность функционирования УКП.

Для модуля целевой аппаратуры при проектировании КА также выбираются параметры $P_{мца}$ и надёжность МЦА: P_3 . Здесь также $P_{мца}$ сложный вектор: $P_{мца} = (P_{мца}^1, P_{мца}^2, \dots, P_{мца}^T)^T$.

Кроме того, КА содержит подсистему обеспечения безопасности, назначение которой мониторинг аварийной ситуации и выполнение мероприятий по выходу из аварийной ситуации. Система безопасности КА включает в себя подсистему безопасности МЦА и подсистему безопасности УКП. Параметры подсистемы безопасности УКП определяют вероятность обнаружения аварийной ситуации $P_{ас}$ и вероятность выхода из аварийной ситуации $P_{вас}$. Аналогично для МЦА параметры подсистем безопасности МЦА определяют вероятность обнаружения аварийной ситуации МЦА – $P_{а3}$ и вероятность выхода из аварийной ситуации $P_{ваз}$.

При заданных параметрах $P_{укп}$ и $P_{мца}$ задача оптимизации надёжности МЦА и УКП при наличии требований безопасности КА может быть сформулирована следующим образом: определить $P_3, P_{а3}(P_{мца}^{CB}), P_{ваз}(P_{мца}^{CB}), P_{тс}, P_{ас}(P_{укп}^{CB}), P_{вас}(P_{укп}^{CB})$ такие, что

$$C_{\Sigma}(P_3, P_{а3}(P_{мца}^{CB}), P_{ваз}(P_{мца}^{CB}), P_{тс}, P_{ас}(P_{укп}^{CB}), P_{вас}(P_{укп}^{CB})) \rightarrow \min$$

$$W(P_3, P_{а3}(P_{мца}^{CB}), P_{ваз}(P_{мца}^{CB}), P_{тс}, P_{ас}(P_{укп}^{CB}), P_{вас}(P_{укп}^{CB})) \geq W^{зд}(t),$$

$$P_{Б}(P_3, P_{а3}(P_{мца}^{CB}), P_{ваз}(P_{мца}^{CB}), P_{тс}, P_{ас}(P_{укп}^{CB}), P_{вас}(P_{укп}^{CB})) \geq P_{Б}^{зд}(t),$$

$$Tr(P_3, P_{а3}(P_{мца}^{CB}), P_{ваз}(P_{мца}^{CB}), P_{тс}, P_{ас}(P_{укп}^{CB}), P_{вас}(P_{укп}^{CB})) \leq Tr^{зд}(t),$$

$$t \subset T,$$

где $C_{\Sigma}(\cdot)$ – функция, определяющая суммарные затраты на проект; $W(\cdot)$ – вектор показателей функциональной (целевой) эффективности КА;

$P_{Б}(\cdot)$ – функция, определяющая вероятность безопасного существования КА в рассматриваемый период T^B ; $Tr(\cdot)$ – функция, определяющая трудоёмкость работ при реализации проекта создания КА; $P_{а3}(P_{мца}^{CB}), P_{ваз}(P_{мца}^{CB})$ – вероятность обнаружения аварии и вероятность выхода из аварийной ситуации МЦА; $P_{ас}(P_{укп}^{CB}), P_{вас}(P_{укп}^{CB})$ – вероятность обнаружения аварии и вероятность выхода из аварийной ситуации УКП.

Основные соотношения проектной модели. Ниже будем полагать, что параметры системы безопасности МЦА и УКП – $P_{мца}^{CB}$ и $P_{укп}^{CB}$ – заданы и получены оценки (могут быть экспертные оценки) значений $P_{а3}(P_{мца}^{CB}), P_{ваз}(P_{мца}^{CB}), P_{ас}(P_{укп}^{CB}), P_{вас}(P_{укп}^{CB})$. Тогда можно записать соотношения проектной модели следующим образом:

$$C_{\Sigma} = (C_1^1(P_3) + C_2^1(P_{тс}))N(P_3, P_{тс}, W_1),$$

$$C_1^1(P_3) = C_3^1(1 - P_3)^{-\alpha_1},$$

$$C_2^1(P_{тс}) = C_{тс}^1(1 - P_{тс})^{-\alpha_2},$$

$$N = \ln(1 - W^{зд}) / \ln(1 - P_3 P_{тс} W_1),$$

$$P_{Б} = (1 - (1 - P_3)P_{а3}(1 - P_{ваз}))(1 - (1 - P_{тс})P_{ас}(1 - P_{вас})),$$

$$T_{КА} = T_{КА}^1(P_3, P_{тс})N(P_3, P_{тс}, W_1),$$

$$T_{КА}^1(P_3, P_{тс}) = T^1(1 - P_3)^{-\gamma_1}(1 - P_{тс})^{-\gamma_2},$$

где $C_1^1(P_3)$ и $C_2^1(P_{тс})$ – средние затраты на создание МЦА и УКП соответственно; $N(P_3, P_{тс}, W_1)$ – количество создаваемых КА, необходимое для выполнения целевой задачи с заданной вероятностью W_1 обнаружения цели при одном проходе; $W^{зд}$ – заданный (требуемый) уровень вероятности выполнения целевой задачи; $T_{КА}^1(P_3, P_{тс})$ – средние затраты времени на создание одного КА ДЗЗ; $C_3^1, \alpha_1, C_{тс}^1, \alpha_2, T^1, \gamma_1, \gamma_2$ – статистические коэффициенты.

Алгоритм решения сформулированной выше задачи приведен на рисунке 7. Используется метод случайного поиска при определении рациональных значений надёжности МЦА и УКП – P_3 и $P_{тс}$.

На рисунке 8 приведён один из результатов численных исследований. Расчёты показывают, что повышение требований к безопасности КА больше определенного критического предела $P^{кр}$ приводит к увеличению рациональных требований надёжности МЦА (P_3) и УКП ($P_{тс}$); одновременно растут суммарные затраты на проект. Изменение надёжности происходит неодинаково. Там, где цена надёжности

относительно ниже, потребуется большее увеличение надёжности. При адаптации модели и уточнении исходных данных полученные оценки можно использовать при формировании ТЗ на разработку МЦА и УКП, а также в процессе управления разработкой.

ВЫВОДЫ

В работе используются системные представления при определении безопасности ТС и ОТС. Выделены три подхода к определению безопасности, которые применяются на практике. В первом случае безопасность ТС представляется как свойство ТС не оказывать отрицательного воздействия на окружающие объекты и человека при отказе техники. Другой подход к определению безопасности как обеспечение живучести техники (ТС). Живучесть ТС – это свойство ТС поддерживать требуемые выходные показатели эффективности при изменении условий применения и динамике внутренних связей (отказов подсистем). Для повышения живучести вводят подсистемы обеспечения живучести и эффективного функционирования (СОЖ), что связано обычно с использованием дополнительных ресурсов.

В более общем случае речь идёт об обеспечении безопасности ОТС как состоянии, при котором выполняются основные функциональные требования ОТС и условия существования и развития (совместимости, становления организации, регуляции, совершенствования организации и направленного развития). В случае количественной оценки безопасности ОТС учитывается динамика влияния внешних и внутренних функциональных связей на выходные показатели, на эффективность функционирования ОТС и на выполнение условий существования и развития в рассматриваемый период. При количественной оценке безопасности определяется вероятность выполнения основных выходных показателей и условий существования и развития. На величину безопасности влияют параметры и характеристики ОТС, динамика внешних и внутренних связей.

Рассмотрены вопросы проектирования ОТС с учётом требований безопасности. При проектировании объекта определяются рациональные параметры, при которых выполняются требования функциональной эффективности, трудоёмкости и безопасности техники в заданный период и затраты средств на реализацию проекта минимальны.

Приведены проектные зависимости для решения задачи оптимизации надёжности подсистем КА с учётом требований безопасности. На модельном примере показано, что увеличение требований безопасности приводит к росту надёжности подсистем и перераспределению ресурсов на отработку, к росту суммарных затрат на проект. При адаптации модели

и уточнении исходных данных полученные оценки можно использовать при формировании ТЗ на разработку МЦА и УКП, а также в процессе управления разработкой.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

Анцилович Л.А. Надёжность, безопасность и живучесть самолета. М.: Машиностроение, 1985.

Ефанов В.В., Мошнеев А.А. Вячеслав Михайлович Ковтуненко – учёный и конструктор космической техники // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2021. № 3. С. 3-13.

Ефанов В.В., Мошнеев А.А. Первый космический проект Г.Н. Бабакина // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2021. № 2. С. 3-8.

Золотов А.А. Методы выбора проектных решений ЛА с учетом требований по надёжности и безопасности. М.: Изд-во МАИ, 1995. 70 с.

Золотов А.А., Матвеев Ю.А., Шаевич С.К. Методы оценки и обеспечения безопасности ракетно-космической техники при разработке. М.: Изд-во МАИ, 2002. 72 с.

Кирилин А.Н., Ахметов Р.Н., Соллогуб А.В., Макаров В.П. Методы обеспечения живучести низкоорбитальных КА ДЗЗ: математические модели, компьютерные технологии. М.: Машиностроение, 2010. 384 с.

Методы отработки научных и народнохозяйственных РКК / Под общ. ред. В.Ф. Грибанова. М.: Машиностроение, 1995. 350 с.

Мошнеев А.А., Ширшаков А.Е. К 50-летию юбилею запуска КА «ЛУНА-16», «ЛУНА-17» и «ВЕНЕРА-7» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 3. С. 3-10.

Чалый Б.В., Ярыгин Ю.Н. Обеспечение надёжности и безопасности орбитального корабля Буран // Авиационные и космические системы. М., 1997. С. 246-251.

Шевченко С.Н. Метод планирования объемов наземной отработки ракет космического назначения до начала лётных испытаний // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 1. С. 27-30.

Щеверов Д.Н. Элементы теории технических систем и основы проектирования летательных аппаратов. М.: Изд-во МАИ, 1989. 80 с.

Щеверов Д.Н., Матвеев Ю.А., Булавкин В.В. Проектирование и управление разработкой летательных аппаратов // Новые наукоемкие технологии в технике: энциклопедия / Под общ. ред. К.С. Касаева. М.: Машиностроение, 1995. Т. 7. 320 с.

Статья поступила в редакцию 08.02.2022

Статья после доработки 10.02.2022

Статья принята к публикации 10.02.2022

ТРЕБОВАНИЯ К МАТЕРИАЛАМ ДЛЯ ПУБЛИКАЦИИ В ЖУРНАЛЕ

1. К публикации в журнале «Вестник «НПО им. С.А. Лавочкина» принимаются статьи по космической 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 главного редактора журнала. 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 должен быть не менее 12 и не более 17 страниц текста и 8 рисунков. Все страницы должны быть пронумерованы.

5. Изложение материала должно быть ясным, логически выстроенным в следующей последовательности:

- индекс УДК (слева);
- инициалы и фамилии авторов, учёное звание и учёная степень каждого из авторов, должность, место работы (полное название организации, страна, город), контактная информация (e-mail), заглавие статьи, краткая аннотация (5–7 строк), ключевые слова (5–6 слов) на русском языке и на английском языке;
- основной текст;
- список литературы.

6. Рукопись статьи предоставляется в одном экземпляре, напечатанном на принтере на одной стороне стандартного листа формата **A4**.

7. Набирать текст и формулы необходимо в **MS Word 2010**, используя стандартные шрифты **Times New Roman**, размер – **14**, интервал – **полтора**. Поля со всех сторон – **25 мм**.

8. Формулы набираются латинским алфавитом, размер шрифта 14. Нумеруются только те формулы, на которые есть ссылки в тексте.

9. Все используемые буквенные обозначения и аббревиатуры должны быть расшифрованы. Размерность величин должна соответствовать системе СИ.

10. Элементы списка литературы должны содержать фамилии и инициалы авторов, полное название работы. Для книг указывается место издания, издательство, год издания, количество страниц. Для статей – название журнала или сборника, год выпуска, том, номер, номера первой и последней страниц.

11. Рисунки и графики оформляются в **цветном** изображении, должны быть чёткими и не требовать перерисовки. Шрифт текста в иллюстративном материале **Arial Reg**, со **строчных букв** (кроме названий и имён).

12. Таблицы должны быть пронумерованы, иметь краткое наименование, межстрочный интервал в наименовании таблицы одинарный, выравнивание по ширине страницы. Текст в таблице печатается со строчных букв, без полужирного начертания.

13. После принятия статьи к публикации предоставить в электронном виде в адрес электронной почты vestnik@laspace.ru следующие файлы:

- сформированной статьи, тип файла **.docx**;
- рисунков, графиков, тип файла **.jpg**, или **.tiff**, разрешение не менее **300 dpi**, размер не более формата A4;
- фотографий авторов, тип файла **.jpg**, или **.tiff**, разрешение не менее **300 dpi**, размер не менее 10×15;
- сведений об авторах, тип файла **.docx**.

В сведениях об авторах следует сообщить: ФИО (полностью), учёное звание, учёную степень, аспирант или соискатель учёной степени, домашний и рабочий телефоны (с кодом города), мобильный (предпочтительней), адрес электронной почты.

Консультации по правильному оформлению подаваемых материалов Вы можете получить у сотрудников редакции по тел.: 8 (495) 575-55-63.

издатель

ОРДЕНА ЛЕНИНА, ДВАЖДЫ ОРДЕНОВ ТРУДОВОГО КРАСНОГО ЗНАМЕНИ
АО «НПО ЛАВОЧКИНА»

редактор В.В. Ефанов

корректоры М.С. Винниченко, Н.В. Пригородова

вёрстка А.Ю. Титова

художественное оформление журнала, обложек, оригинал-макета –

«СТУДИЯ Вячеслава М. ДАВЫДОВА»

подписано в печать 04.03.2022. формат 60×84/8.

бумага офсетная. печать офсетная. объём 7,5 печ. л. тираж 250 экз. цена свободная

отпечатано с готового оригинал-макета в ООО «Вертола»
424004, Республика Марий Эл, г. Йошкар-Ола, ул. Льва Толстого, д. 45

подписку на журнал
ВЕСТНИК
НПО имени С.А. Лавочкина
можно оформить на почте,
подписной индекс № 37156
в каталоге «ПЕРИОДИЧЕСКИЕ
ИЗДАНИЯ. ГАЗЕТЫ И ЖУРНАЛЫ»
ООО ГК «УРАЛ-ПРЕСС»



адрес редакции:

141402, МОСКОВСКАЯ ОБЛАСТЬ
город ХИМКИ
улица ЛЕНИНГРАДСКАЯ, дом 24

(495) 575-55-63
(495) 575-54-69
(495) 575-00-68 факс

vestnik@laspace.ru
<http://www.vestnik.laspace.ru>

ежеквартальный
научно-технический журнал
«Вестник «НПО имени С.А. Лавочкина»
издаётся с 2009 года.

включён:

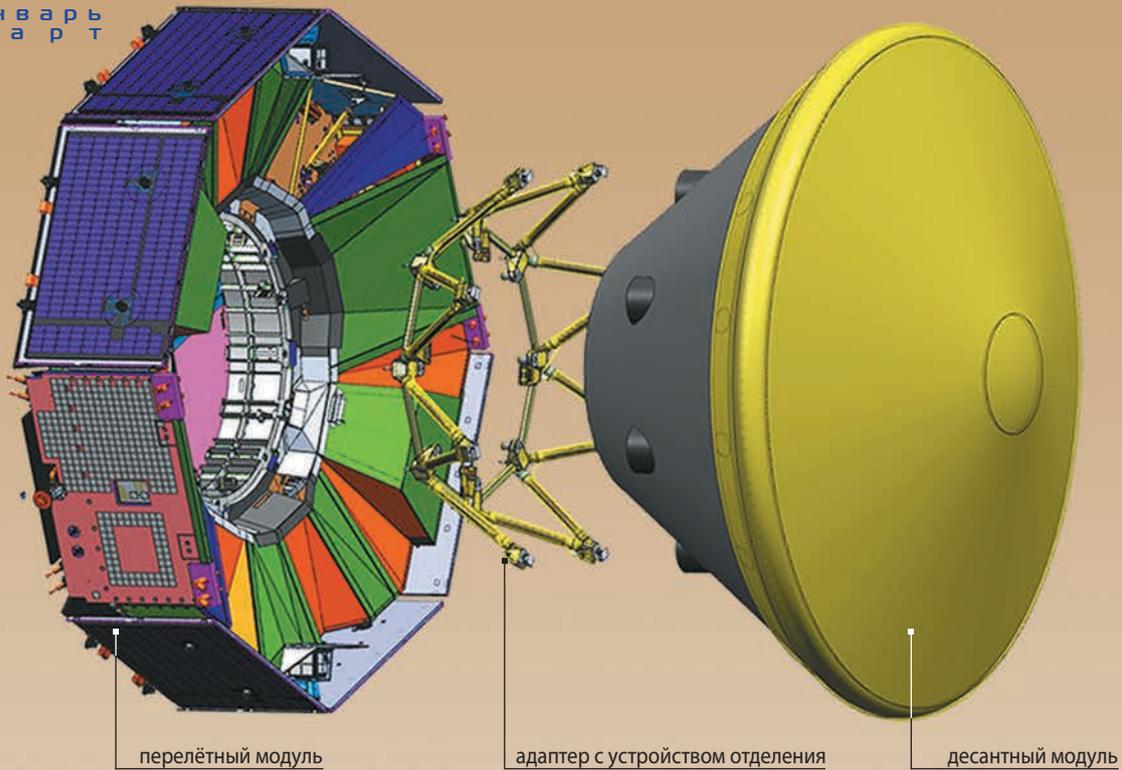
- в базу данных российского индекса научного цитирования (РИНЦ);
- в перечень российских рецензируемых научных журналов ВАК по группе научных специальностей 05.07.00 авиационная и ракетно-космическая техника.

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

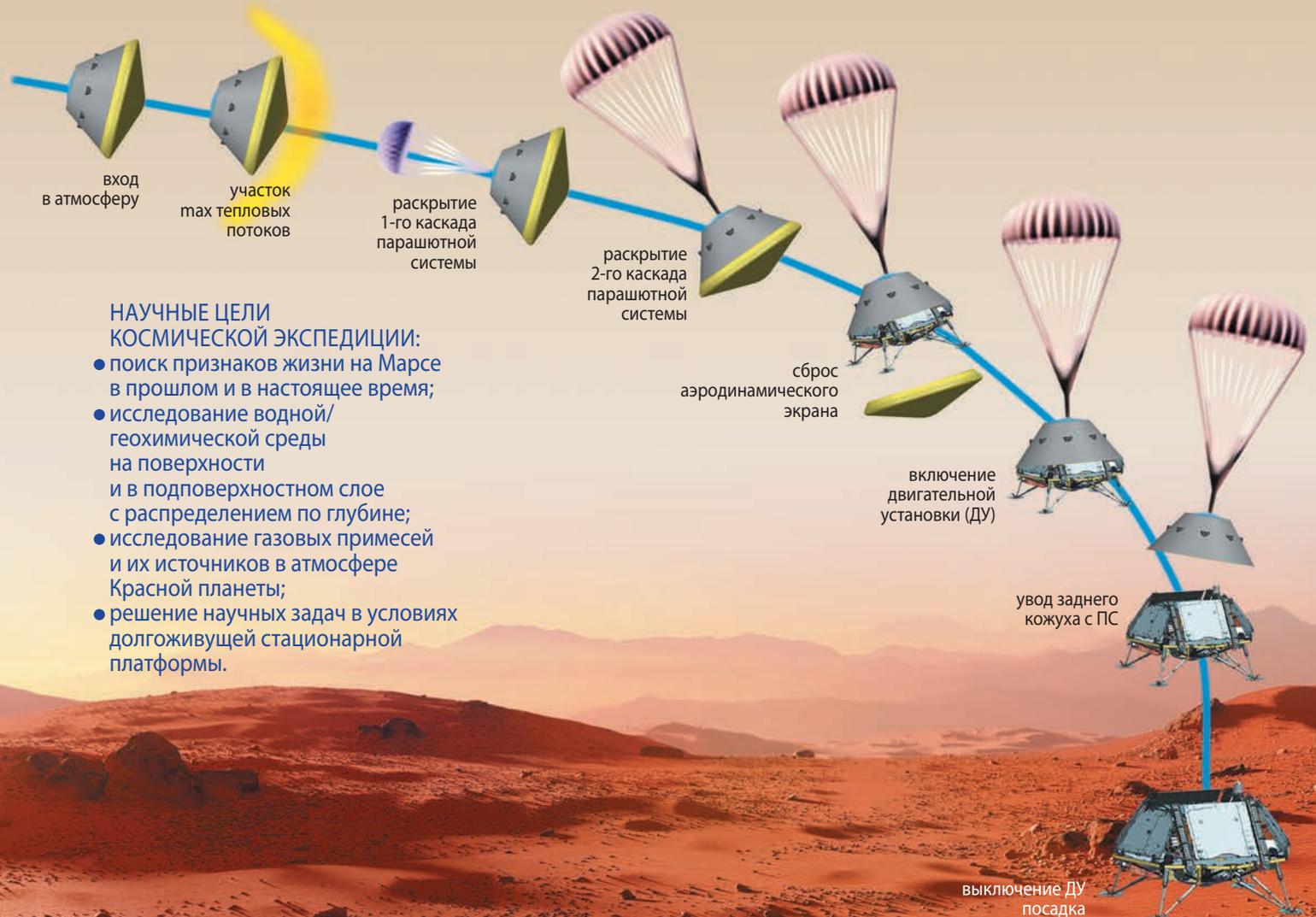
1 2022
январь
март



перелётный модуль

адаптер с устройством отделения

десантный модуль



**НАУЧНЫЕ ЦЕЛИ
КОСМИЧЕСКОЙ ЭКСПЕДИЦИИ:**

- поиск признаков жизни на Марсе в прошлом и в настоящее время;
- исследование водной/геохимической среды на поверхности и в подповерхностном слое с распределением по глубине;
- исследование газовых примесей и их источников в атмосфере Красной планеты;
- решение научных задач в условиях долгоживущей стационарной платформы.

выключение ДУ
посадка