ISSN 2075-6941

ВЕСТНИК НПО имени С.А. ЛАВОЧКИНА

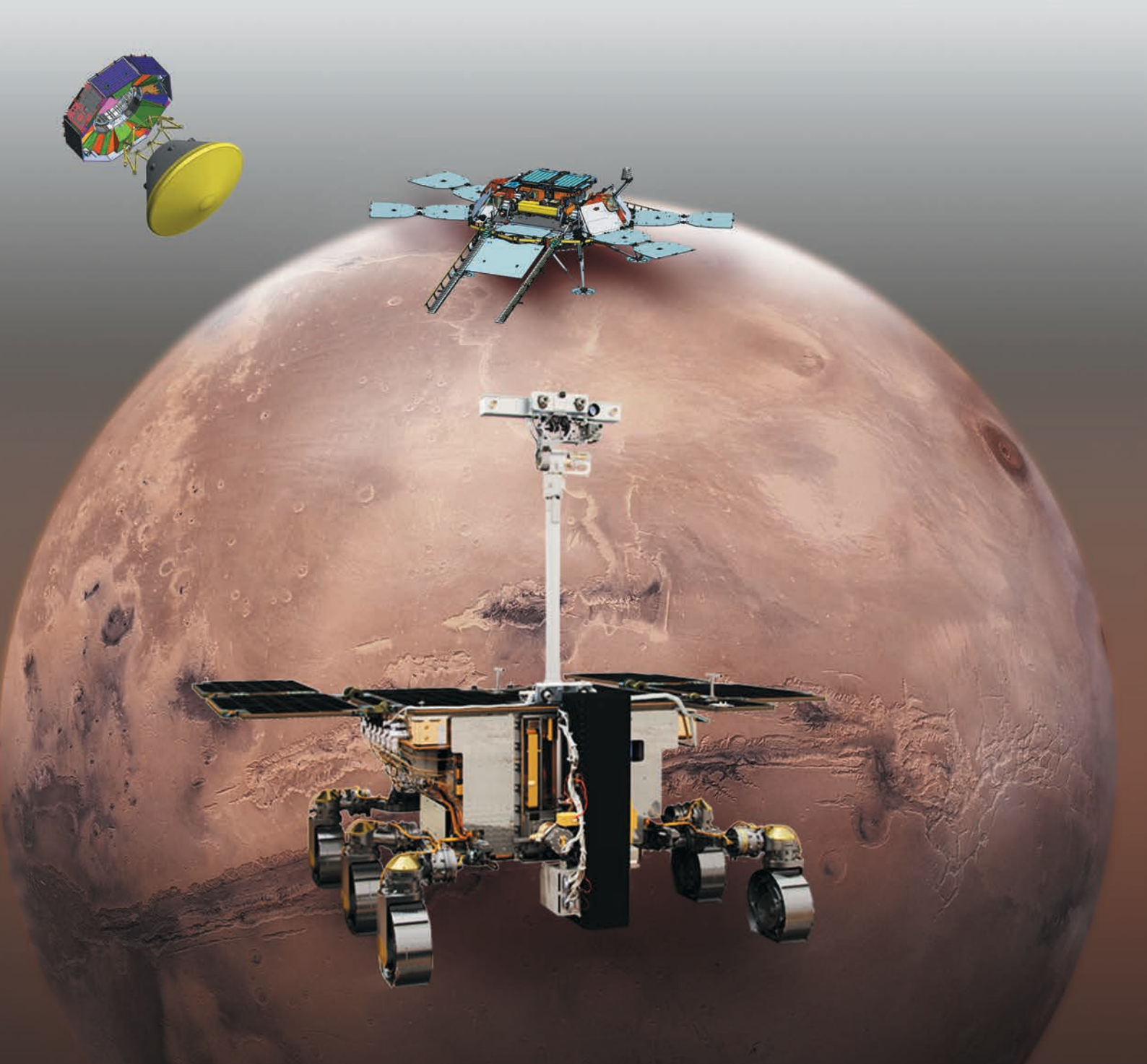
2/52
2021
апрель
июнь

1971
50 ЛЕТ НАЗАД
МЕЖПЛАНЕТНАЯ СТАНЦИЯ «МАРС-3»

ВПЕРВЫЕ
СОВЕРШИЛА МЯГКУЮ ПОСАДКУ НА ПОВЕРХНОСТЬ ПЛАНЕТЫ

ПРОВЕДЕНО
ФОТОГРАФИРОВАНИЕ ПОВЕРХНОСТИ МАРСА С ОРБИТЫ, ИЗМЕРЕНИЕ ТЕМПЕРАТУРЫ ПОВЕРХНОСТИ И АТМОСФЕРЫ ПЛАНЕТЫ

ОПРЕДЕЛЕНО
СОДЕРЖАНИЕ В НЕЙ ВОДЯНОГО ПАРА И УГЛЕКИСЛОГО ГАЗА



«ЭКЗОМАРС-2022»

МАСШТАБНЫЙ ПРОЕКТ ПО ИЗУЧЕНИЮ КРАСНОЙ ПЛАНЕТЫ, В ХОДЕ КОТОРОГО УЧЁНЫЕ ПЛАНИРУЮТ СДЕЛАТЬ ТО, ЧТО ЕЩЁ НИКОГДА НЕ УДАВАЛОСЬ РЕАЛИЗОВАТЬ НА МАРСЕ: ПОИСК КРУПНЫХ ИСТОЧНИКОВ ВОДЫ И ГАЗА МЕТАНА, СЛЕДОВ ПРОШЛОЙ И НАСТОЯЩЕЙ ЖИЗНИ И ДРУГИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ.

РЕАЛИЗАЦИЯ ПРОЕКТА, БЕСПРЕЦЕДЕНТНОГО ДЛЯ РОССИЙСКО-ЕВРОПЕЙСКОЙ КООПЕРАЦИИ, ПО СОЗДАНИЮ СОВМЕСТНЫХ АВТОМАТИЧЕСКИХ МЕЖПЛАНЕТНЫХ КОМПЛЕКСОВ ПОЗВОЛИТ ОТРАБОТАТЬ ПРИНЦИПЫ ВЗАИМОВЫГОДНОГО КОСМИЧЕСКОГО СОТРУДНИЧЕСТВА В ОБЛАСТИ ИЗУЧЕНИЯ ЛУНЫ, ПЛАНЕТ И МАЛЫХ ТЕЛ СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ.

КОСМОНАВТИКА И РАКЕТОСТРОЕНИЕ

ВЕСТНИК НПО имени С.А. ЛАВОЧКИНА

2021 2/52

апрель–июнь

содержание

Ефанов В.В., Моишеев А.А.
Первый космический проект Г.Н. Бабакина 3

Занин К.А., Москатиньев И.В.
Основные подходы к априорной оценке качества сквозного информационного тракта космического радиолокатора с синтезированием апертуры 8

Гордиенко Е.С., Симонов А.В., Худорожков П.А.
Построение траекторий возвращения КА с Луны на Землю, доставляющих образцы реголита в заданный район Российской Федерации 17

Бугрова А.Д., Котляров Е.Ю., Финченко В.С.
Методика предварительного анализа теплового режима приборной панели посадочного лунного модуля. Часть 1. Экспресс-анализ температурного состояния приборной панели 25

Зарубин В.С., Зимин В.Н., Леонов В.В., Зарубин В.С.
Анализ теплового режима теплозащиты с применением анизотропного материала при спуске на Землю возвращаемой капсулы 36

Мухин В.А., Чеботарев В.Е.
Использование космических систем ретрансляции для информационной поддержки космических миссий 46

Зубков Г.А., Иванов И.Г., Головин Н.М., Бондарева М.К.
Методика формирования предложений по восполнению многоспутниковой орбитальной группировки на основе метода *k*-средних 54

Сметюхова Т.Н.
Обзор моделей чёрных тел, применяемых в аэрокосмических аппаратах. Часть 1. Классические модели бортовых чёрных тел 60

Костин А.В., Шумских И.Ю., Рузанов А.В.
Разработка метода расчёта ширины печатных проводников плат с улучшенным отводом тепла, работающих в условиях космического вакуума 67

Колобов А.Ю., Пирогов М.В., Рожков В.В.
Принципы и основные схемы радикалов для построения базы данных системы планирования и управления работой целевой аппаратуры космического аппарата 73

журнал является рецензируемым изданием

- журнал включён в базу данных «Российский индекс научного цитирования» (РИНЦ), размещаемую на платформе НАУЧНОЙ ЭЛЕКТРОННОЙ БИБЛИОТЕКИ на сайте http://www.elibrary.ru
- журнал включён в перечень российских рецензируемых научных журналов ВАК по группе научных специальностей 05.07.00 авиационная и ракетно-космическая техника
- мнение редакции не всегда совпадает с точкой зрения авторов статей
- редакция не несёт ответственность за содержание рекламы
- рукописи не возвращаются
- при перепечатке материалов ссылка на «ВЕСТНИК «НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА» обязательна
- плата с аспирантов и адъюнктов за публикацию статей не взимается
- статьи журнала и требования к оформлению представленных авторами рукописей приведены на сайте журнала http://www.vestnik.laspace.ru
- подписной индекс 37156 в каталоге «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@LASPACE.RU
адрес в Интернете: http://WWW.VESTNIK.LASPACE.RU

главный редактор – к.э.н. **Х.Ж. Карчаев**
заместитель главного редактора – д.т.н., профессор **В.В. Ефанов**

редакционная коллегия

чл. СХ СССР, России **В.М. Давыдов**
д.т.н. **К.А. Занин**
д.т.н. **А.А. Иванков**
к.т.н. **А.А. Моишеев**
д.т.н. **А.Е. Назаров**
д.т.н., профессор **С.Н. Шевченко**
к.т.н. **А.Е. Ширшаков**

редакционный совет

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

журнал является рецензируемым изданием

учредитель
АО «НПО ЛАВОЧКИНА».

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

ISSN 2075-6941
21002
9 772075 694002

VESTNIK NPO IMENI S.A. LAVOCHKINA
2021 2/52
April–June

COSMONAUTICS AND ROCKET ENGINEERING

chief editor –
c.sc. (ec.) ***Kh.Zh. Karchayev***
deputy chief editor –
d.eng., professor ***V.V. Efanov***

editorial board

member of
UA USSR, URA ***V.M. Davydov***
d.eng. ***K.A. Zanin***
d.eng. ***A.A. Ivankov***
c.sc. (eng.) ***A.A. Moisheev***
d.eng. ***A.E. Nazarov***
d.eng., professor ***S.N. Shevchenko***
c.sc. (eng.) ***A.E. Shirshakov***

editorial council

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

the journal is a reviewed publication

founder
«LAVOCHKIN ASSOCIATION»

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

table of contents

Efanov V.V., Moisheev A.A.
The first space project by Georgy N. Babakin 3

Zanin K.A., Moskatinev I.V.
Basic approaches to a priori assessment of the end-to-end datapath quality of a space synthetic aperture radar 8

Gordienko E.S., Simonov A.V., Khudorozhkov P.A.
Construction of spacecraft's return trajectories from the Moon to the Earth, delivering regolith samples to a defined zone of Russian Federation 17

Bugrova A.D., Kotlyarov E.Yu., Finchenko V.S.
Procedure for preliminary thermal analysis of the lunar lander instrument panel.
Part 1. Rapid analysis of the instrument panel thermal environment 25

Zarubin V.S., Zimin V.N., Leonov V.V., Zarubin V.S.
Analysis of thermal protection using an anisothropic material during descent of the return capsule 36

Mukhin V.A., Chebotarev V.E.
Using the space relay systems for information support of space missions 46

Zubkov G.A., Ivanov I.G., Golovin N.M., Bondareva M.K.
The technique of forming the proposals on the replenishment of the multi-satellite orbital constellation basing on the *k*-means method 54

Smetyukhova T.N.
Review of blackbodies' models used in aerospace vehicles.
Part 1. Classical models of onboard blackbodies 60

Kostin A.V., Shumskih I.Y., Ruzanov A.V.
Development of method of calculation of width of conductors of circuit boards with the improved heat extraction working in the conditions of space vacuum 67

Kolobov A.Yu., Pirogov M.V., Rozhkov V.V.
Principles and basic radical layouts for development of the planning and control system database for the operation of the spacecraft purpose designed hardware 72

the journal is a reviewed publication

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

ПЕРВЫЙ КОСМИЧЕСКИЙ ПРОЕКТ Г.Н. БАБАКИНА

В.В. Ефанов[1],
профессор, доктор технических наук,
efanov@laspace.ru;
V.V. Efanov

В статье рассказывается об исторических событиях, связанных с запуском в 1966 году автоматической межпланетной станции (АМС) «ЛУНА-10», которая впервые в мире стала искусственным спутником Луны и выполнила ряд научных исследований и открытий в мировой астронавтике.

Ключевые слова: Бабакин Георгий Николаевич; искусственный спутник Луны; неоднородность недр Луны; радиационные пояса; концентрация метеоритного вещества; космический синтезатор.

DOI: 10.26162/LS.2021.52.2.001

THE FIRST SPACE PROJECT BY GEORGY N. BABAKIN

А.А. Моишеев[1],
кандидат технических наук,
moisheev@laspace.ru;
A.A. Moisheev

The article covers historical events related to the launch of «LUNA-10» automated interplanetary station in 1966, which for the first time in the world became an artificial Moon satellite and performed a number of scientific research and discoveries in the global astronautics.

Key words: Georgy Nikolaevitch Babakin; artificial Moon satellite; irregularity of the Moon's interior; radiation belts; concentration of meteorite matter; space synthesizer.

Подготовка «ЛУНЫ-9», её полёт, благополучное прилунение, и работа станции на лунной поверхности сыграли огромную роль в становлении Георгия Николаевича Бабакина как главного конструктора (рисунок 1). За несколько месяцев работы над новой тематикой, с новыми смежными организациями и их руководителями Бабакин быстро завоевал авторитет и уважение, его признали как компетентного технического руководителя, способного в короткие сроки разобраться в весьма сложных процессах космической индустрии, сделать правильные выводы, взять ответственность на себя. Конечно, громадную роль сыграли все предыдущие полёты к Луне и анализ их результатов в ОКБ-1 у Сергея Павловича Королева (*Евич А.Ф., Губайдуллин В.Ш.*, 2017).

Удачное завершение программы КА «ЛУНА-9» вселило уверенность в дальнейших успехах, отвечало желанию всего коллектива ОКБ и завода № 301 развивать возможности и технологии предприятия, работать над новыми проектами. Теперь академия наук предложила разработать научно-исследовательский аппарат для исследований на орбите Луны, причём в ближайшее время. Нужно создать первый в мире искусственный спутник Луны!

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

рисунок 1. Главный конструктор Г.Н. Бабакин

Мы располагали информацией о том, что и в США развернуты работы по проекту «ЛУНАР ОРБИТЕР» и что сроки там намечены на середину 1966 года.

В проектном отделе, у Михаила Ивановича Татаринцева, проектанты разработали компоновку спутника Луны на базе станции «ЛУНА-9». Это был первый собственный космический проект Г.Н. Бабакина, первый проект космического аппарата, созданного на Машиностроительном заводе имени С.А. Лавочкина.

Вместо автоматической лунной станции «ЛУНА-9» на космическом аппарате «ЛУНА-10» был установлен отделяемый герметичный контейнер – искусственный спутник Луны (ИСЛ), который был сделан достаточно простым по конструкции и по составу оборудования. Система ориентации на ИСЛ отсутствовала, поэтому аппарат совершал неориентируемый полёт. Внутри герметичного контейнера ИСЛ были установлены: телеметрическая аппаратура для сбора служебной и научной информации, программно-временное устройство, радиосистема КРС метрового диапазона и приемоответчик дециметрового диапазона РКТ-1, электронные блоки научных приборов и химические источники тока. В состав системы терморегулирования герметичного контейнера входил вентилятор, сброс тепла осуществлялся непосредственно через стенки контейнера. На внешней стороне ИСЛ были

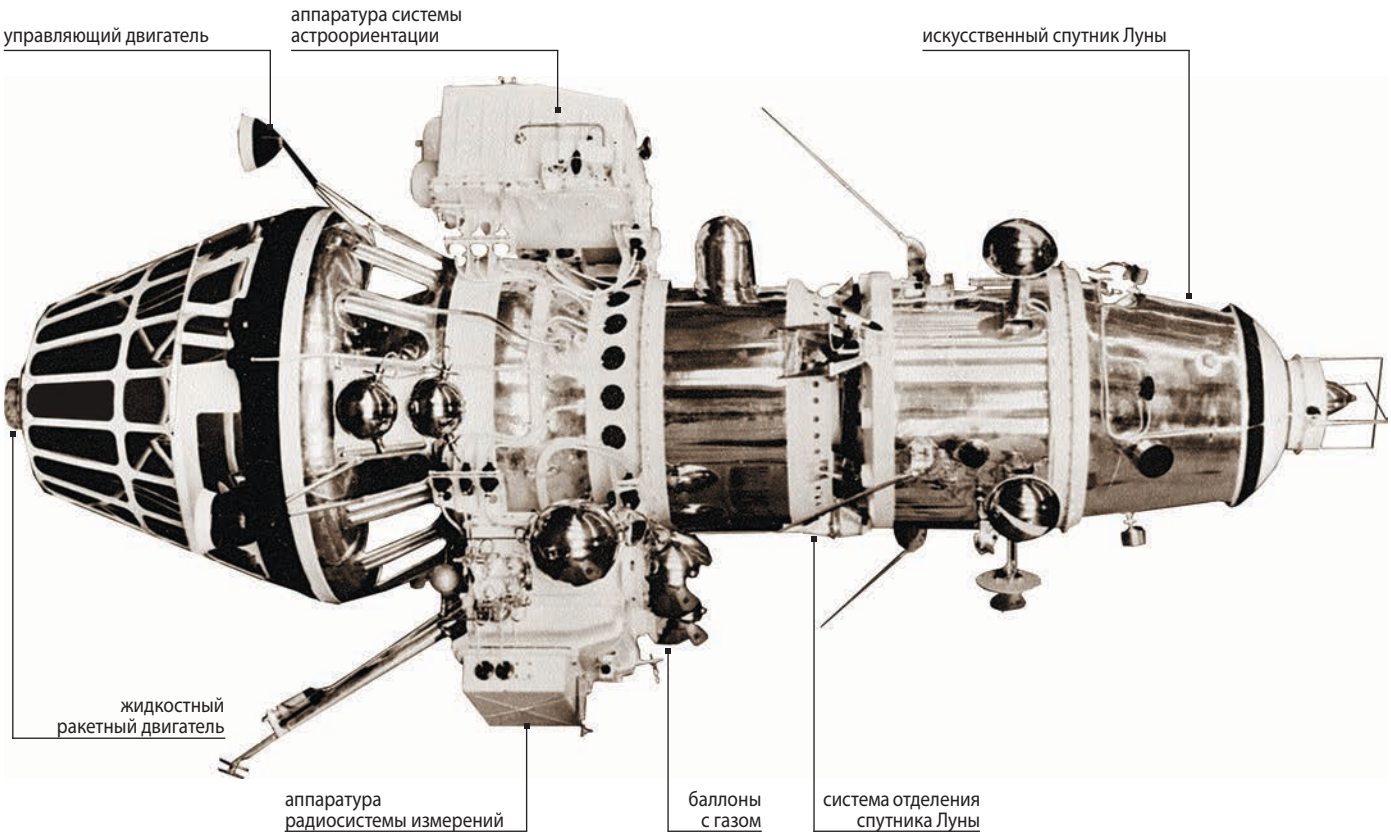


рисунок 2. Схема АМС «ЛУНА-10»

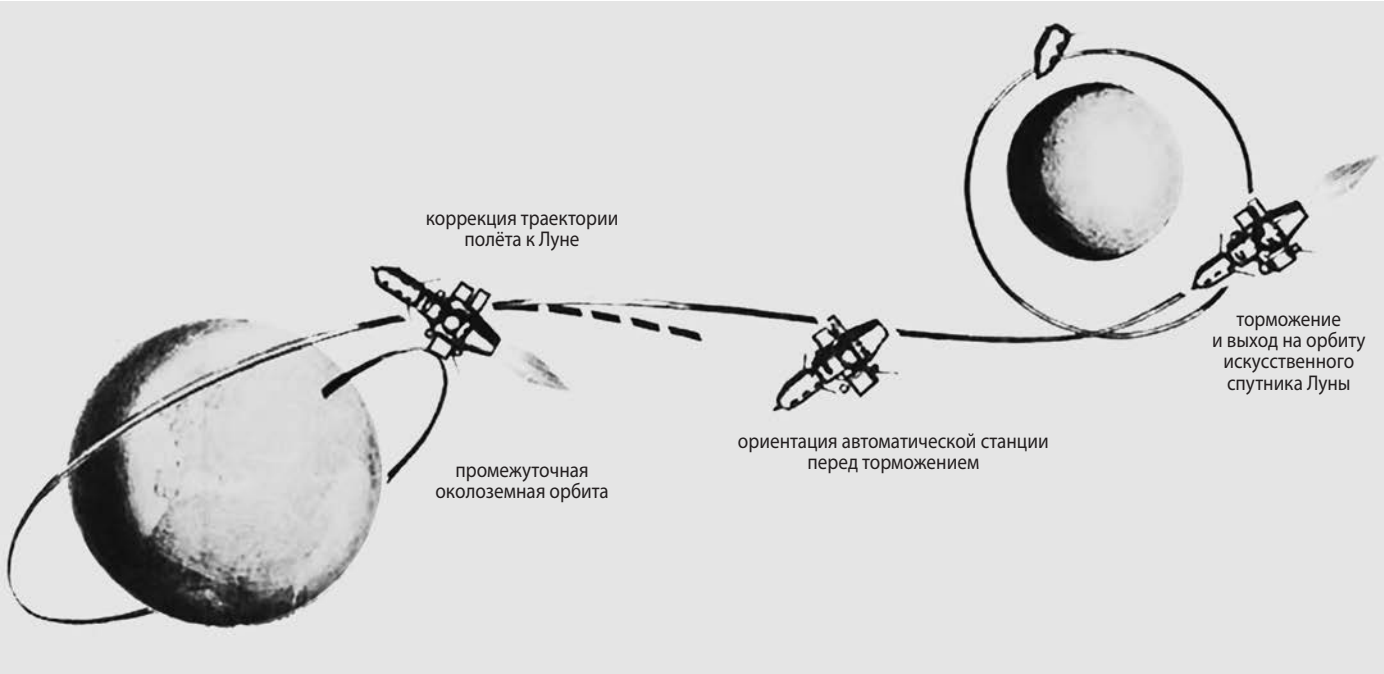


рисунок 3. Схема траектории полёта АМС «ЛУНА-10»

размещены антенны радиокомплексов, штанга магнитометра длиной 1,5 метра, а также датчики научных приборов (рисунок 2). Масса ИСЛ «ЛУНА-10» составила 248,5 кг.

Стоит отметить, что и советская, и американская лунные программы в тот период сопровождались совершенствованием и доводкой средств выведения, что не исключало аварийных ситуаций. Так, полёту автоматической станции «ЛУНА-10» предшествовал аварийный запуск аналогичной станции, которую советские инженеры разработали и изготовили в рекордные короткие сроки. Запуск этой станции при помощи ракеты-носителя «Молния-М» состоялся 1 марта 1966 года, через 25 дней после мягкой посадки «ЛУНЫ-9». Три первых ступени ракеты обеспечили выведение головного блока на опорную орбиту искусственного спутника Земли. Но на участок Земля – Луна данный аппарат так и не вышел. На участке работы разгонного блока «Л» произошла потеря стабилизации, и автоматическая станция так и осталась на земной орбите, ей был присвоен индекс «Космос-111». В итоге «ЛУНОЙ-10» через месяц стала уже её станция-близнец.

55 лет назад, 31 марта 1966 года с космодрома Байконур был осуществлён пуск ракеты-носителя «Молния-М», которая вывела АМС «ЛУНА-10» на низкую околоземную орбиту с высотой 200×250 км и наклонением 52°. АМС состояла из перелётной ступени, осуществлявшей коррекцию траектории и переход с неё на окололунную орбиту, и отделяемого спутника Луны (*Ширшаков А.Е. и др.*, 2019; *Ефанов В.В. и др.*, 2017; *Хартов В.В. и др.*, 2010).

Затем АМС была переведена на траекторию полёта к Луне. 1 апреля была выполнена коррекция траектории. Однако ошибки на активном участке этапа выведения ракеты-носителя привели к тому, что КА подлетел к Луне на 3 часа раньше расчётного времени. С учётом этого были скорректированы установки на торможение и программа проведения сеансов. 3 апреля 1966 года на расстоянии 8000 км от Луны была включена система астроориентации и навигации, которая обеспечила построение трёхосной ориентации по Солнцу, Луне и Земле. КТДУ была включена в расчётное время и, проработав 26 секунд, обеспечила манёвр станции «ЛУНА-10» с выведением на окололунную орбиту (рисунок 3).

Через 20 секунд после окончания торможения от траекторного блока отделился собственно спутник – ИСЛ с параметрами орбиты: апоселений – 1027 км, периселений – 350 км, наклонение – 67°9′ и период обращения 2 ч 58 мин 11 с (*Автоматические космические аппараты*…, 2010).

КА «ЛУНА-10» впервые в мире стал искусственным спутником Луны.

Космический аппарат (ИСЛ) был предназначен для проведения научных исследований Луны и окололунного пространства на орбите искусственного спутника Луны.

Орбитальные измерения позволили установить несферичность гравитационного поля Луны и впервые получить его уточнённую модель. Это было первое указание на существенную неоднородность недр Луны. Кроме того, было уточнено значение массы Луны.

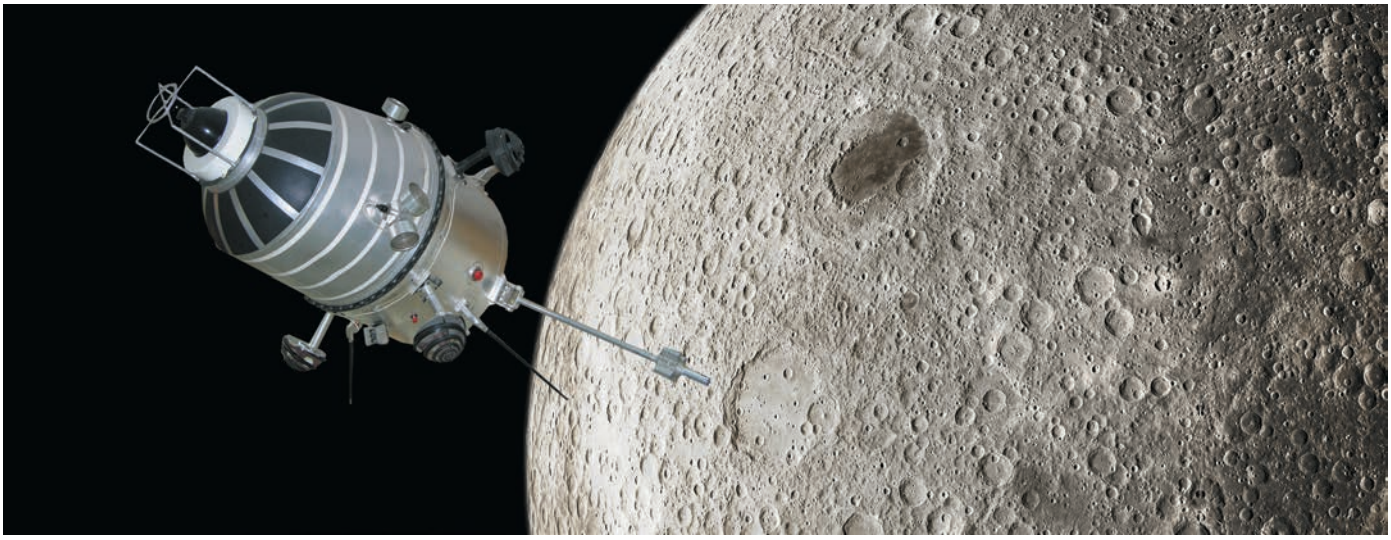


рисунок 4. ИСЛ «ЛУНА-10» на орбите спутника Луны

В состав научной аппаратуры ИСЛ «ЛУНА-10» (*Автоматические космические аппараты…*, 2010) входили:

- гамма-спектрометр 3134-03 для исследования интенсивности и спектрального состава гамма-излучения лунной поверхности, характеризующего тип лунных пород (ГЕОХИ);
- радиометр СЛ-1 для изучения радиационной обстановки вблизи Луны (НИИЯФ МГУ);
- Д-153 – прибор для изучения солнечной плазмы (РАИ);
- СГ-59М – трёхкомпонентный магнитометр на штанге длиной 1,5 метра для исследования межпланетного магнитного поля и уточнения нижнего предела возможного магнитного поля Луны (ИЗМИРАН);
- ИД-1 – прибор для регистрации инфракрасного излучения поверхности Луны и для уточнения данных о тепловом режиме лунной поверхности (НИИЯФ МГУ);
- РМЧ-1 – регистратор метеоритных частиц в окололунном пространстве с массой не менее 10^{-8} грамм (ГЕОХИ);
- РФЛ-1 – прибор для обнаружения рентгеновского флуоресцентного излучения Луны (линии кремния, алюминия, магния) – ФИАН.

При полёте спутника по окололунной орбите удалось провести целый комплекс научных исследований. Впервые были получены данные об общем химическом составе Луны по характеру гамма-излучения его поверхности. В результате был сделан вывод: лунные породы принадлежат к типу базальтовых пород Земли.

Измеренная интенсивность корпускулярного излучения показала отсутствие в окололунном пространстве каких-либо аномалий, сходных с радиационными поясами Земли и, советские учёные сделали вывод, что радиационные пояса у Луны отсутствуют. За время активного существования станция дважды пересекала «хвост» магнитосферы Земли. Прибором РФЛ-1 были зарегистрированы электроны, входящие в состав продолжения «хвоста» магнитосферы Земли. Проведенные исследования магнетизма Луны подтвердили, что Луна не обладает дипольным магнитным полем. Магнитометр спутника определил напряжённость магнитного поля Луны (примерно в 1000 раз меньше земного).

С помощью микрометеоритных пьезодатчиков, наклеенных на обшивку спутника (общая чувствительная площадь датчиков 1,2 м^2, минимальная масса регистрируемых частиц 0,07 мкг при скорости 15 км/с), измерялась концентрация метеоритного вещества на высотах от 355 до 1030 км от поверхности Луны. Измерения показали, что на орбите станции средняя плотность метеоритов на два порядка превышает их среднюю плотность в межпланетном пространстве.

Кроме научной задачи, ИСЛ «ЛУНА-10» выполнял на орбите Луны ещё и партийное поручение. Предстояло передать с орбиты спутника Луны мелодию партийного гимна «Интернационал». Была написана последовательность частот и длительность каждой ноты гимна. В НИИ-885, у Михаила Сергеевича Рязанского срочно был разработан и сделан блок кварцевых генераторов с программным устройством (*Шесть лет и вся жизнь…*, 2004).

В день завершения работы XX111 съезда КПСС, ровно в 10 часов утра, Ш.Р. Рашидов, председательствующий в тот день на съезде, поднял делегатов и в зале торжественно зазвучала мелодия «Интернационала» в исполнении космического синтезатора, передаваемая с первого искусственного спутника Луны. Весь зал стоя рукоплескал. «Интернационал»

передавался с борта станции «ЛУНА-10» ещё несколько раз, в том числе в ознаменование 96-й годовщины со дня рождения В.И. Ленина, 12 апреля в День космонавтики, 1 мая 1966 года, 9 мая в День Победы, в день открытия XV съезда ВЛКСМ (рисунок 4).

По результатам полёта «ЛУНЫ-10» Международная авиационная федерация (FAI) зарегистрировала приоритетные научно-технические достижения станции:

- впервые в мире выведение искусственного спутника Луны;
- проведение впервые в мире научно-технических исследований и измерений с помощью автоматической станции, выведенной на орбиту искусственного спутника Луны.

Станцией «ЛУНА-10» были установлены рекорды, зарегистрированные и подтверждённые дипломами FAI:

- мировой рекорд максимальной массы, доставленной на лунную орбиту, в классе «С»;
- абсолютный мировой рекорд продолжительности активного существования автоматической станции на лунной орбите;
- мировой рекорд продолжительности активного существования на лунной орбите в классе «С».

FAI также наградила Машиностроительный завод имени С.А. Лавочкина в числе других предприятий за разработку автоматических станций «ЛУНА-9» и «ЛУНА-10» почётными дипломами (*Автоматические космические аппараты*…, 2010). Через 56 суток после выхода на лунную орбиту, совершив 450 оборотов вокруг Луны, 30 мая 1966 года АМС «ЛУНА-10» закончила активное существование ввиду исчерпания заряда химических батарей (она не была оборудована солнечными батареями). На этот момент высота её орбиты составляла 378×985 км с наклонением 72,2°. Со станцией было проведено 219 сеансов радиосвязи, получена обширная научная информация.

Весь 1966-й год был очень напряжённым, на лунных трассах было довольно тесно. Американцы не давали нам спокойно жить: 2 июня 1966 года на Луну села и успешно провела исследования американская станция «СЕРВЕЙОР-1»; 10 августа США произвели пуск станции «ЛУНАР-ОРБИТЕР-1», 18 августа аппарат вышел на орбиту вокруг Луны, но из-за отказа фотоаппаратуры изображений лунной поверхности получено не было; в ноябре 1966 года состоялся успешный полёт американского «ЛУНАР-ОРБИТЕР-2», передавшего на Землю около 200 хороших фотографий лунной поверхности с орбиты спутника Луны с высоты около 50 километров.

Наша лунная программа в 1966 году (*Ширшаков А.Е. и др.*, 2019; *Ефанов В.В. и др.*, 2017; *Хартов В.В. и др.*, 2010) была даже более успешной:

- 9 февраля: «ЛУНА-9» – первая в мире мягкая посадка на Луну и передача телевизионной панорамы.
- 3 апреля: «ЛУНА-10» – первый в мире искусственный спутник Луны.
- 28 августа: «ЛУНА-11» – второй искусственный спутник Луны.
- 25 октября: «ЛУНА-12» – первое фотографирование Луны с орбиты спутника.
- 24 декабря: «ЛУНА-13» –вторая мягкая посадка и передача физико-механических характеристик лунного грунта.

Полёт станции «ЛУНА-10» стал очередной победой Советского Союза в космической гонке, ещё одним подтверждением того, что страна способна на уникальные космические достижения.

Оценка деятельности Георгия Николаевича Бабакина как главного конструктора была высокой – присвоение в апреле 1966 года почётного звания лауреата Ленинской премии. А ведь всего год назад стал он руководителем направления работ по созданию космических станций для исследования планет Солнечной системы.

список литературы

Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований / Под общ. ред. д-ра техн. наук, проф. Г.М. Полищука и д-ра техн. наук, проф. К.М. Пичхадзе. М.: МАИ-ПРИНТ, 2010. 660 с.

Евич А.Ф., Губайдуллин В.Ш. Первые шаги к Луне (воспоминания ветеранов ЦНИИмаш) // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 2. С. 134-135.

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

Хартов В.В., Зеленый Л.М., Долгополов В.П., Ефанов В.В. и др. Новые российские лунные автоматические космические комплексы (К 45-летию космической деятельности НПО им. С.А. Лавочкина и 40-летию КА «ЛУНА-16» и КА «ЛУНА-17») // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2010. № 4. С. 5-12.

Шесть лет и вся жизнь конструктора Г.Н. Бабакина / Авт.-сост. И.Л. Шевалёв. М.: Арт-Бизнес-Центр, 2004. 448 с.

Ширшаков А.Е., Карчаев Х.Ж., Моишеев 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 06.04.2021
Статья после доработки 06.04.2021
Статья принята к публикации 06.04.2021

УДК 629.783:621.396.967

ОСНОВНЫЕ ПОДХОДЫ К АПРИОРНОЙ ОЦЕНКЕ КАЧЕСТВА СКВОЗНОГО ИНФОРМАЦИОННОГО ТРАКТА КОСМИЧЕСКОГО РАДИОЛОКАТОРА С СИНТЕЗИРОВАНИЕМ АПЕРТУРЫ

BASIC APPROACHES TO A PRIORI ASSESSMENT OF THE END-TO-END DATAPATH QUALITY OF A SPACE SYNTHETIC APERTURE RADAR

К.А. Занин[1],
доктор технических наук,
pc4a@laspace.ru;
K.A. Zanin

И.В. Москатиньев[1],
MoskatinevIV@laspace.ru;
I.V. Moskatinev

Рассмотрено практическое применение обобщённого метода определения разрешающей способности на примере радиолокатора с синтезированием апертуры. Определена функция передачи модуляции с учетом элементов информационного тракта. Получена оценка линейной разрешающей способности для различных значений распознаваемого контраста.

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

The article covers practical application of a generic method for the resolution determination using synthetic aperture radar as an example. The function of the modulation transmission is defined, taking into account the datapath elements. An estimate of the linear resolution for different values of the recognized contrast is obtained.

Key words: quality factors; datapath; in-situ linear resolution; space synthetic aperture radar; radiometric resolution; modulation transfer function; phase-frequency characteristic; radar image quality.

DOI: 10.26162/LS.2021.52.2.002

введение

Разрешающая способность и качество радиолокационного изображения (РЛИ) современных космических радиолокаторов с синтезированием апертуры (РСА) непрерывно улучшаются, что постепенно приближает их к качеству оптико-электронных изображений. Например, в работе (*Prats-Iaola P. et al.*, 2012) рассматривается задача синтезирования изображения в следящем телескопическом режиме (Starring Spot Light) TerraSAR-X с учётом модуляции коэффициента усиления антенны при перенацеливании луча и фазовой ошибки, вызванной прохождением сигнала в ионосфере.

Амплитудная и фазовая характеристики по координатам азимута и дальности называются в указанной работе «2D frequency domain» и являются аналогом амплитудно-частодной характеристики (АЧХ) и фазочастотной характеристики(ФЧХ) с учётом ошибок синтезирования. Отмечается, что учет искажений «2D frequency domain» при синтезировании позволяет получить высокое качество РЛИ.

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

Традиционно в радиотехнике оцениваются амплитудно-частотная характеристика и фазочастотная характеристика тракта (*Лепёхина Т.А. и др.*, 2012). Оценка АХЧ и ФЧХ позволяет перейти к оценке ряда показателей аппаратной функции тракта РСА, например ширины функции рассеяния точки (ФРТ) по её спаду до заданного уровня. Считается, что ширина ФРТ определяет предельное пространственное разрешение радиолокатора с синтезированием апертуры (*Карпов В.В. и др.*, 2017). На практике пространственное разрешение оказывается хуже, так как, кроме самого тракта РСА, на него влияют еще и внешние возмущающие факторы, которые не учитываются при анализе ФРТ.

Определение разрешающей способности РСА с учётом фоноцелевой обстановки и статистических характеристик РЛИ рассмотрено в работах (*Woodhouse H. et al.*, 2011; *Бачманов М.М. и др.*, 2017), однако в них не учитывается отличие ФРТ информационного тракта РСА от идеальной.

В случае отсутствия априорной информации о форме функции передачи модуляции разрешающую способность системы можно оценить по методике (*Роуз А.*, 1977). Дальнейшее совершенствование рассмотренных методов возможно путём перехода от АЧХ и ФЧХ тракта к частотно-контрастной характеристике радиолокационного изображения. Известно, что пространственное разрешение РСА обратно пропорционально ширине полосы зондирующего сигнала или доплеровской частоте траекторного сигнала. Таким образом, функция передачи модуляции амплитуды (ФПМА) является обобщенным аналогом АЧХ в области пространственных частот изображения (*Занин К.А. и др.*, 2017).

В (*Занин К.А.*, 2020) предложена методика оценки разрешающей способности когерентных систем с синтезированием апертуры, основанная на применении теории линейного воспроизведения. Оценка комплексной ФПМА отдельных элементов информационного тракта позволяет перейти к функции передачи модуляции (ФПМ) по интенсивности, определить предельную пропускаемую частоту и соответствующую линейную разрешающую способность.

В статье рассматривается практическое применение разработанного метода для априорной оценки линейной разрешающей способности РСА.

1. Метод оценки функции передачи модуляции

Априорную оценку качества информационного тракта РСА можно провести при помощи функции передачи модуляции интенсивности (мощности). Для частично когерентной системы с учётом её фазовой характеристики ФПМ определяется выражением (*Занин К.А.*, 2020):

$$T_{\text{рса}}(\nu)=T_{\text{А}}(\nu)\cos\Phi_{\text{А}}(\nu), \quad (1)$$

где $T_{\text{А}}(\nu)$ – функция передачи модуляции амплитуды (ФПМА); ν – нормированная пространственная частота; $\Phi_{\text{А}}(\nu)$ – фазочастотная характеристика (ФЧХ) тракта РСА.

Выражение (1) справедливо, если $T_{\text{А}}(\nu)$ и $\Phi_{\text{А}}(\nu)$ являются четными функциями пространственной частоты. В ряде случаев ошибки информационного тракта могут быть несимметричны относительно центра апертуры, тогда необходимо использовать общее выражение:

$$T_{\text{рса}}(\nu)=\frac{1}{2}\sqrt{T_{\text{А}}^2(\nu)+T_{\text{А}}^2(-\nu)+2T_{\text{А}}(\nu)T_{\text{А}}(-\nu)\cos\left(\Phi_{\text{А}}(\nu)+\Phi_{\text{А}}(-\nu)\right)}, \quad (2)$$

где $T_{\text{А}}(+\nu)$, $T_{\text{А}}(-\nu)$ – ФПМА для положительной и отрицательной частоты;

$\Phi_{\text{А}}(\nu)$, $\Phi_{\text{А}}(-\nu)$ – фаза для положительной и отрицательной частоты.

Вывод выражения (2) не представляет сложности и проводится по аналогии (1), он достаточно громоздкий и в данной статье не приводится.

Выражения (1) и (2) позволяют корректно учесть эффект интерференции и квадратичной нелинейности при оценке качества РЛИ.

Функция передачи модуляции амплитуды может быть представлена как произведение передаточных функций отдельных элементов информационного тракта РСА. Фазочастотная характеристика представляется в виде суммы фаз отдельных элементов:

$$T_{\text{А}}(\nu)=\prod_{n=1}^{N}T_n(\nu), \quad (3)$$

$$\Phi_{\text{А}}(\nu)=\sum_{n=1}^{N}\Phi_n(\nu), \quad (4)$$

где N – общее количество элементов информационного тракта РСА;

$T_n(\nu)$ – функция передачи модуляции амплитуды элемента тракта РСА;

$\Phi_n(\nu)$ – функция передачи фазы элемента тракта РСА.

На рисунках 1 и 2 показан пример функции передачи модуляции амплитуды и фазы РСА и их основные оставляющие. Нелинейные искажения в приведённом примере преувеличены, однако, большие искажения иногда встречаются на практике при испытаниях РСА (*Бабокин М.И. и др.*, 2016; *Лоскутов А.И. и др.*, 2021).

Итоговую фазочастотную характеристику информационного тракта удобно представлять в виде полинома:

$$\Phi_{\text{А}}(\nu)\approx\Phi_0+\Phi_1\nu+\Phi_2\nu^2+\Phi_\xi(\nu), \quad (5)$$

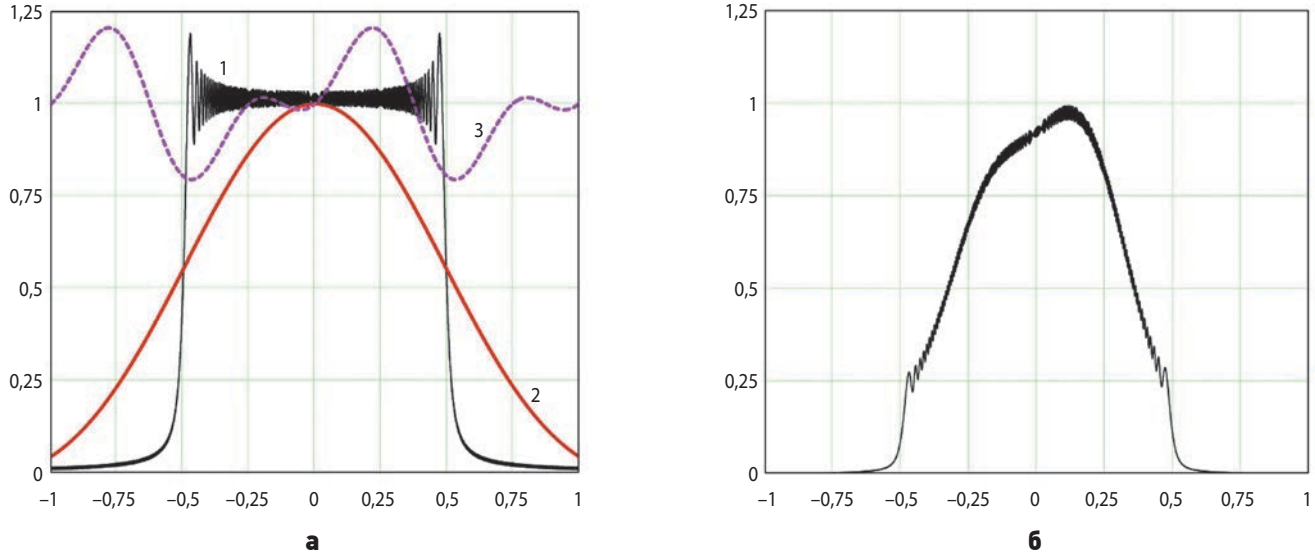
Φ_0 – постоянная составляющая; Φ_1 – линейная составляющая; Φ_2 –квадратичная составляющая; Φ_ξ – нелинейный остаточный член (компенсируемые остатки), в том числе содержащий фазовый шум.

В общем случае порядок представления полинома может быть любым. Рассматриваемая методика позволяет применять и любые другие функции аппроксимации или задавать фазу в численном виде.

Постоянная составляющая зависит от дальности до элемента разрешения и его электродинамических характеристик. Линейная составляющая приводит к смещению максимума и должна учитываться при привязке РЛИ (*Занин К.А.*, 2013). Квадратичная составляющая приводит к расфокусировке ФРТ.

Алгоритмы синтезирования и фокусировки радиолокационного изображения в РСА должны наилучшим образом учитывать отклонение фазы опорной функции от реального траекторного сигнала. Случайный фазовый шум не может быть полностью скомпенсирована и его величина должна быть ограничена допустимым ухудшением радиометрического качества.

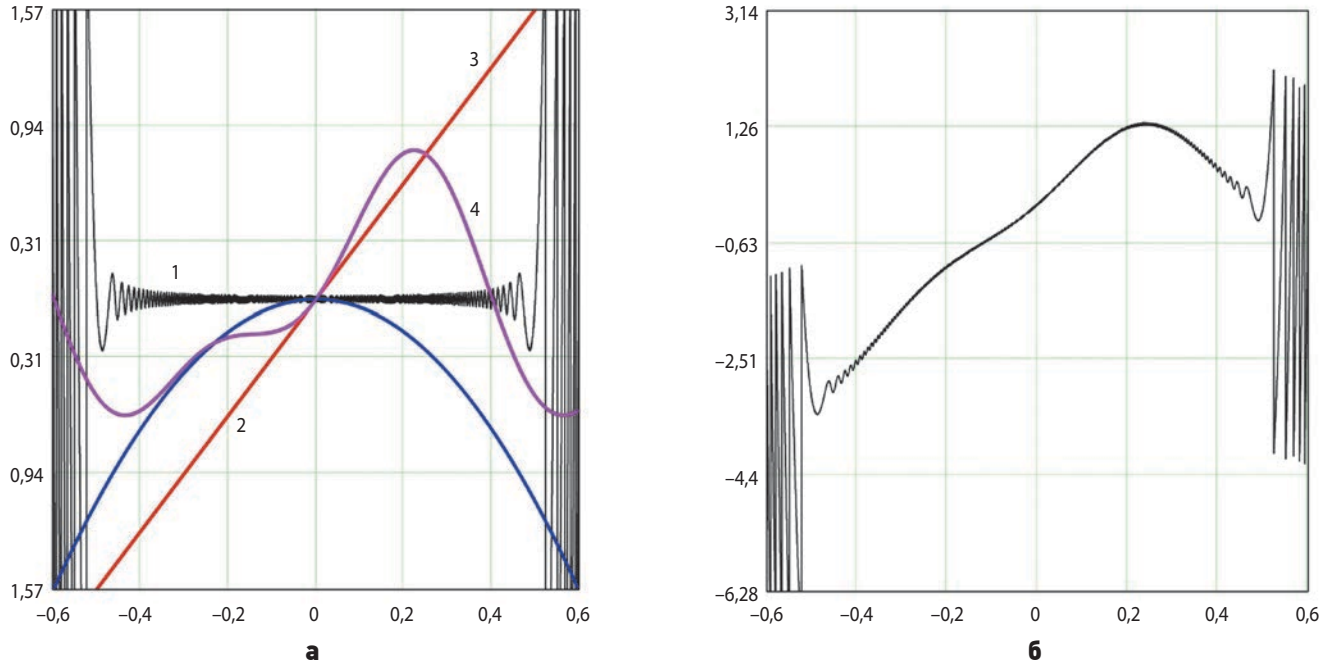
На рисунке 3 показана итоговая функция передачи тракта РСА, полученная с использованием выражения (2).



а – составляющие ФПМА; **б** – итоговая ФПМА.

1 – спектр идеального сигнала; **2** – АЧХ тракта РСА; **3** – нелинейность тракта РСА

рисунок 1. Пример функции передачи модуляции амплитуды тракта РСА



а – составляющие фазочастотной характеристики; **б** – суммарная фазо-частотная характеристика.

1 – остаточная фаза идеального сигнала; **2** – линейная составляющая;
3 – квадратичная составляющая; **4** – нелинейная составляющая.

рисунок 2. Пример фазочастотной характеристики тракта РСА

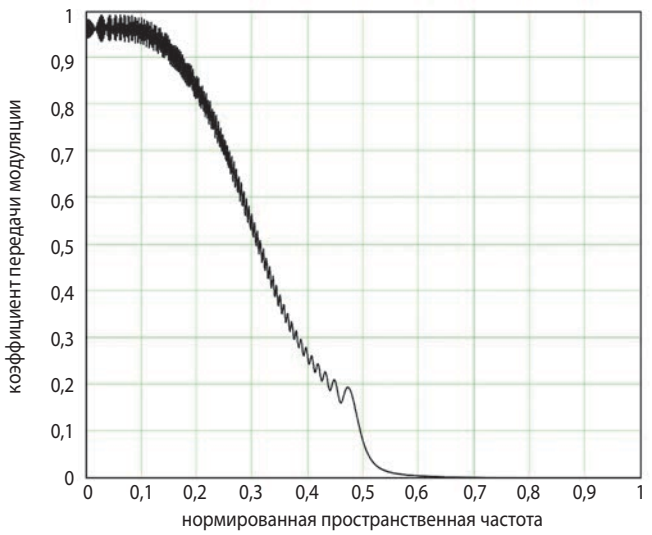


рисунок 3. Функция передачи модуляции интенсивности тракта РСА с учётом амплитудной и фазовой ошибки

Для дальнейшего анализа удобно разделить тракт РСА на независимые каналы дальности и азимута, каждый из которых характеризуется своими функциями передачи амплитуды, и фазы от нормированной частоты:

$T_А(\nu)=\{T_{дн}(\nu_{дн}),T_{ан}(\nu_{ан})\}$;

$\Phi_А(\nu)=\{\Phi_{дн}(\nu_{дн}), \Phi_{ан}(\nu_{ан})\}$,

где $\nu_{дн}=\dfrac{f_м-f_0}{\Delta f_м}$ – нормированная частота сигнала по дальности;

$\nu_{ан}=\dfrac{f_д}{\Delta f_д}$ – нормированная частота сигнала по азимуту;

$\Delta f_м$– ширина полосы модуляции по дальности;

$f_м$ – частота сигнала излучаемого импульса;

f_0 – средняя несущая частота зондирующего сигнала;

$f_д$ – доплеровская частота траекторного сигнала;

$\Delta f_д$ – ширина полосы доплеровской частоты траекторного сигнала.

Геометрическое (пространственное) разрешение РСА по дальности и азимуту пропорционально ширине спектра частот. Поэтому пространственная частота сигнала соответствует нормированной частоте.

Выражения (1)–(4) позволяют получить качественную оценку функций передачи модуляции и фазочастотную характеристику тракта РСА.

2. Оценка функции передачи модуляции амплитуды информационного тракта

Общая структура информационного тракта РСА приведена в работе (*Занин К.А. и др.*, 2016). Для большинства космических РСА она состоит из ряда типовых элементов, имеющих известные функции передачи амплитуды и фазы от частоты. Уровень декомпозиции элементов тракта и сложность моделей элементов может варьироваться в зависимости от требуемой точности расчёта.

Предлагаемая оценка может отличаться от характеристик РСА, получаемых экспериментально. Методика позволяет оценить предельно возможные характеристики информационного тракта РСА и получить опорные значения для анализа экспериментальных данных.

Рассмотрим основные составляющие ФПМА. (Влияние среды распространения сигнала в первом приближении не учитывается.)

Функцию передачи модуляции по каналу дальности можно представить в виде произведения следующих основных составляющих:

$$T_{дн}(\nu_{дн})=W_{дн}(\nu_{дн})T_{нд}(\nu_{дн})T_{афар}(\nu_{дн})T_{ацп}(\nu_{дн})\times \times T_{цап}(\nu_{дн})T_{лчм}(\nu_{дн}), \quad (5)$$

где $T_{лчм}(\nu_{дн})$ – спектр идеального сигнала с линейной частотной модуляцией;

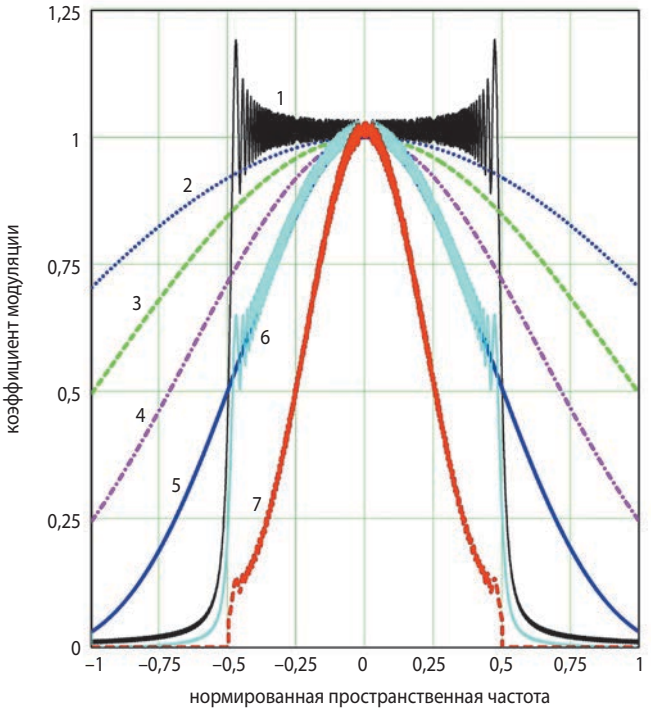
$T_{цап}(\nu_{дн})=\dfrac{\sin\left(\pi\dfrac{\nu_{дн}}{\nu_{цап}}\right)}{\pi\dfrac{\nu_{дн}}{\nu_{цап}}}$ – спектр пропускания цифроаналогового преобразователя в формирователе ЛЧМ прямого синтеза, $\nu_{цап}\approx 2$ – запас по частоте дискретизации;

$T_{ацп}(\nu_{дн})=\dfrac{\sin\left(\pi\dfrac{\nu_{дн}}{\nu_{ацп}}\right)}{\pi\dfrac{\nu_{дн}}{\nu_{ацп}}}$ – спектр пропускания цифроаналогового преобразователя в формирователе ЛЧМ сигнала прямого синтеза, $\nu_{ацп}\approx 2$ – запас по частоте дискретизации;

$T_{афар}(\nu_{дн})=\dfrac{\sin^2\left(\pi\dfrac{\nu_{дн}}{\nu_{афар}}\right)}{\left(\pi\dfrac{\nu_{дн}}{\nu_{афар}}\right)^2}$ – спектр пропускания высокочастотного тракта при двойном прохождении сигнала, включая антенну и тракт приёмопередачи, $\nu_{афар}>2$ – полоса пропускания. Полоса пропускания антенной фазированной решетки (АФАР) в основном зависит от размеров и способа её ахроматизации (*Кобелева С.П. и др.*, 2017);

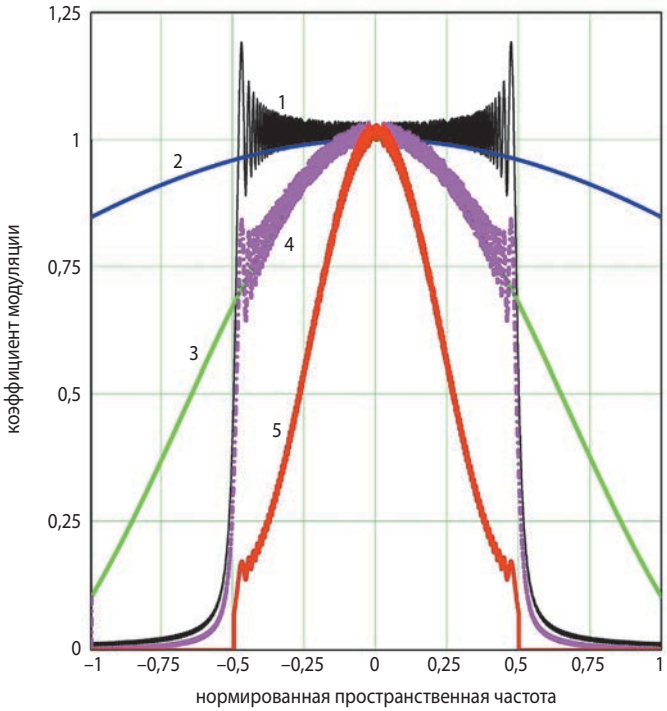
$T_{нд}(\nu_{дн})=\dfrac{\sin\left(\pi\dfrac{\nu_{дн}}{\nu_{нд}}\right)}{\pi\dfrac{\nu_{дн}}{\nu_{нд}}}$ – ограничение спектра неоднозначностью сигнала, возникающее в результате импульсного характера работы РСА, $\nu_{нд}\approx 1$– относительная частота следования импульсов;

$W_{дн}(\nu_{дн})=a+(1-a)\cos(2\pi\nu_{дн})$ – функция весовой обработки.



1 – $T_{лчм}(\nu_{дн})$; **2** – $T_{цап}(\nu_{дн})$; **3** – $T_{афар}(\nu_{дн})T_{цап}(\nu_{дн})$;
4 – $T_{афар}(\nu_{дн})T_{ацп}(\nu_{дн})T_{цап}(\nu_{дн})$;
5 – $T_{нд}(\nu_{дн})T_{афар}(\nu_{дн})T_{ацп}(\nu_{дн})T_{цап}(\nu_{дн})T_{лчм}(\nu_{дн})$;
6 – $T_{дн}(\nu_{дн})$ без учёта функции взвешивания;
7 – $T_{дн}(\nu_{дн})$ с учётом функции взвешивания при a=0,6.

рисунок 4. Функция передачи модуляции амплитуды тракта РСА по дальности и её основные составляющие



1 – $T_{лчм}(\nu_{ан})$;
2 – $T_{да}(\nu_{ан})$;
3 – $T_{да}(\nu_{ан})T_{нд}(\nu_{ан})$;
4 – $T_{ан}(\nu_{ан})$ без учёта функции взвешивания;
5 – $T_{ан}(\nu_{ан})$ с учётом функции взвешивания при a=0,6.

рисунок 5. Функция передачи модуляции амплитуды тракта РСА по азимуту и её основные составляющие

Основные составляющие ФПМА по дальности приведены на рисунке 4.

Функция передачи модуляции по каналу азимута определяется произведением следующих основных составляющих:

$$T_{ан}(\nu_{ан})=W_{ан}(\nu_{ан})T_{да}(\nu_{ан})T_{нд}(\nu_{ан})T_{лчм}(\nu_{ан}), \quad (6)$$

где $T_{лчм}(\nu_{ан})$ – спектр идеального сигнала с линейной частотной модуляцией,

$T_{да}(\nu_{ан})$ – коэффициент передачи модуляции траекторного сигнала по азимуту в результате изменения коэффициента усиления антенны,

$T_{нд}(\nu_{ан})=\dfrac{\sin\left(\pi\dfrac{\nu_{ан}}{\nu_{нд}}\right)}{\pi\dfrac{\nu_{ан}}{\nu_{нд}}}$ – ограничение спектра неоднозначностью сигнала, возникающее в результате импульсного характера работы РСА, $\nu_{нд}\approx1$ – частота следования импульсов.

Относительное значение коэффициента усиления антенны изменяется в процессе синтезирования апертуры. В маршрутном режиме съемки спектр траекторного сигнала ограничен диаграммой направленности:

$$T_{да}(\nu_{ан})=\frac{\sin^2(\pi\nu_{ан})}{(\pi\nu_{ан})^2}.$$

В прожекторном (детальном) режиме отслеживание объекта наблюдения осуществляется перенацеливанием луча АФАР или поворотом космического аппарата в случае применения параболической антенны.

Коэффициент усиления АФАР в зависимости от угла перенацеливания луча зависит от многих конструктивных факторов: размера антенны, ширины полосы сигнала, способа и качества организации управления фазами и задержками.

В первом приближении коэффициент передачи модуляции АФАР при синтезировании апертуры можно оценивать зависимостью:

$$T_{да}(\nu_{ан})=\frac{\sin^2(0{,}25\pi\nu_{ан})}{(0{,}25\pi\nu_{ан})^2}.$$

Основные составляющие ФПМА по азимуту приведены на рисунке 5.

3. Определение линейного разрешения

Пространственная разрешающая способность РСА может быть определена двумя основными способами – через ФРТ и при помощи ФПМ.

Традиционно она рассчитывается путём решения уравнения:

$$I(z_{0,5})=0{,}5I_{max}, \quad (7)$$

где I_{max} – максимальное значение ФРТ; $z_{0,5}$ – пространственное разрешение.

В результате решения уравнения (7) находится расстояние от максимума функции рассеяния точки, на котором её спад достигает 0,5 от её максимального значения.

Указанное определение пространственного разрешения РСА достаточно удобно на практике, однако не позволяет учесть больших искажений формы ФРТ, например нескольких максимумов. Полуширина ФРТ не учитывает контраста наблюдаемого объекта и шумов информационного тракта.

Аналогом такого определения пространственного разрешения в оптико-электронных комплексах является проекция пикселя.

Заметим, что ФРТ РСА определяется обратным преобразованием Фурье от ФПМ:

$$I(z)=(F^{-1}\{T_{рса}(\nu)\})^2,$$

где z – пространственная координата; F^{-1} – операция обратного преобразования Фурье.

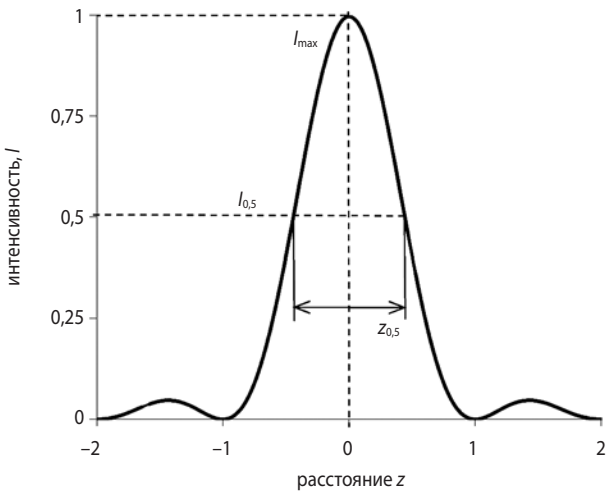


рисунок 6. Определение пространственной разрешающей способности РСА по функции рассеяния точки

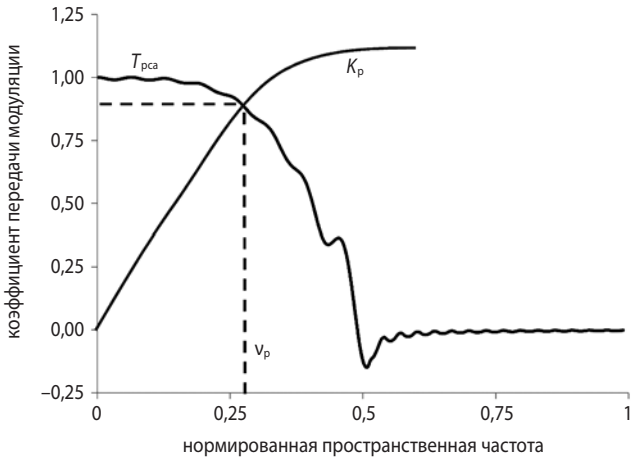


рисунок 7. Определение линейной разрешающей способности РСА по функции передачи модуляции

Более полное определение разрешающей способности дает решение уравнения линейного разрешения на основе ФПМ:

$$T_{рса}(\nu_р)=K_р(\nu_р), \quad (8)$$

где $\nu_р$ – разрешаемая пространственная частота; $K_р(\nu_р)$– предельный распознаваемый контраст, определяемый требуемым отношением сигнал – шум и контрастом наблюдаемого объекта.

Разрешаемая пространственная частота находится путем решения уравнения (8). Она связана с линейным пространственным разрешением выражением:

$$z_р=\nu_р^{-1}.$$

Физический смысл решения уравнения (8) можно пояснить следующим образом. Известно, что в общем виде характеристики качества радиоэлектронного тракта зависят от полосы и равномерности его пропускания по частоте.

Ширина полосы сигнала определяется частотой среза, на которой амплитудно-частотная характеристика падает до нуля, или заданного значения пропускания, например 0,5 (3 дБ). В тракте действуют случайные шумы, фазовые искажения и другие возмущения, поэтому порог пропускания должен учитывать необходимость заданного превышения сигнала над шумом. Решение уравнения (8) как раз и определяет частоту среза модуляции до необходимого уровня (рисунок 5). Разница заключается только в определении пространственной частоты, относительно которой решается уравнение (8). Пространственная разрешающая способность РСА пропорциональна ширине полосы модуляции зондирующего сигнала, что дает возможность установить прямую связь между пространственной частотой и частотой сигнала РСА.

На рисунках 6 и 7 показано графическое представление уравнения разрешения по ФРТ и ФПМ.

Основным преимуществом определения линейной разрешающей способности является объединение радиометрического и пространственного разрешения в единый показатель (*Сахаров М.В. и др.*, 2020). Оценка линейного разрешения всегда хуже, чем оценка пространственного разрешения по ширине ФРТ, так как учитывает большее количество факторов.

Кроме линейной разрешающей способност, ФПМ позволяет оценить относительное количество информации. Соответствующий показатель называется коэффициентом содержания структуры или критерием Шаде (*Ллойд Дж.*, 1987):

$$Q=\frac{\int_0^{\nu_{max}} T_{рса}^{\ 2}(\nu)\,d\nu}{\int_0^{\nu_{max}} T_{рса}^{*\ 2}(\nu)\,d\nu},$$

где $T^*_{рса}$ – идеальная функция передачи модуляции; ν_{max} – максимальная пространственная частота.

4. Связь линейного и радиометрического разрешения

Характер статистического распределения интенсивности элементов РЛИ определяется в основном следующими типами наблюдаемых объектов:

- сигналы от больших объектов, превышающие фон;
- среднее значение фона со случайными флуктуациями;
- радиотени с интенсивностью флуктуации сигнала, равной или несколько большей удельного шумового эквивалента тракта РСА.

Разрешение каждого типа наблюдаемых объектов является самостоятельной задачей. В общем виде факт разрешения может быть определен при помощи уравненя и разрешения типа (8) по перепаду интенсивности и статистическим характеристикам РЛИ.

Теория линейного воспроизведения для случая разрешения двух точечных источников может быть применена без изменений. Соответствующее строгое математическое определение разрешаемого расстояния дается через теорему смещения Фурье.

Одной из важных практических задач является оценка возможности различать два пространственных участка (*Коваленко А.И.*, 2017), отличающихся значениями удельной эффективной площади рассеяния (УЭПР). Показателем радиометрического разрешения РСА является разрешаемый абсолютный контраст двух пространственно распределённых участков изображения.

Разрешаемое приращение УЭПР или дифференциальный контраст определяется выражением (*Верба В.С. и др.*, 2010):

$$K_р=\frac{1}{\sqrt{N}}\left(\frac{\sigma_ш}{\sigma_{ср}}+\frac{\sigma_{пе}}{\sigma_{ср}}\right), \qquad (9)$$

где N – количество кадров некогерентного накопления;

$\sigma_{пе}$ – удельный шумовой эквивалент;

$\sigma_ш$ – среднеквадратическое отклонение шума фона;

$\sigma_{ср}$ – средняя удельная эффективная площадь рассеяния.

Обычно рассматривается случай, когда фон содержит развитый спекл-шум и $\sigma_{ср}=\sigma_ш$, тогда $K_р\approx\frac{1}{\sqrt{N}}\left(1+\frac{\sigma_{пе}}{\sigma_{ср}}\right)$.

Практическая оценка величины синал – шум для фона на РЛИ приведена в (*Турук В.Э. и др.*, 2017) и находится в диапазоне от 1 до 10 со средним значением около 5. Заметим, что приведённое в (*Верба В.С. и др.*, 2010) определение радиометрического разрешения не единственное, существуют более удобные для инженерной практики способы (*Dong Ge*, 2004).

Традиционное определение радиометрического разрешения имеет существенный недостаток – оно не предусматривает связь наблюдаемого перепада интенсивности двух пространственных площадок с их линейными размерами.

Кроме того, предусмотренный запас по превышению перепада интенсивности над величиной среднеквадратического отклонения равен единице, что соответствует вероятности распознавания не более 0,6.

Практическое осреднение шумов на РЛИ может осуществляться сложением не только нескольких изображений, но и соседних пикселей. В этом случае количество некогерентных накоплений связано с пространственной частотой выражением:

$$\nu=\frac{1}{\sqrt{N}}.$$

Соответствующая зависимость распознавемго контраста от пространственной частоты:

$$K_р(\nu)=\nu\psi_{тр}\left(\frac{\sigma_ш+\sigma_{пе}}{\sigma_{ср}}\right), \qquad (9)$$

где $\psi_{тр}$ – требуемое превышение перепада интенсивности сигнала над шумом. При $\psi_{тр}=1$ вероятность распознавания равна примерно 0,6, при $\psi_{тр}=2$ – более 0,8.

На практике при задании требований к космичсекой радиолокационной системе уровень вероятности распознавания 0,6 слишком мал. В практике оптико-электронных систем принято задавать уровень вероятности не менее 0,8.

Подстановкой выражения (9) подставляется в уравнение (8) определяют пространственный размер распознаваемых площадок или точечных объектов.

5. Пример оценки линейной разрешающей способности

Для определения линейной разрешающей способности обычно задаются зачетные условия наблюдения: контраст объекта, средний коэффицент отражения, угол визирования и др. В практике задания требований к РСА до настоящего времени общепринятые зачётные условия не определены.

В таблице 1 в качестве примера приведены характеристики наблюдаемых объектов. Амплитудные ошибки тракта заданы азимутальной ФПМА вида (4), рисунок 5. Фазовые ошибки заданы квадратичной функцией с предельной величиной ошибки: λ/16, λ/8, λ/4, λ/2 для пространственной частоты 0,5.

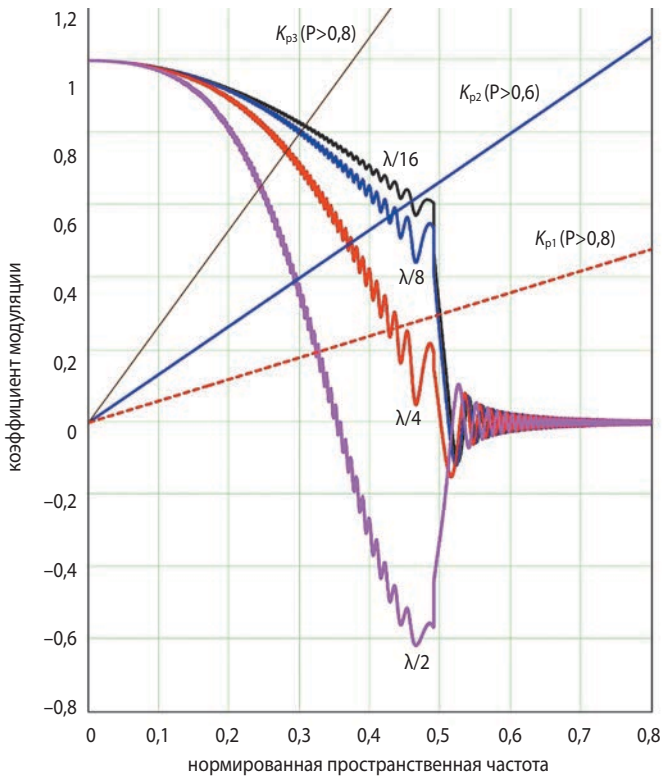


рисунок 8. Графическое представление решения уравнения разрешающей способности

На рисунке 8 показан пример графического решения уравнения разрешения для зависимостей распознаваемых контрастов трёх типов:

$K_{р1}$ – точечный объект с вероятностью 0,8;

$K_{р2}$ – распределенный объект с вероятностью 0,6;

$K_{р3}$ – распределенный объект с вероятностью 0,8.

Результаты оценки показателей качества приведены в таблицах 2 и 3.

таблица 1 – Зачётные условия наблюдения объектов (пример)

параметр	значение	
тип объекта	точечный	распределённый
удельный шумовой эквивалент тракта РСА, дБ	–25	
перепад УЭПР объекта и фона	–15 дБ	–
средняя величина УЭПР фона	–	–15 дБ
среднеквадратическая величина шума фона	–22 дБ	–15 дБ
отношение сигнал – шум	3,4	0,75
запас по отношению сигнал – шум	2	1 или 2
вероятность распознавания	0,8	0,6 или 0,8

таблица 2 – Результаты оценки показателей качества изображения при различных ошибках фазы на краях синтезированной апертуры

параметр	Значение			
квадратичная ошибка фазы	$\frac{\pi}{8}$	$\frac{\pi}{4}$	$\frac{\pi}{2}$	π
квадратичная ошибка относительно длины волны	$\frac{1}{16}$	$\frac{1}{8}$	$\frac{1}{4}$	$\frac{1}{2}$
интенсивность максимума ФРТ	0,98	0,94	0,79	0,40
пространственное разрешение по ФРТ	1,1	1,2	1,4	2,8
разрешаемая пространственная частота	0,50	0,48	0,43	0,32
пространственное разрешение по ФПМ	2,0	2,1	2,3	3,2

таблица 3 – Результаты оценки показателей качества изображения при различных ошибках фазы на краях синтезированной апертуры

параметр	значение			
квадратичная ошибка фазы	$\frac{\pi}{8}$	$\frac{\pi}{4}$	$\frac{\pi}{2}$	π
квадратичная ошибка относительно длины волны	$\frac{1}{16}$	$\frac{1}{8}$	$\frac{1}{4}$	$\frac{1}{2}$
относительное содержание структуры	0,85	0,81	0,70	0,50
вероятность разрешения 0,6				
разрешаемая пространственная частота	0,47	0,43	0,37	0,30
линейное разрешение, м	2,1	2,3	2,7	3,3
вероятность разрешения 0,8				
разрешаемая пространственная частота	0,32	0,30	0,28	0,25
линейное разрешение, м	3,12	3,3	3,6	4,0

заключение

В статье рассмотрено практическое применение метода линейного воспроизведения к априорной оценке качества информационного тракта РСА.

Определены основные составляющие амплитудных ошибок тракта по дальности и азимуту. Показано, что оценка предельно возможной функции передачи модуляции амплитуды РСА существенно отличается от идеальной. Теоретические зависимости ФПМА могут служить опорными значениями для сравнения с ними измеренных АЧХ и ФЧХ при испытаниях тракта РСА.

Предложенный математический аппарат позволяет определить итоговую функцию передачи модуляции интенсивности РЛИ с учётом как симметричных, так и несимметричных ошибок тракта РСА по амплитуде и фазе.

Уточнено понятие радиометрического и пространственного разрешения. Предложено использовать линейное разрешение, объединяющее пространственное и радиометрическое.

Осуществлена оценка линейного разрешения на местности для точечного и распределенного объекта в зачётных условиях с типовыми амплитудными и фазовыми ошибками.

Практическое значение разработанного метода заключается в улучшении достоверности обоснования требований к космическим РСА по показателям линейного и радиометрического разрешения.

Показано, что оценку качества космического РСА необходимо осуществлять в зачётных условиях наблюдения. В дальнейшем необходимо определить стандартные значения зачётных условий.

Разработанный метод позволяет обобщить подходы к оценке априорного качества информационного тракта оптико-электронных и когерентных систем дистанционного зондирования Земли.

список литературы

Бабокин М.И., Ефимов А.В., Зайцев С.Э. и др. Итоги и уроки лётных испытаний РСА малого космического аппарата «Кондор-Э» // VI Всероссийские Армандовские чтения. Муром. 2016. С. 16-36.

Бачманов М.М., Исков Д.А. Решение задачи оценивания детальности радиолокационного изображения объектов, расположенных на земной поверхности // Космонавтика и ракетостроение. 2017. № 2. С. 117-125.

Верба В.С., Неронский Л.Б., Осипов И.Г., Турук В.Э. Радиолокационные системы землеобзора космического базирования / Под ред. В.С. Вербы. М.: Радиотехника, 2010. 680 с.

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

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

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

Занин К.А., Москатиньев И.В. Совершенствование методов оценки разрешающей способности космического радиолокатора синтезированной апертуры // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 3. С. 3-10.

Карпов В.В., Костров О.А., Толстов Е.Ф. Сравнительный анализ двух критериев и методов измерения пространственного разрешения РЛС при радиолокации и радиовидении // Радиотехнические и телекоммуникационные системы. 2017. № 3. С. 30-42.

Кобелева С.П., Перевезенцев А.В., Фомин В.М., Френкель М.М. Расчёт диаграммы направленности активной фазированной антенной решетки // Электронная техника. Сер. 2. Полупроводниковые приборы. 2017. Вып. 4. С. 37-41.

Коваленко А.И. О взаимосвязи «инструментальных» характеристик космического РСА с показателями качества радиолокационных изображений земной поверхности // Современные проблемы дистанционного зондирования, радиолокации, распространения и дифракции радиоволн: сб. докладов VII всероссийской научной конференции. Муром 2017. С. 243-252.

Лепёхина Т.А., Николаев В.И., Толстов Е.Ф. Определение пространственного разрешения космических РСА методом импульсного отклика // II Всероссийские Армандовские чтения. Муром. 2012. С. 486-490.

Ллойд Дж. Системы тепловидения. М.: Мир, 1987. 414 с.

Лоскутов А.И., Назаров А.В., Клыков В.А. и др. Нейросетевой подход к контролю технического состояния бортовой радиоэлектронной аппаратуры изделий ракетно-космической техники в условиях многозначности функций выходов// Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2021. № 1. С. 52-59.

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

Сахаров М.В., Конради Д.С. Оценка влияния помех на решение информационных задач оптико-электронными системами космических аппаратов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 1. С. 29-35.

Турук В.Э., Верба В.С., Голованова М.В. и др. РСА «Стриж» для малых космических аппаратов «Кондор-Э» // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2017. Т. 14, № 5. С. 69-83.

Dong Ge. A Corrected Engineering Estimation Formula of Radiometric resolution SAR images // Jornal of electronics&Information technology. 2004. Vol. 26, № 12. P. 1901-1907.

Prats-Iaola P., Scheiber R., Rodriquez-Cassola M., Wollsatand S. High precision SAR focusing of TerraSAR-X experimental staring spotlight data // International Geoscince and Remote Sensing Symposium. 2012. P. 3576-3579.

Woodhouse H., Marino A., Cameron I. A standard index of spatial resolution for distributed targets in synthetic aperture radar imagery // International Journal of Remote Sensing. 2011. P. 567-605.

Статья поступила в редакцию 07.06.2021
Статья после доработки 07.06.2021
Статья принята к публикации 07.06.2021

УДК 629.788

ПОСТРОЕНИЕ ТРАЕКТОРИЙ ВОЗВРАЩЕНИЯ КА С ЛУНЫ НА ЗЕМЛЮ, ДОСТАВЛЯЮЩИХ ОБРАЗЦЫ РЕГОЛИТА В ЗАДАННЫЙ РАЙОН РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

CONSTRUCTION OF SPACECRAFT'S RETURN TRAJECTORIES FROM THE MOON TO THE EARTH, DELIVERING REGOLITH SAMPLES TO A DEFINED ZONE OF RUSSIAN FEDERATION

Е.С. Гордиенко[1],
кандидат технических наук,
gordienko.evgenyy@gmail.com,
ges@laspace.ru;
E.S. Gordienko

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

П.А. Худорожков[1],
pavelkhud@gmail.com;
P.A. Khudorozhkov

Рассматривается построение траекторий возвращения космического аппарата с Луны на Землю, доставляющего реголит в заданный район Российской Федерации. При баллистическом проектировании миссии сначала, с использованием упрощённой модели движения, определяется начальное приближение для траектории возвращения, двигаясь по которой аппарат входит в плотные слои атмосферы под определенным углом и попадает в заданный район нашей планеты. Далее оно уточняется с учётом возмущений от гравитационных полей Земли, Луны и Солнца. Приводятся численные и графические результаты. Показано, что не для каждой даты подлёта можно выполнить ограничения на угол входа спутника в атмосферу Земли.

Ключевые слова:
космический аппарат;
траектории перелёта с Луны на Землю;
траектории возвращения;
угол входа в атмосферу.

DOI: 10.26162/LS.2021.52.2.003

We consider the construction of the spacecraft's return trajectories from the Moon to the Earth, delivering regolith to a defined area of Russian Federation. During ballistic mission design firstly, with taking into account simplified motion model, we define the initial approximation for the return trajectory, moving along which the spacecraft enters the dense layers of the atmosphere at a certain angle and falls into a defined area of our planet. Further, it is refined with taking into account the perturbations from the gravitational fields of the Earth, the Moon and the Sun. Numerical and graphical results are presented. It is shown that not for each flight date it is possible to perform the restrictions on the satellite's entry angle into the Earth's atmosphere.

Key words:
spacecraft;
transfer trajectories from the Moon to the Earth;
return trajectories;
entry angle into the atmosphere.

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

Задача освоения Луны является одним из основных направлений развития отечественной и мировой космонавтики, её исследование без детального анализа образцов лунного грунта было бы неполным. Изучение реголита на поверхности Луны весьма затруднительно, так как масса полезной нагрузки, а соответственно, и масса научной аппаратуры спутника, весьма ограничена. Поэтому их доставка в лаборатории на Земле представляет собой важную научную задачу.

Первым аппаратом, исследовавшим реголит в конце декабря 1966 года, была автоматическая межпланетная станция (АМС) «ЛУНА-13» (*Попов Е.И.*, 1985). На Землю лунный грунт массой ~21.55 кг был впервые доставлен экипажем «АПОЛЛОНА-11» 24 июля 1969 года (*Orloff Richard W.*, 2000). 24 сентября 1970 года посадкой возвращаемого аппарата успешно завершилась советская миссия «ЛУНА-16» (*Довгань В.Г. и др.*, 2020). По её результатам учёные ГЕОХИ им. В.И. Вернадского получили 105 граммов реголита (*Моишеев А.А. и др.*, 2020). 16 декабря 2020 года успешно завершилась китайская миссия «ЧАНЪЭ-5». По её результатам Академия наук Китайской Народной Республики получила 1731 грамм образцов лунного грунта. «ЧАНЪЭ-5» стала первой китайской возвращаемой АМС и первой с 1976 года возвращаемой с Луны миссией, приняв эстафету от советской АМС «ЛУНА-24» (*Osterhage W.W.*, 2021).

В наши дни в рамках лунной программы на АО «НПО Лавочкина» разрабатывается проект «ЛУНА-ГРУНТ» (*Долгополов В.П. и др.*, 2011). Его основной целью является доставка реголита в заданный район на территории Российской Федерации. Для этого необходимо рассчитать траекторию возвращения (ТВ) космического аппарата (КА) с Луны на Землю, что требует разработки методики определения ТВ.

С баллистической точки зрения задача заключается в построении траектории, которая будет удовлетворять ограничениям на углы входа КА в атмосферу Земли и на точки посадки на её поверхности.

Основные этапы методики определения ТВ КА были описаны ранее в (*Гордиенко Е.С. и др.*, 2019). На первом этапе данной методики получается начальное приближение для ТВ КА с Луны на Землю. Так как учёт возмущений от гравитационных полей Земли, Луны и Солнца лишь незначительно изменяет траекторию у Земли, то необходимо сразу проектировать начальное приближение таким образом, чтобы уже в упрощенной модели движения КА входил в плотные слои атмосферы под определенным углом θ и при этом попадал в заданный район на территории Российской Федерации. Следовательно, с точки зрения баллистического проектирования миссии наиболее важным этапом методики является получение начального приближения для ТВ КА, которое удовлетворяет накладываемым на траекторию ограничениям. Именно поэтому первому этапу ранее разработанной методики (*Гордиенко Е.С. и др.*, 2019) уделяется основное внимание в данной работе.

При построении начального приближения для ТВ необходимо выполнить два основных условия:

1. Обеспечить углы входа КА в атмосферу Земли в диапазоне 60°±15°.
2. Доставить грунт в точку на поверхности Земли с заданными географическими широтой $\varphi_П$ и долготой $\lambda_П$. Далее её будем называть полигоном посадки **П** ($\varphi_П$, $\lambda_П$), а также точкой **П**.

При определении начального приближения для ТВ движение спутника моделируется в центральном поле Земли. Формы Луны и Земли аппроксимируются сферами с радиусами R_M=1738.57 км и R_E=6378.136 км соответственно. Угол входа КА в атмосферу Земли θ определяется при пересечении траекторией условной границы атмосферы (УГА), аппроксимируемой сферой радиусом $R_{УГА}=R_E+h_{УГА}$, где $h_{УГА}$=120 км – высота УГА.

Далее рассмотрим в отдельности каждый из разработанных способов определения начального приближения для ТВ КА.

1. Первый способ. Варьирование геоцентрического наклонения и радиуса перигея

Задаваясь датой подлёта КА к Земле t_f и точкой на орбите ИСЛ, получим ТВ КА в центральном поле Земли. Для этого рассмотрим движение КА в рамках модели точечной сферы действия Луны. В ней размеры Луны стягиваются в точку, а её масса принимается равной нулю. Таким образом, вся траектория перелёта КА с орбиты ИСЛ на Землю строится в центральном поле Земли, и поэтому может быть описана формулами кеплеровой теории для геоцентрической эллиптической траектории (*Гордиенко Е.С., Худорожков П.А.*, 2016; *Самотохин А.С., Тучин А.Г.*, 2016).

Время отлёта КА с орбиты ИСЛ на Землю выбирается таким образом, чтобы долгота восходящего узла геоцентрической орбиты перелёта с Луны на Землю в момент отлёта КА с орбиты у Луны $\Omega_1(t_0)$ была равна долготе восходящего узла орбиты перелёта КА, плоскость которой в момент пересечения поверхности Земли $t_f=t_0+\Delta t_{(л-з)}$ проходит через точку **П** с координатами ($\varphi_П$, $\lambda_П$). Этой точке **П** соответствует долгота восходящего узла в момент времени t_f – $\Omega_2(t_f)$, как и показано в формуле (1):

$$\Omega_1(t_0)=\Omega_2(t_f). \quad (1)$$

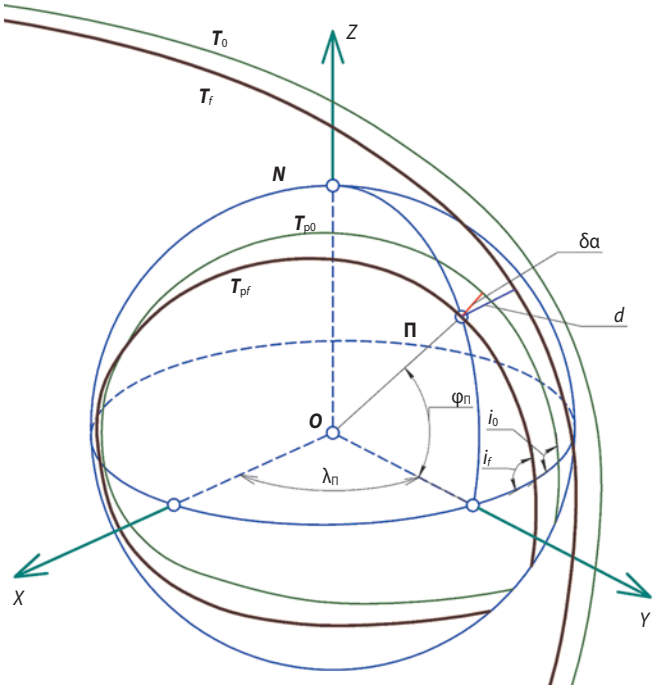


рисунок 1. Схема коррекции рассогласования траектории по угловому расстоянию δα, где $d=(r-R_E)$ – минимальное расстояние до полигона **П** (красный цвет), $\boldsymbol{T}_0$, $\boldsymbol{T}_{p0}$ и $\boldsymbol{T}_f$, $\boldsymbol{T}_{pf}$ обозначают случайную траекторию и соответствующую ей трассу (зелёный цвет), а также траекторию начального приближения и соответствующую ей трассу (коричневый цвет), проходящую через полигон **П** ($\varphi_П$, $\lambda_П$)

Трасса траектории при заданных геоцентрическом наклонении i_f и радиусе перигея r_π представлена на рисунке 1.

Для случайной траектории возвращения КА к Земле, как правило, возникают рассогласования по угловому расстоянию δα и по времени δ*t*, показанные на рисунках 1 и 2 соответственно.

1.1. Рассогласование по угловому расстоянию δα

Схема коррекции рассогласования по угловому расстоянию δα, представленная на рисунке 1, показывает, что для случайной траектории возвращения часто возникает промах по географическим координатам

$$\delta\alpha = \sqrt{\delta\varphi^2 + \delta\lambda^2},$$

где $\delta\varphi=\varphi^*-\varphi_П$ – промах по широте;

$\delta\lambda=\lambda^*-\lambda_П$ – промах по долготе;

δα – угол, соответствующий минимальному расстоянию от трассы полёта КА по случайной траектории (зелёный цвет) до полигона **П**.

Величину промаха δα сводим к «нулю» малым варьированием геоцентрического наклонения i_f орбиты возвращения T_f: $i_f \sim \delta\alpha \to \varepsilon(\delta\alpha))$, $\varepsilon(\delta\alpha)=0.25°$. При этом следует учитывать, что наклонение i_f должно быть не меньше широты точки посадки $\varphi_П$ (2):

$$i_f \geq \varphi_П. \qquad (2)$$

1.2. Рассогласование по времени пересечения поверхности Земли δ*t*

Рассмотрим схему коррекции рассогласования по времени δ*t*, показанную на рисунке 2. В общем случае, если трасса траектории проходит через точку **П**, то сама траектория при подлёте к Земле из северной полусферы мира ***N*** (рисунок 2) может пересекать её поверхность или раньше, севернее полигона **П** ($T_{0С}$ – красный цвет), не долетая до неё; или позже, южнее ***S*** полигона **П** ($T_{0Ю}$ – зелёный цвет), перелетая её. Для устранения этого рассогласования, используя формулы (3) и (4), корректируют величину радиуса перигея $r_{\pi 0}$ (рисунок 2):

$$L=\mathrm{sign}(\varphi-\varphi_П)d\cdot\cos(\varphi_П), \qquad (3)$$

$$r_{\pi(i+1)}= r_{\pi i}-L. \qquad (4)$$

где *L* – вычисляется с учётом знака разницы получающейся широты φ и широты точки посадки $\varphi_П$.

Пункты 1.1 и 1.2 повторяются до тех пор, пока величина *L* не станет меньше 1 км.

В результате считаем, что нашли траекторию движения КА, которая в центральном поле Земли попадает в точку **П** с координатами ($\varphi_П$, $\lambda_П$). Пример такой траектории (красный цвет) изображен на рисунке 3.

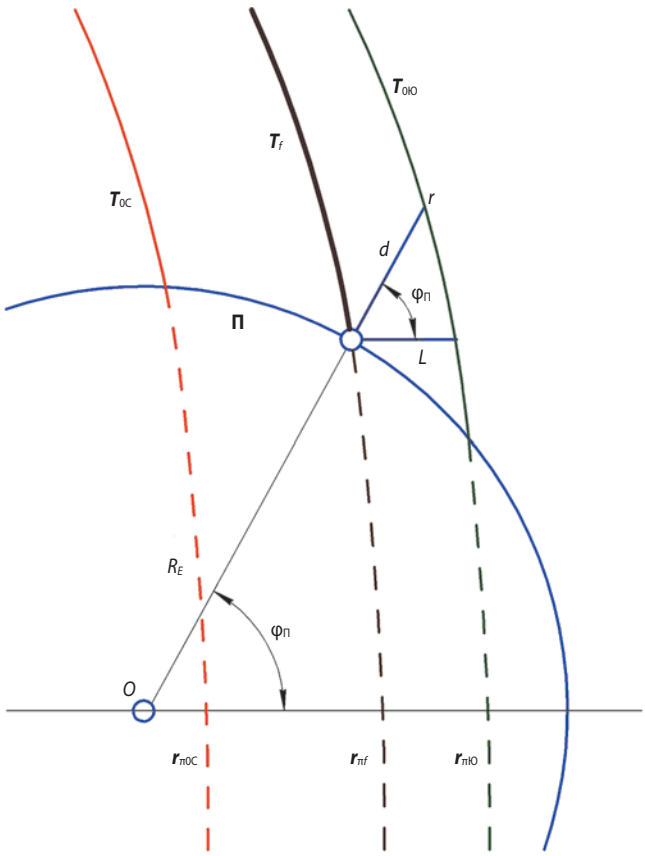


рисунок 2. Схема коррекции рассогласования траектории по времени δ*t*

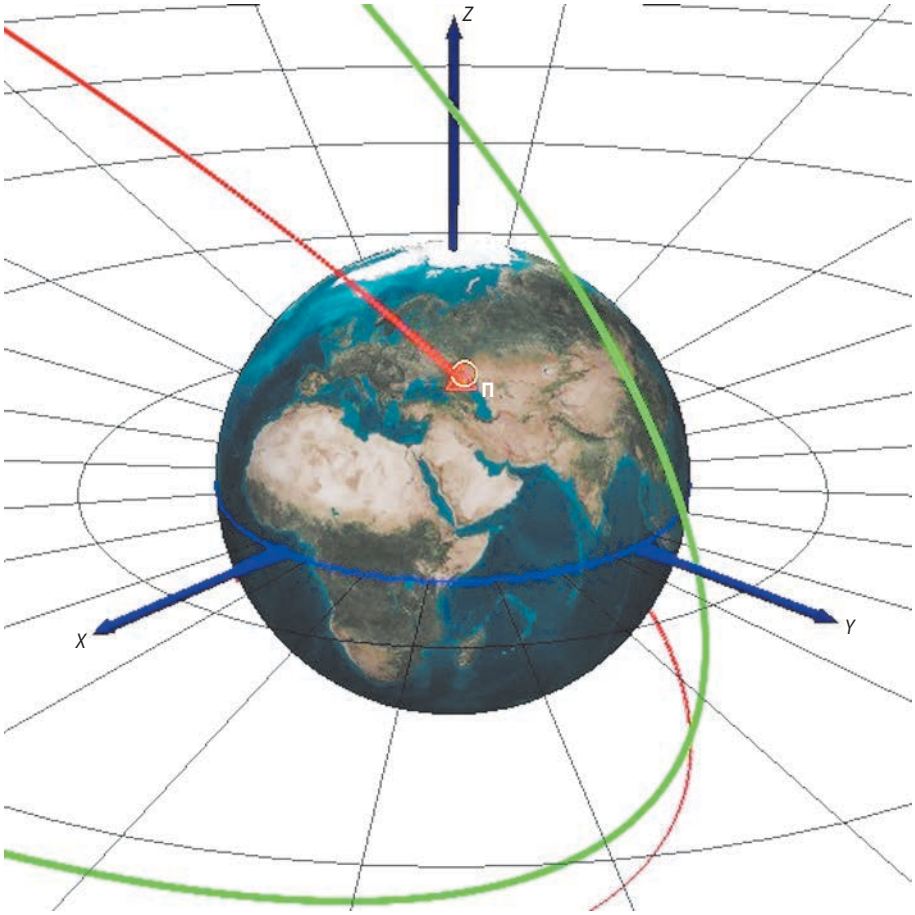


рисунок 3. Траектории перелёта КА от Луны в центральном поле Земли (околоземный участок): зелёный цвет– случайная траектория, красный цвет – начальное приближение для траектории возвращения КА, которая при учёте возмущений попадает в точку **П** с заданными географическими координатами ($\varphi_П$, $\lambda_П$)

Далее она используется в качестве начального приближения для траектории возвращения Луна – Земля при учёте возмущений от гравитационных полей Земли (с учётом его сжатия C_{20}), Луны (с учётом его нецентральности в разложении в ряд по сферическим функциям 8×8) и Солнца (*Гордиенко Е.С. и др.*, 2016). Выбор такой модели возмущений, действующих на КА в процессе его полёта, позволяет получать ТВ, близкие к реальным. Для такого способа определения начального приближения ТВ, попадающей в точку **П** на поверхности Земли с координатами ($\varphi_П$, $\lambda_П$), угол входа КА в атмосферу Земли θ является выходным параметром и его невозможно контролировать. Поэтому не на каждую дату подлёта КА к Луне можно получить ТВ с углом входа в атмосферу Земли θ в диапазоне 60°±15°, как это и было показано ранее в (*Гордиенко Е.С. и др.*, 2019). Угол входа θ можно привести в указанный диапазон путем варьирования радиуса перигея r_π ТВ.

Чтобы иметь возможность задавать определённую величину радиуса перигея r_π, алгоритм построения начального приближения был модифицирован. Далее опишем особенности второго способа построения начального приближения.

2. Второй способ. Свободный радиус перигея

Если допустить, что при малом варьировании длительности перелёта Луна – Земля $\Delta t_{(Л\text{-}З)}$ и времени подлёта t_f КА к Земле геоцентрическое наклонение i_f орбиты перелёта не изменится, то получим схему углов, характеризующих угловой промах Δl на сферической поверхности Земли, изображенную на рисунке 4. На нём линии меридиана показаны вертикальными пунктирными, линии широты – горизонтальными пунктирными, трассы полёта – наклонными тонкими, точка **П** обозначает полигон, точка **С** – пересечение поверхности Земли случайной ТВ с Луны. Тогда Δφ и Δλ являются проекциями углового промаха Δl на линии меридиана и широты соответственно. Углы β и α характеризуют угловые промахи по трассе полёта спутника и в направлении, перпендикулярном ей.

Используя формулы сферической геометрии, получаем следующий алгоритм пересчёта углов промаха по географическим координатам Δφ и Δλ в углы промаха, связанные с трассой полёта спутника α и β, который приведён ниже в формулах (5)–(10):

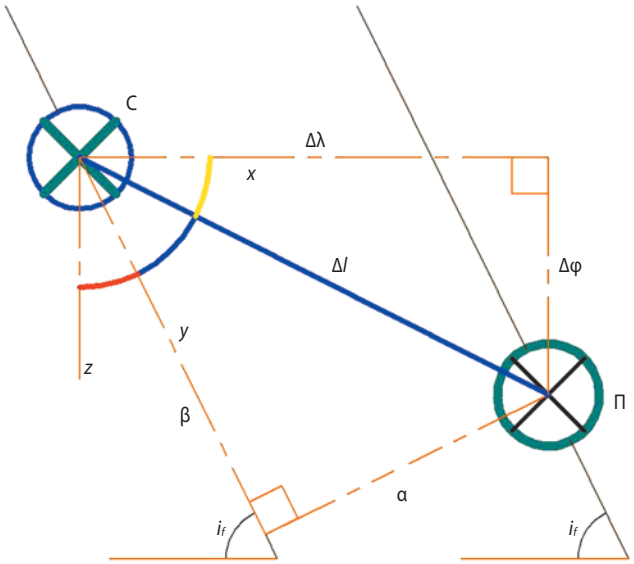


рисунок 4. Схема углов, характеризующих угловой промах Δl на сферической поверхности Земли

$$\cos\Delta l=\cos\alpha\cdot\cos\beta; \quad (5)$$

$$y=\frac{\pi}{2}-x-z; \quad (6)$$

$$\cos x=\frac{\mathrm{tg}\Delta\lambda}{\mathrm{tg}\Delta l}; \quad (7)$$

$$\sin z=\frac{\cos i_f}{\cos\Delta\varphi}; \quad (8)$$

$$\sin\alpha=\sin y\cdot\sin\Delta l; \quad (9)$$

$$\cos\beta=\frac{\cos\Delta l}{\cos\alpha}. \quad (10)$$

Для заданной точки на орбите ИСЛ начальное приближение для ТВ получается в результате решения двухпараметрической краевой задачи итерационным методом Ньютона. При этом варьируются длительность перелёта $\Delta t_{(Л\text{-}З)}$ и время подлёта t_f КА к Земле, а контролируются угловые промахи, связанные с трассой полёта спутника – α и β. Краевая задача считается решённой тогда, когда выполняется условие, отражённое в формуле (11):

$$\sqrt{\alpha^2+\beta^2}<0.25^\circ. \quad (11).$$

В результате получается траектория, которая в рамках модели точечной сферы действия Луны попадает в точку **П** с заданными географическими координатами ($\varphi_П$, $\lambda_П$). Далее методом перебора, начиная с $r_{\pi 0}$=1500 км, последовательно увеличиваем радиус перигея r_π с шагом Δr_π=100 км до тех пор, пока угол θ не окажется в диапазоне 60°±15°. На рисунке 5 голубым и красным цветом показаны случайная и результирующая траектории возвращения КА с Луны, получающиеся в центральном поле Земли.

Полученный результат используется в качестве начального приближения для ТВ при анализе движения КА с учётом возмущений от гравитационных полей Земли (с учётом его сжатия C_{20}), Луны (с учётом его нецентральности в разложении в ряд по сферическим функциям 8×8) и Солнца.

Оба представленных выше способа позволяют получить ТВ КА к Земле, которая попадает в заданный район Российской Федерации. Однако они не могут

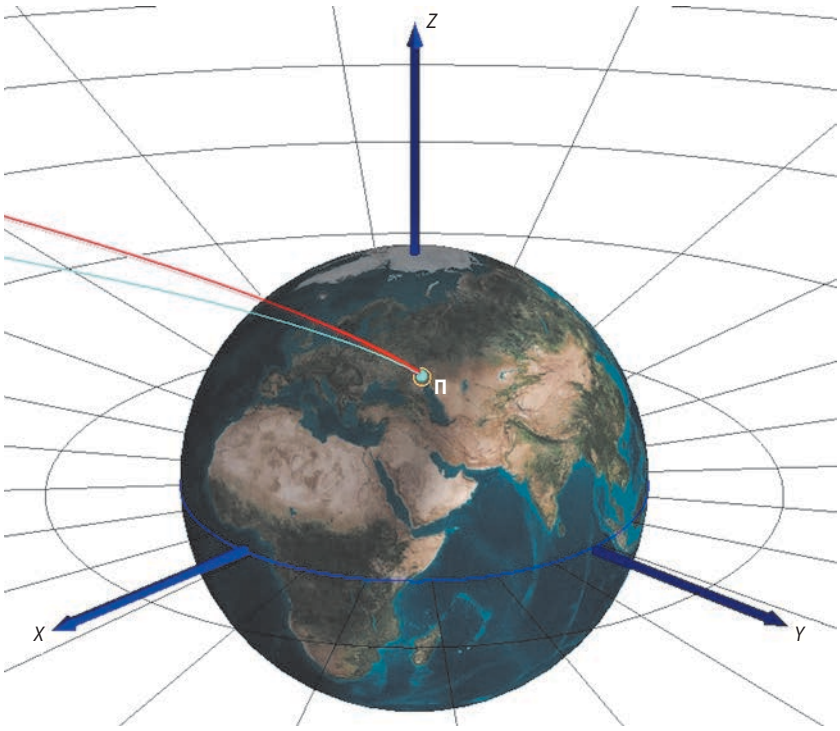


рисунок 5. Траектории перелёта КА от Луны в центральном поле Земли (околоземный участок): голубой цвет – случайная траектория, красный цвет – начальное приближение для ТВ КА

обеспечить определённую величину угла входа КА в атмосферу нашей планеты θ, хотя и позволяют удерживать его величину в заданном диапазоне углов входа КА θ с помощью изменения радиуса перигея r_π. Также второй способ получения начального приближения требует задания определенной точки на орбите ИСЛ, которая варьируется в очень ограниченном диапазоне. Поэтому и диапазон варьирования величин длительности перелёта Луна – Земля $\Delta t_{(Л\text{-}З)}$ и времени подлёта t_f КА к Земле ограничен. Этих недостатков лишён рассмотренный в работе третий способ. Опишем его подробнее.

3. Третий способ. Варьирование радиуса перигея r_π для обеспечения заданного угла входа КА в атмосферу Земли θ

Для заданного геоцентрического наклонения i_f орбиты перелёта с Луны к Земле угол входа КА в атмосферу θ подбирается так, чтобы обеспечить попадание траектории в полигон **П** с координатами $(\varphi_п, \lambda_п)$ с точностью $\varepsilon(\Delta\alpha)=0.25°$, где $\Delta\alpha=\sqrt{\Delta\varphi^2+\Delta\lambda^2}$, $\Delta\varphi=\varphi-\varphi_п$, $\Delta\lambda=\lambda-\lambda_п$.

Угол входа КА θ определяется радиусом перигея r_π ТВ КА с Луны на Землю. Далее опишем способ его получения.

На рисунке 6 красным цветом отмечена геоцентрическая траектория возвращения КА на Землю; π – её перицентр; голубым цветом показана сфера радиусом $r_{вх}$, соответствующая условной границе атмосферы Земли, $r_{вх}=R_{УГА}=R_E+h_{УГА}$, где $h_{УГА}=120$ км – высота УГА; υ – угол истинной аномалии при пересечении траекторией УГА; лмг – линия местного горизонта; проекция вектора скорости на лмг – $V_n=r_{вх}\dot{\nu}=V\cos\theta$ – трансверсальная скорость; перпендикулярная к лмг – $V_r=\dot{r}=V\sin\theta$ – радиальная скорость.

Из теории орбитального движения известно, что $\cos\theta=\frac{r_{вх}\dot{\nu}}{V}$ (*Vallado D.A.*, 2013). Так как $\dot{\nu}=\frac{h}{r_{вх}^2}$, параметр орбиты $p=\frac{h^2}{\mu_E}$, константа энергии $h=\sqrt{\mu_E p}$ и скорость входа $V=\sqrt{\frac{2\mu_E}{r_{вх}}-\frac{\mu_E}{a}}$, то после ряда преобразований получаем зависимость угла θ входа от большой полуоси a, эксцентриситета e и радиуса входа $r_{вх}$ в атмосферу Земли, приведённую в формуле (12):

$$\cos\theta=\sqrt{\frac{a^2(1-e^2)}{r_{вх}(2a-r_{вх})}}, \qquad (12)$$

где $a=\frac{r_\pi+r_\alpha}{2}$, $e=\frac{r_\alpha-r_\pi}{r_\alpha+r_\pi}$.

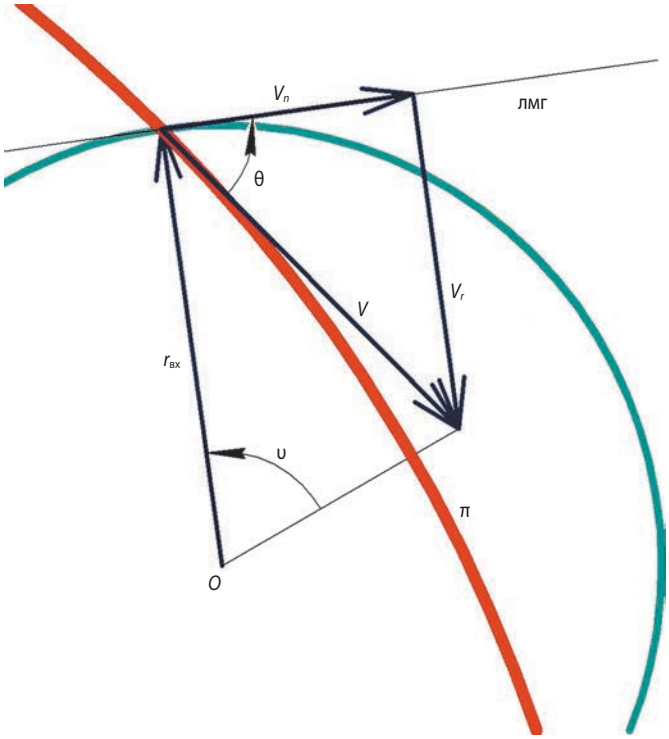


рисунок 6. Геометрия угла входа КА в атмосферу Земли θ

Полученное выражение преобразуется в формулу (13):

$$r_{вх}(2a-r_{вх})\cos^2\theta-a^2(1-e^2)=0. \qquad (13)$$

Видно, что при заданных радиусах апогея r_α и входа $r_{вх}$ в атмосферу Земли, а также угле θ входа записанное выше выражение может быть представлено в виде функции, зависящей от радиуса перигея r_π, приведённой в формуле (14):

$$F(r_\pi)=r_{вх}(2a-r_{вх})\cos^2\theta-a^2(1-e^2) \qquad (14)$$

Таким образом, при заданных параметрах геоцентрической орбиты перелёта (r_α, $r_{вх}$ и θ) необходимо подобрать такую величину r_π, чтобы выполнялось условие $F(r_\pi)<\varepsilon$, где $\varepsilon=10^{-4}$ км^2. Для этого итерационным методом Ньютона решается однопараметрическая краевая задача, в которой варьируется радиус перигея r_π, а контролируется величина функции $F(r_\pi)$.

В результате получается начальное приближение для траектории возвращения КА, которая в заданные дату и время пересекает поверхность Земли в окрестности полигона **П** с географическими координатами $(\varphi_П, \lambda_П)$, а угол входа КА в атмосферу θ равен заданной величине θ*:θ=θ*.

Далее полученная траектория уточняется при учёте возмущений от гравитационных полей Земли (с учётом его сжатия C_{20}), Луны (с учётом его нецентральности в разложении в ряд по сферическим функциям 8×8) и Солнца.

Реальное поле сил незначительно влияет на траекторию возвращения: величина угла θ входа меняется

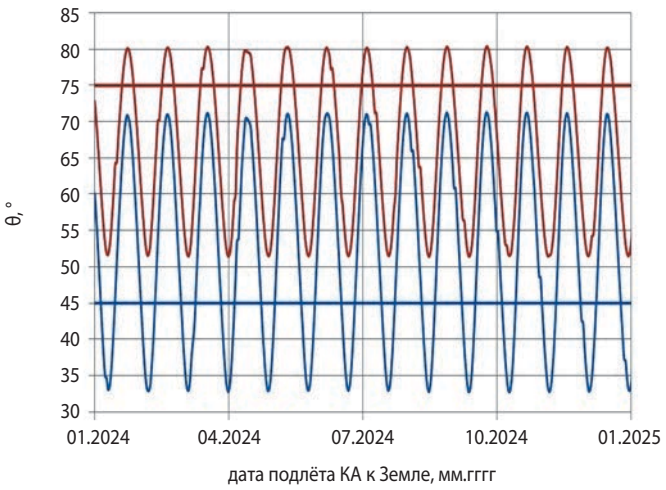


рисунок 7. Наибольшая (красный цвет) и наименьшая (синий цвет) величины угла θ входа КА в атмосферу Земли для 2024 года

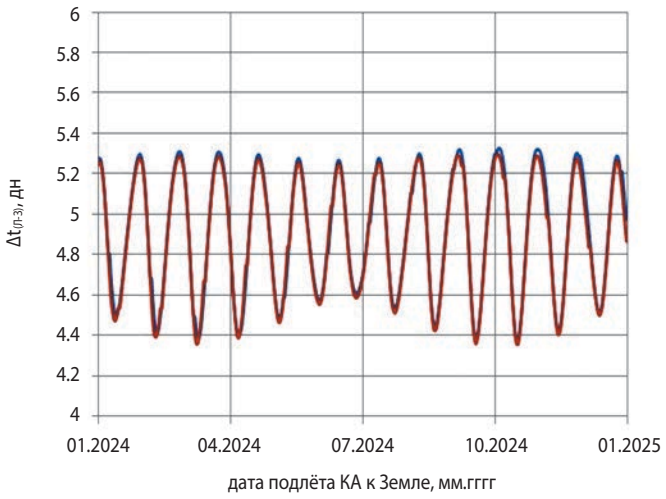


рисунок 8. Наибольшая (красный цвет) и наименьшая (синий цвет) длительности $\Delta t_{(Л-З)}$ перелёта КА от Луны к Земле для 2024 года

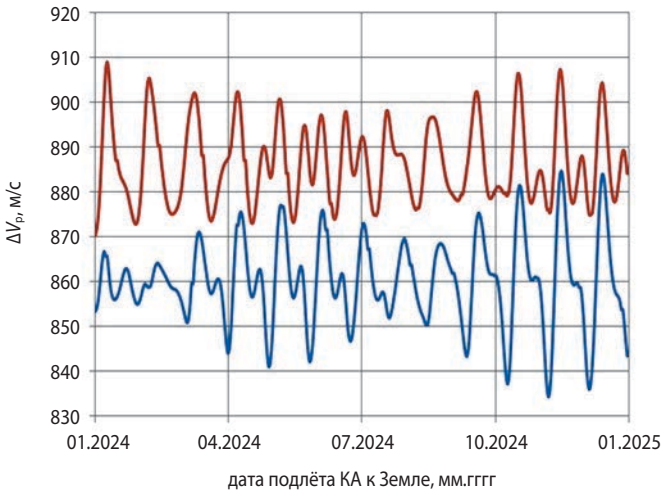


рисунок 9. Наибольшая (красный цвет) и наименьшая (синий цвет) скорости разгона $\Delta V_р$ КА с окололунной полярной орбиты высотой 100 км на орбиту перелёта от Луны к Земле для 2024 года

в пределах ~2°, а точка посадки уходит от точки посадки **П** на ~2°. Как и было написано ранее, эти неточности легко устраняются на 2 и 3 этапах ранее разработанной методики определения ТВ КА к Земле, описанной в (*Гордиенко Е.С. и др.*, 2019).

3.1. Численные и графические результаты

Третий способ получения начального приближения, как наиболее универсальный, был использован на первом этапе методики построения ТВ. Далее траектория уточнялась при учёте указанных выше возмущений.

При этом рассматривался отлёт с круговой (e=0) полярной (селенографическое наклонение i_0=90°) орбиты вокруг Луны высотой 100 км на интервале дат подлёта КА к Земле с января 2024 года по декабрь 2031 года. В качестве полигона посадки был выбран Капустин Яр с координатами ($\varphi_П$, $\lambda_П$)=(47.941°, 46.632°).

Результаты анализа приведены на рисунках 7–9. На них изображены графики угла входа КА в атмосферу Земли θ, времени $\Delta t_{(Л-З)}$ перелёта и разгонного импульса $\Delta V_р$ перехода с круговой полярной орбиты высотой 100 км у Луны на ТВ КА к Земле для 2024 года. Красным и синим цветом изображены зависимости, соответствующие наибольшим и наименьшим углам входа КА в атмосферу Земли θ для 2024 года.

Из анализа рисунка 7 видно, что для каждой даты возвращения и для заданной точки посадки **П** существуют границы возможных углов входа КА в атмосферу Земли θ. Так, для 2024 года угол θ меняется в диапазоне от ~32° до ~80°. При этом диапазон изменения красной кривой (наибольших углов входа θ) составляет от ~51° до ~80°, синей кривой (наименьших углов входа θ) – от ~32 до ~71°. На рисунке 7 красная и синяя горизонтальные линии соответствуют верхнему (75°) и нижнему (45°) ограничениям на угол входа КА в атмосферу Земли 60°±15°.

Из совместного рассмотрения рисунков 7, 8 и 9 видно, что угол входа КА в атмосферу Земли θ практически не влияет на длительность перелёта Луна – Земля $\Delta t_{(Л-З)}$, которая для 2024 года варьируется в диапазоне от ~4.3 дня до ~5.3 дня. Зато он существенно меняет величину разгонного импульса $\Delta V_р$. Так, синяя кривая, соответствующая наименьшим углам входа КА θ, на рисунке 9 находится заметно ниже красной, соответствующей наибольшим углам входа θ. Диапазон изменения красной кривой составляет от 870 м/с до 910 м/с, а синей – от 834 м/с до 884 м/с.

Такой же анализ был проведён и для интервала дат с 2025 до 2032 года. Полученные результаты оказались похожими на представленные ранее и для краткости не приводятся.

заключение

1. В работе рассматриваются способы определения траекторий возвращения КА на Землю в модели точечной сферы действия Луны, которые затем используются в качестве начального приближения для методики построения ТВ КА с Луны на Землю. На втором и третьем этапах данной методики они уточняются при учёте возмущений от гравитационных полей Земли (с учётом его сжатия C_{20}), Луны (с учётом гармоник 8×8) и Солнца. В результате получаются траектории, двигаясь по которым, спутник входит в плотные слои атмосферы под определенным углом входа θ и попадает в заданную точку **П** на поверхности Земли.

2. Первый способ основан на варьировании геоцентрических наклонения i_f и радиуса перигея r_π. Для него угол входа в атмосферу Земли θ является выходным параметром, и его невозможно контролировать. Однако его можно привести в заданный диапазон 60°±15° заведомым заданием малого радиуса перигея r_π траектории возвращения или сменой даты старта с Луны.

3. Для второго способа траектория возвращения получается варьированием времени подлёта t_f и длительности перелёта $\Delta t_{(Л\text{-}З)}$. Данный способ, как и первый, не позволяет получить заданный угол входа КА в атмосферу Земли θ. Однако в таком случае геоцентрическое наклонение i_f ТВ в центральном поле Земли практически не меняется, а заданный угол входа θ можно обеспечить варьированием радиуса перигея r_π.

4. В третьем способе для заданного геоцентрического наклонения i_f орбиты перелёта с Луны на Землю угол входа КА в атмосферу θ подбирается таким образом, чтобы обеспечить попадание траектории в точку **П** с координатами ($\varphi_п$, $\lambda_п$). При этом величину угла θ входа можно обеспечить заданием определенного радиуса перигея r_π.

5. Из рассмотренных в работе способов третий является наиболее универсальным, с его помощью можно получить траекторию возвращения КА, попадающую в заданный район на территории Российской Федерации, и при этом обеспечить необходимый угол входа КА θ (в пределах допустимого диапазона). Поэтому третий способ использовался для получения численных и графических результатов на интервале с января 2024 года по декабрь 2031 года, с его помощью также был исследован диапазон возможных углов входа КА в атмосферу θ. Из представленных выше рисунков следует, что для 2024 года угол входа КА в атмосферу θ меняется в диапазоне от ~32° до ~80°. При этом граница наименьших углов входа варьируется в пределах от ~32° до ~71°, а наибольших – в пределах от ~51° до ~80°.

6. Угол входа θ практически не влияет на длительность перелёта КА Луна – Земля, которая для интервала дат с января 2024 года по декабрь 2031 года варьируется в диапазоне от ~4.3 дня до ~5.3 дня, зато он существенно изменяет величину разгонного импульса. Так из анализа полученных данных видно, что кривая, соответствующая наименьшим углам входа θ, находится заметно ниже кривой, соответствующей наибольшим углам входа θ. Диапазон изменения кривой скорости разгона с окололунной орбиты, соответствующей наибольшим углам входа θ, составляет от 870 м/с до 910 м/с, а наименьшим углам – от 834 м/с до 884 м/с.

список литературы

Гордиенко Е.С., Худорожков П.А., Симонов А.В. Оптимизация траекторий возвращения с Луны для доставки лунного грунта в заданный район на поверхности Земли // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 3. С. 20-27.

Гордиенко Е.С., Худорожков П.А. К вопросу выбора рациональной траектории полёта к Луне // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 1. С. 15-25.

Довгань В.Г., Моишеев А.А. Первенцы космических робототехнических комплексов (к 50-летию «ЛУНОХОДА-1») // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 3. С. 21-29.

Долгополов В.П., Ефанов В.В., Зайцева О.Н., Зеленый Л.М. и др. Перспективные космические аппараты для фундаментальных и прикладных исследований Луны // Космонавтика и ракетостроение. 2011. № 3. С. 52-66.

Моишеев А.А., Ширшаков А.Е. К 50-летнему юбилею запуска космических аппаратов «ЛУНА-16», «ЛУНА-17» и «ВЕНЕРА-7» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 3. С. 3-9.

Попов Е.И. Спускаемые аппараты станций «ЛУНА-9», «ЛУНА-13» // Космонавтика. Астрономия. 1985. № 4. С. 42-43.

Самотохин А.С., Тучин А.Г. Оптимизация одноимпульсных траекторий возврата с орбиты искусственного спутника Луны // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. 2016. № 56. 24 с. doi: 10.20948/prepr-2016-56. URL: http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2016-56 (дата обращения: 17.02.2020).

Orloff Richard W. APOLLO 11. The Fifth Mission: The First Lunar Landing. Apollo By The Numbers: A Statistical Reference. NASA History Series, 2000. P. 89-110.

Osterhage W.W. Mondmissionen // Die Geschichte der Raumfahrt. 2021. С. 103-122.

Vallado D.A. Fundametals of Astrodynamics and Applications. Fourth Edition. Hawthorne, CA: Microcosm Press, 2013. 1110 p.

Статья поступила в редакцию 06.04.2021
Статья после доработки 07.04.2021
Статья принята к публикации 07.04.2021

УДК 629.78:536.24

МЕТОДИКА ПРЕДВАРИТЕЛЬНОГО АНАЛИЗА ТЕПЛОВОГО РЕЖИМА ПРИБОРНОЙ ПАНЕЛИ ПОСАДОЧНОГО ЛУННОГО МОДУЛЯ. ЧАСТЬ 1. ЭКСПРЕСС-АНАЛИЗ ТЕМПЕРАТУРНОГО СОСТОЯНИЯ ПРИБОРНОЙ ПАНЕЛИ

PROCEDURE FOR PRELIMINARY THERMAL ANALYSIS OF THE LUNAR LANDER INSTRUMENT PANEL. PART 1. RAPID ANALYSIS OF THE INSTRUMENT PANEL THERMAL ENVIRONMENT

А.Д. Бугрова[1],
аспирант,
bugrova@laspace.ru;
A.D. Bugrova

Е.Ю. Котляров[1],
кандидат технических наук,
key@laspace.ru;
E.Yu. Kotlyarov

В.С. Финченко[1],
доктор технических наук,
valsemfi@yandex.ru;
V.S. Finchenko

Разработана оригинальная методика, позволяющая определить ряд рабочих параметров системы терморегулирования приборной панели (СТРПП) на начальной стадии проектирования. Применение методики демонстрируется с помощью тепловой математической модели СТРПП в составе посадочного лунного модуля. Отдельное внимание уделено аспектам воспроизведения внешних тепловых воздействий и адекватному представлению функциональной схемы СТРПП, построенной на базе тепловых труб. Обсуждаются пути модификации СТРПП. Выполнен расчётный прогноз хладопроизводительности СТРПП и температурных состояний приборной панели в составе лунного модуля.

Ключевые слова:
система терморегулирования;
посадочный лунный модуль;
тепловая математическая модель;
приборная панель; тепловая труба;
радиоизотопные источники тепла;
тепловое проектирование.

DOI: 10.26162/LS.2021.52.2.004

An original method has been developed enabling to define a number of operating parameters of the instrument panel temperature control system (STRPP) at the initial design stage. The procedure application is demonstrated using the STRPP thermal mathematical model at the lunar landing module level. Special attention is paid to the external thermal effects reproduction aspects and an adequate representation of the STRPP functional diagram based on the heat pipes. The STRPP modification options are considered. The calculated forecast of the STRPP cooling capacity and the thermal environment of the lunar module instrument panel is performed.

Key words:
thermal control system (TCS);
lunar landing module;
thermal mathematical model;
instrument panel; heat pipe;
radioisotope heat units (RHUs);
thermal design.

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

введение

Известны литературные источники, освещающие различные вопросы проектирования автоматических космических аппаратов (АКА) (*Чеботарев В.Е. и др.*, 2011; *Fortescue P. et al.*, 2003), в частности дающие рекомендации по разработке тепловых агрегатов и систем терморегулирования космического назначения (*Финченко В.С. и др.*, 2018; *Gilmore David G.*, 2002), однако при решении ряда задач, связанных с построением схем систем терморегулирования (СТР) и созданием тепловых математических моделей, нередко (*Voeten Raoul et al.*, 2004) возникает необходимость в разработке собственных методик расчёта и методических подходов. Это вызвано тем, что существующая научно-техническая литература отражает не все аспекты реальной проектной работы, а также не успевает за темпами развития техники и вычислительных средств.

Как правило, начальные шаги рабочего проектирования любой СТР АКА характеризуются дефицитом исходных данных, но именно на начальном этапе принимаются ключевые решения, касающиеся состава системы и её основных характеристик. В существующей практике специалисты могут разрабатывать множество непохожих друг на друга тепловых математических моделей для одной и той же СТР. Эти модели создаются с помощью различного программного обеспечения (ПО), различаются по уровню сложности и способны конкурировать между собой, однако каждая из них позволяет анализировать характеристики системы лишь в обозначенных границах. На начальных стадиях проектирования СТР приходится многократно дорабатывать, усложнять, упрощать, разбивать и объединять модели, а также применять их на альтернативной основе, и эта рутинная работа практически не освещена в технической, справочной и учебной литературе.

В данной статье авторы демонстрируют пошаговые действия, которые можно рекомендовать для начальной стадии теплового проектирования СТР приборной панели посадочного лунного модуля. Описанные здесь способы применения тепловой математической модели с целью определения хладопроизводительности СТР, а также для прогнозирования температурных состояний панели с приборами, по сути, представляют собой оригинальную методику. Материал представлен в двух частях: часть 1. Экспресс-анализ температурного состояния приборной панели, часть 2. Оценка температуры посадочных мест и пути модификации СТР.

1. Состав и схема СТР приборной панели

Рассматриваемая приборная панель посадочного лунного модуля, показанного на рисунке 1а, выполнена в виде отдельно размещённой в составе АКА тепловой сотопанели (ТСП), на которой установлены блоки оборудования. В нижней зоне ТСП производится её обогрев с помощью специально установленных радиоизотопных источников тепла (РИТ), в верхней зоне осуществляется охлаждение с помощью контурной тепловой трубы (КТТ). Внутри сотопанели встроены аксиальные тепловые трубы (АТТ), трассировка которых выполнена так, чтобы РИТ могли равномерно обогревать ТСП, а затем всё тепло, поступающее от РИТ и ТСП, доставлялось в верхнюю часть сотопанели, где установлен испаритель КТТ. Далее КТТ выполняет регулируемый отвод теплового потока от ТСП к радиационному теплообменнику (РТО), а последний рассеивает тепло в окружающую среду. Такое техническое решение было разработано в НПОЛ (*Мартынов М.Б. и др.*, 2011) для СТР ряда посадочных АКА, которые должны функционировать в условиях гравитации и невесомости, а также выдерживать периодическое воздействие экстремального холода. Установленную на АКА ТСП изолируют с помощью экранно-вакуумной теплоизоляции (ЭВТИ) и добиваются того, чтобы механические крепления ТСП к АКА имели максимальное термическое сопротивление. Более подробное описание систем данного типа приводится в (*Казмерчук П.В. и др.*, 2016; *Бугрова А.Д. и др.*, 2021).

Приборная панель установлена на посадочном модуле вертикально, на небольшой высоте от поверхности Луны, на межбаковой проставке посадочного лунного модуля. Суммарная мощность, потребляемая установленным на ТСП оборудованием, превышает 100 Вт, а суммарная тепловая мощность установленных (внизу ТСП) шести блоков РИТ ~51 Вт. ТСП имеет трёхслойную конструкцию, в которой между двумя алюминиевыми листами-обечайками (толщиной 0.8 мм) вклеены соты из алюминиевой фольги. Габариты ТСП 0.65×0.65×0.014 м. Контактный фланец испарителя КТТ (рисунок 1в) установлен в верхней части сотопанели так, чтобы верхние концы АТТ имели с ним эффективный тепловой контакт через обечайку. Изогнутая трассировка АТТ обеспечивает их работоспособность в режиме термосифона на Земле и на Луне. Количество встроенных тепловых труб, их конфигурация и ряд других параметров изначально выбираются на основе заделов, сформированных в уже осуществленных проектах.

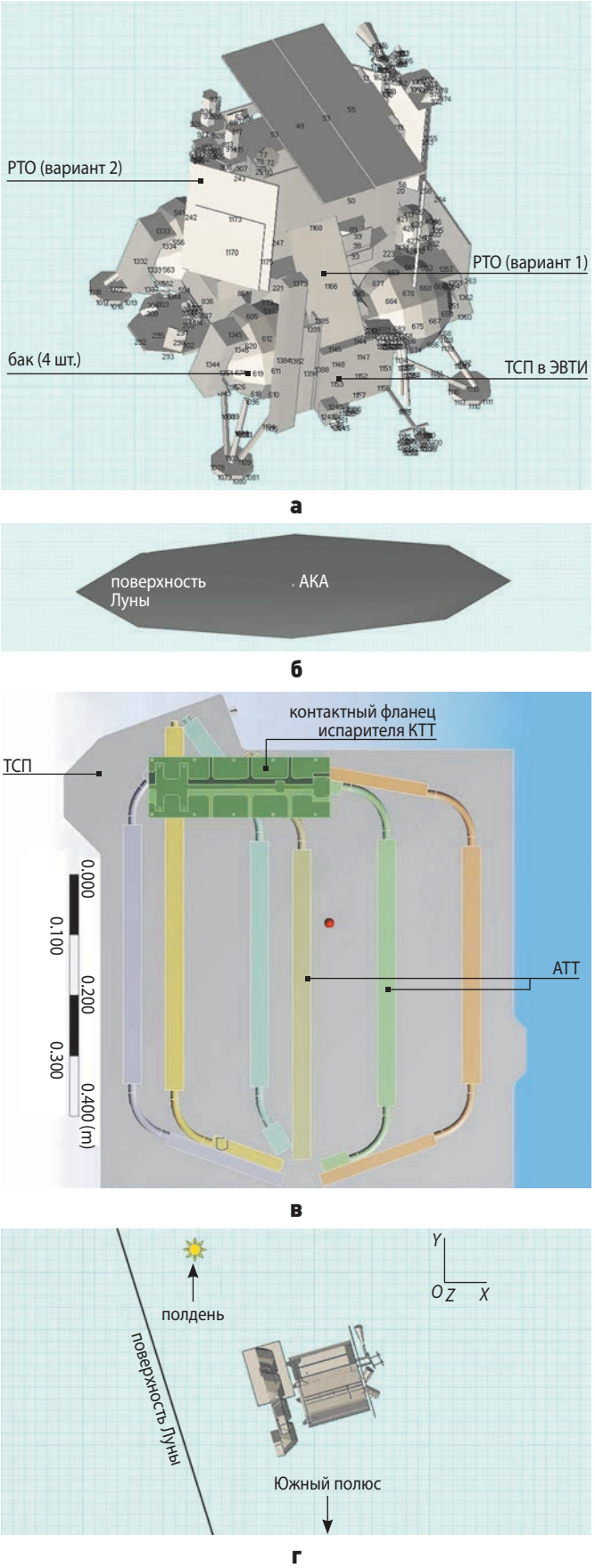
Радиационный теплообменник (РТО) также сконструирован на базе сотопанели, внутри которой встроен конденсатор контурной тепловой трубы, представляющий собой змеевик, выполненный из экструдированного алюминиевого профиля. Трассировка профиля конденсатора обеспечивает равномерный охват излучающей поверхности РТО с шагом ~100 мм. Толщина каждой обечайки панели РТО составляет 0.5 мм. Излучающая (внешняя) поверхность РТО имеет селективное покрытие (As=0.2 и ε=0.85). Рисунок 1 демонстрирует два варианта размещения РТО в составе АКА: вариант 1 непосредственно над ТСП и вариант 2 – на месте четвёртой панели солнечной батареи (СБ) (рисунок 1а). Данные варианты рассматриваются на альтернативной основе, при этом площадь РТО в каждом варианте составляет 0.45 м^2.

2. Моделирование СТРПП в составе АКА

Программное обеспечение, применяемое для теплового проектирования АКА, обладает высоким уровнем визуализации пре- и постпроцессорных операций, а также автоматизации рутинных вычислений. При разработке СТР АКА широко применяют такие пакеты («рабочие среды»), как американский Thermal Desktop (*Khrustalev Dmitry*, 2012), европейские ESATAN-TMS (*ESATAN-TMS Thermal User Manuall*, 2012) и Systema-Termica, российский – ТЕРМ (*Альтов В.В. и др.*, 2011), разработанный ЦНИИмаш и др. Указанные пакеты объединяет то, что их принято относить к официальным средствам разработки ведущих космических агентств. Данное ПО позволяет моделировать тепловой режим АКА с учётом траектории, пространственного положения, переизлучения поверхностей, воздействия солнечного излучения, излучения планет и т.п., а также эффективно организовывать работу коллектива разработчиков.

Применяемый здесь методический подход для оценки теплового режима приборной панели посадочного лунного модуля авторы демонстрируют с помощью пакета ТЕРМ (*Альтов В.В. и др.*, 2011). В дополнение к ТЕРМ используется учебная версия пакета ПО (*https://www.ansys.com*, 2021), позволяющая моделировать температурное состояние трёхмерных сборных конструкций с помощью метода конечных элементов (МКЭ).

Как правило, при тепловом проектировании АКА разработчики рассматривают средства обеспечения его теплового режима как совокупность отдельно функционирующих субсистем. Это продиктовано необходимостью автономно выполнять тепловой анализ и обеспечивать тепловой режим различных частей и фрагментов АКА, относительно независимых



а – лунный модуль; **б** – модуль на поверхности Луны;
в – трассировка тепловых труб;
г – положение модели относительно Солнца в полдень.

рисунок 1. Геометрическая модель СТР в составе лунного модуля

друг от друга (в тепловом отношении), а также оптимизировать их изготовление и экспериментальную отработку. При этом каждая отдельная субсистема может иметь свои специфические условия функционирования, технические требования, срок активного существования и т.п. Тепловое взаимовлияние субсистем формально регламентируется с помощью тепловых интерфейсов, по сути – требований, определяющих температуры и тепловые потоки, которые следует поддерживать на границе взаимодействия субсистем и которые должны быть отражены в соответствующих технических документах (габаритных чертежах, технических заданиях/требованиях и т.п.)

Чтобы определить наиболее важные рабочие параметры анализируемой здесь СТРПП, необходимо выполнить ряд шагов, каждый из которых представляет собой целенаправленную задачу теплового моделирования. Взаимосвязь этих шагов становится более очевидной и понятной, когда все выполняется повторно, т.е. на следующей итерации. На первый взгляд, такой путь может показаться переделыванием, но по факту это и есть технология проектирования. В рассмотренных ниже материалах показаны отдельные этапы работы (шаги), выполненные для определения параметров СТРПП на начальной стадии проектирования. Далее в разделах статьи показаны способы и особенности выполнения этих работ, а их структурную взаимосвязь и очередность выполнения отражает рисунок 2.

3. Особенности моделирования внешнего теплообмена

Рисунки 1а и 1б представляют геометрическую тепловую модель СТР приборной панели в составе АКА. Геометрическая модель (ПО ТЕРМ) – это набор пространственных фигур, построенных из плоских площадок, которые могут экспонироваться на Солнце, затенять друг друга, переизлучаться и переотражаться и т.п. С помощью геометрической модели и рабочей среды ТЕРМ мы можем анализировать температурное состояние ТСП и РТО в составе АКА, на этапе функционирования на поверхности Луны, с учётом комплекса внешних тепловых воздействий на СТРПП.

Формально принято разделять геометрическую и тепловую части тепловой математической модели, однако в любом случае – рассматриваемая нами геометрическая модель есть часть тепловой математической модели, состоящей из множества узлов, которые могут иметь внешние поверхности или не иметь. Как показывает рисунок 1б, специфическим свойством, отличающим нашу модель, например, от геометрических моделей орбитальных и перелётных КА, является то, что в её составе есть поверхность, размеры которой намного превышают размеры АКА (точка на рисунке 1б) и с помощью которой моделируется поверхность Луны (As=0.93 и ε=0.95).

При нахождении АКА на поверхности Луны можно по-разному моделировать температуру её поверхности, а также положение и движение геометрической модели «АКА+Луна» в пространстве относительно Солнца, в зависимости от времени. Этот вопрос рассмотрен в (*Котляров Е.Ю.*, 2014; *Неручек А.О. и др.*, 2021). В результате опробования различных вариантов и их комбинаций было выявлено, что применение заранее определённой циклограммы температуры поверхности Луны (*Неручек А.О. и др.*, 2021) является наиболее рациональным. В этом случае, экономится расчётное время, а также опосредованно имитируется влияние тепловой инерции Луны на температурное окружение АКА. Рисунок 3 показывает циклограмму поверхности Луны, определённую с применением методического подхода, описанного в (*Финченко В.С. и др.*, 2018), принятую здесь для моделирования температуры в зоне посадки АКА (расчёт выполнен для широты местности 70° ю.ш.). За цикл принимаются лунные сутки продолжительностью около 29 дней. Известно, что температура поверхности зависит от высоты Солнца над горизонтом, теплофизических и термооптических свойств грунта, от особенностей местного ландшафта и т.п. (*Дудкин К.К., Алифанов О.М.*, 2019). Для организации эффективной работы по проектированию СТРПП влияние всех этих факторов должно оцениваться за пределами тепловой математической модели СТРПП в составе АКА.

При дальнейшем моделировании полученная в расчёте циклограмма температуры грунта должна быть синхронизирована с циклограммой освещённости модели СТРПП в составе АКА («АКА+Луна»), и здесь важно обратить внимание на то, что на диаграммах рисунка 3 предложены две шкалы времени – натуральная и условная (ускоренная).

При рассмотрении квазистационарных режимов, для которых мы хотим определять стабилизировавшееся температурное состояние РТО СТРПП, соответствующее некоторым моментам лунных суток, мы можем применить ускоренную шкалу. (При этом теплоёмкостям узлов математической модели присваиваются минимальные значения). Данный приём эффективен для быстрого определения хладопроизводительности СТР, развиваемой в разные моменты лунных суток. Условная длина суток (на рисунке 3) составляет 13000 с (день 10000 с, ночь 3000 с). Но, например, моменту условного расчётного времени 5000 с соответствует реальное время 604800 с. В этой точке обеспечивается соответствующее положение геометрической модели относительно Солнца и синхронизированное с ним значение температуры поверхности Луны. Продолжительность дня и ночи для ускоренной шкалы несколько различаются, что принято для экономии количества расчётных точек.

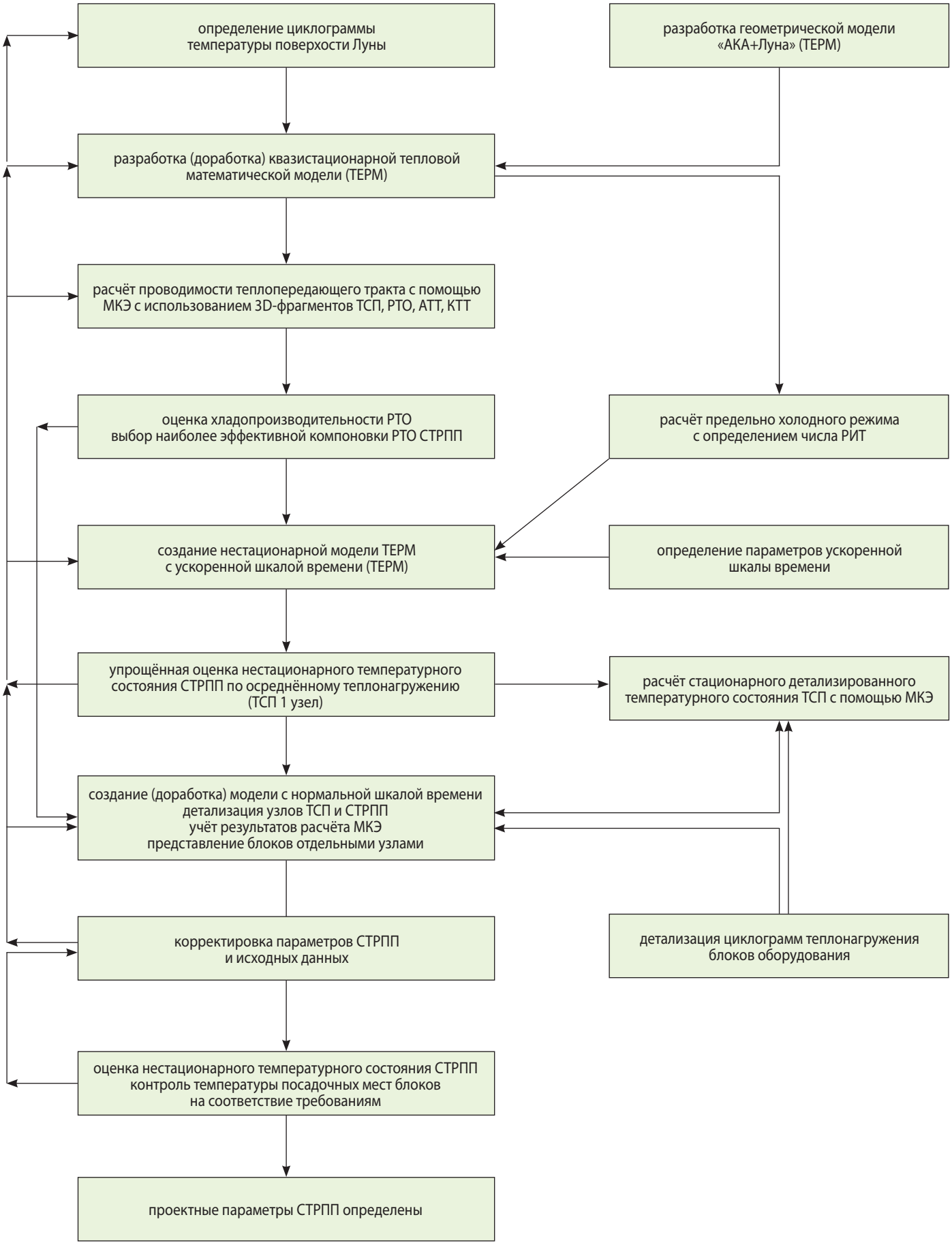


рисунок 2. Структурная схема пошаговых действий, реализующих методику определения параметров СТРПП в составе АКА

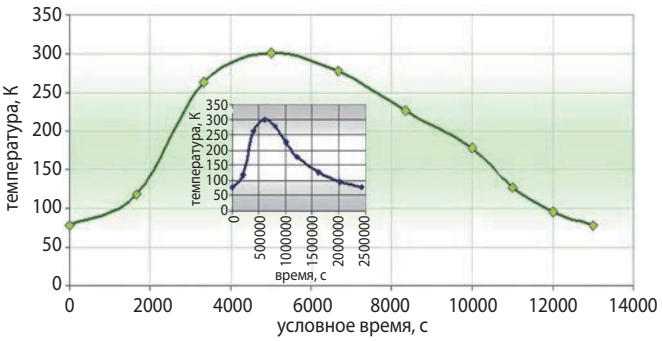


рисунок 3. Расчётная циклограмма изменения температуры лунной поверхности в «нормальной» и в «условной» шкалах времени

Соотношение нормального ($\tau_н$) и ускоренного ($\tau_у$) времён определяется так:

$$\tau_н = \frac{1209600}{10000} \cdot \tau_у, \quad \text{если } 0\,с \le \tau_у < 10000\,с;$$

$$\tau_н = \frac{1209600}{3000} \cdot \tau_у, \quad \text{если } 10000\,с \le \tau_у < 13000\,с.$$

4. Оценка тепловой проводимости теплопередающего тракта ТСП – РТО

Для оценки хладопроизводительности радиатора СТРПП и температурного состояния ТСП требуется не только воспроизводить внешние тепловые воздействия на геометрическую модель, но и задавать термическое сопротивление теплопередающего тракта, т.е. теплопроводящего соединения от рабочей поверхности ТСП к рабочей поверхности РТО (*Неручек А.О. и др.*, 2021). Теплопередающий тракт целесообразно разбить на три участка: от ТСП – к АТТ, от АТТ – к КТТ и от КТТ – к излучающей обечайке РТО. Эффективность теплопередающих соединений существенно зависит от трассировки тепловых труб и площади тепловых контактов, в частности, в зонах клеевых соединений. Эти обстоятельства можно отразить более корректно, если учитывать особенности пространственной конфигурации различных узлов теплопередающего тракта, решая трёхмерные задачи теплопроводности. На рисунке 4а показан стык АТТ с испарителем КТТ (обечайки не показаны), а на рисунке 4г – разрез регулярного поперечного фрагмента РТО шириной 100 мм, что соответствует шагу трубки змеевика конденсатора в панели РТО. На рисунке 4д показан разрез регулярного поперечного фрагмента ТСП шириной 140 мм. Шаг укладки АТТ 140 мм в конструкциях ТСП НПОЛ является унифицированным. При более частой укладке обеспечивается запас тепловой проводимости конструкции.

Фактически рисунки 4а, 4г и 4д являются трёхмерными тепловыми моделями, температурное состояние которых можно оценить методом конечных элементов (МКЭ) (*https://www.ansys.com*, 2021). Для 3D-моделей фрагментов ТСП и РТО длина в плоскость чертежа составляет 0.1 м. В качестве граничных условий принимаем, что температура пара во всех АТТ одинакова. Двухфазный теплообмен на внутренних поверхностях цилиндров АТТ, а также испарителя и конденсатора КТТ отражён коэффициентами 8000 Вт/м^{2}К, 6000 Вт/м^{2}К и 6000 Вт/м^{2}К соответственно. При задании теплопроводностей твёрдотельных элементов учтено, что они изготовлены из алюминиевых сплавов (АД31, АВ). Коэффициент теплопередачи для клеевых соединений полок тепловых труб и профиля конденсатора РТО с обечайками принят 2000 Вт/м^{2}К. Коэффициент теплового излучения экспонированной в открытое пространство обечайки РТО ε=0.85. Тепловыделяющее оборудование на ТСП моделируется коэффициентом теплопередачи, на обечайке, 20 Вт/м^{2}К и разностью температур между источником тепла и паром в АТТ 40 К. Для сот (рисунок 4в), которые в 3D-моделях обычно представляют в виде однородных брикетов клеевые соединения имеют коэффициент теплопередачи 200 Вт/м^{2}К, а теплопроводность сотового материала (принимается изотропной) – не выше 1 Вт/м·К.

В определении граничных условий применяются так называемые эффективные коэффициенты теплопередачи, которые учитывают статистику тепловых испытаний рассматриваемого (теплопередающего) оборудования и особенности применяемых технологий, т.е. получены расчётно-экспериментальным путём.

В результате теплового моделирования стыка АТТ с КТТ с помощью модели, представленной на рисунке 4а, получим, что при заданном температурном перепаде «пар АТТ – пар КТТ» 10 К расчётный тепловой поток составит 86 Вт, что определяет суммарную тепловую проводимость данного стыка как 8.6 Вт/К.

Для фрагмента РТО, рисунок 4г, принимаем температуру пара 10°С и получаем, что расчётный излучаемый с открытой грани тепловой поток составляет 2.95 Вт, а средняя температура излучения – 6.57°С. Таким образом, проводимость фрагмента длиной 0.1 м составит 0.861 Вт/К, а удельная проводимость РТО (т.е. для фрагмента длиной 1 м) – 8.61 Вт/мК. Соответственно для всего РТО, в котором полностью активен конденсатор (т.е. когда конденсатор не блокирован жидкостью) при площади рабочей поверхности 0.45 м^2 проводимость участка тракта «пар КТТ – излучающая поверхность РТО» можно оценить как 0.45/0.1·8.61≈39 Вт/К (здесь 0.1 – шаг трубки, принятый в панели). Полученная проводимость отражает все перепады и градиенты температуры от пара до излучающей поверхности, включая эффективность последней, что применимо для уровней рабочей температуры КТТ выше ~9°С,

когда конденсатор КТТ полностью активен. Применяя в дальнейшем вычисленную проводимость данного участка тракта, мы автоматически учитываем эффективность излучения активного РТО.

Применительно к фрагменту ТСП, рисунок 4д, путём задания разности двух температурных потенциалов (40 К) получаем расчётный тепловой поток 9.5 Вт, направленный к верхней поверхности МКЭ-модели площадью 0.1×0.14 м. Средняя температура поверхности ТСП (т.е. посадочного места прибора) составила 35.9°С. Таким образом, удельная проводимость для модели по рисунку 4д равна 16 Вт/мК.

При согласовании так называемых тепловых интерфейсов для блоков, устанавливаемых на ТСП, оговаривается максимально допустимая плотность теплового потока от прибора к ТСП, которая не должна превышать 0.2 Вт/см^2. Используя указанную плотность и полученную удельную проводимость ТСП для оценки перепада температур между АТТ и посадочным местом, получим, что температура под прибором, имеющим основание 0.1×0.1 м и выделяющим ~20 Вт, будет превышать температуру пара в АТТ на

$$\Delta T = \frac{Q}{K_L \cdot L} = \frac{20}{16 \cdot 0.1} = 12 \text{ К}.$$

Это позволяет рекомендовать для расчёта хладопроизводительности СТРПП фиксированную температуру пара АТТ на уровне 30°С (назовём её условно максимальной, которую не следует превышать). То есть для условия $T_{АТТ}$=const=30°С теплопроводящий тракт можно представить только двумя последовательно соединёнными участками «пар АТТ – пар КТТ» и «пар КТТ – излучающая поверхность РТО». Суммарная проводимость такого тракта из двух частей составит

$$K_{АТТ\text{-}РТО} = \frac{1}{\frac{1}{8.6} + \frac{1}{39}} \approx 7 \frac{\text{Вт}}{\text{К}}.$$

5. Экспресс-расчёт хладопроизводительности РТО и нестационарного температурного состояния ТСП

Как указывалось ранее, РТО для СТРПП рассмотрен в двух вариантах размещения: над ТСП (вариант 1) и на месте «теневой» панели СБ (вариант 2). Используем методику расчёта хладопроизводительности РТО, разработанную и представленную в (*Котляров Е.Ю.*, 2014), что позволит в одном расчётном цикле (т.е. одновременно) оценить хладопроизводительность каждого из двух вариантов РТО в зависимости от времени лунных суток. Это становится возможным, поскольку сравниваемые РТО «не видят» друг друга напрямую, соединяются с узлом $T_{АТТ}$=const независимыми теплопередающими трактами и, следовательно, не могут оказывать значительного взаимовлияния при выполнении «синхронного» расчёта. При этом принимаем, что переотражение между указанными РТО через «третьи» поверхности оказывает пренебрежимо малое влияние на оцениваемый нами фактор.

В процессе течения лунных суток РТО принимает температурные состояния, которые определяются внешними тепловыми воздействиями на него, а также тепловым потоком, поступающим из граничного узла $T_{АТТ}$=const, поэтому мгновенная квазистационарная хладопроизво-дительность каждого из рассматриваемых РТО определяется по формуле

$$Q_C = \frac{(T_{АТТ} - T_{РТО})}{R_\Sigma} = \frac{(T_{АТТ} - T_{РТО})}{R_{АТТ\text{-}КТТ} + R_{КТТ-РТО}}.$$

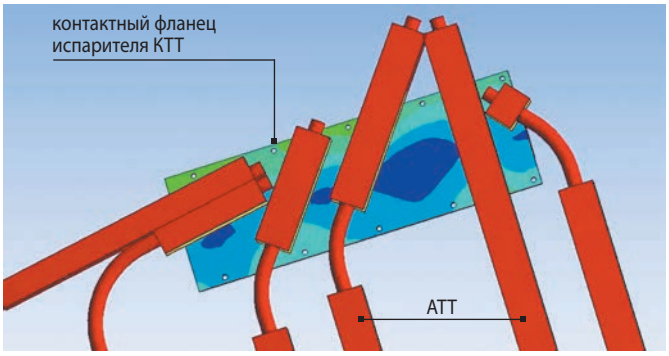
Интегральную хладопроизводительность единичного РТО в течение лунного дня будем определять как

$$\overline{Q_C} = \frac{1}{\tau}\int_0^\tau \left(\frac{T_{АТТ} - T_{РТО}(\tau)}{R_{АТТ\text{-}КТТ} + R_{КТТ\text{-}РТО}} \right) d\tau.$$

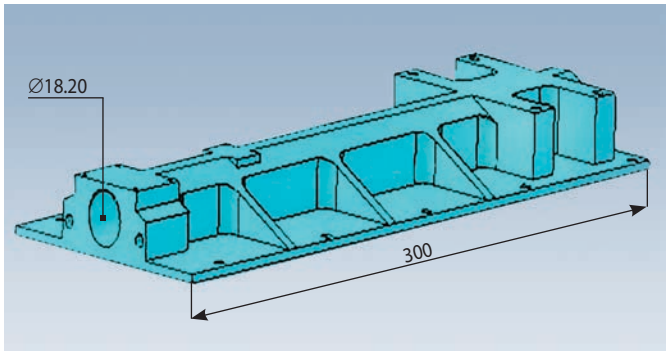
Термическое сопротивление тракта R_S в этом расчёте принимается неизменным, поскольку температура испарителя КТТ гарантированно выше температуры регулирования 30°С>6±3°С и, следовательно, регулировочный клапан КТТ не может увеличивать её термическое сопротивление.

Как указывалось, для имитации лунных суток используется модель, разработанная и применяемая в рабочей среде ТЕРМ, где при расчёте температур анализируется нестационарный тепловой баланс в узлах модели. Однако для расчёта хладопроизводительности РТО СТРПП мы применим «ускоренную» шкалу времени длительностью 13000 с (для полных лунных суток), а также предельно снизим теплоёмкости участвующих в расчёте узлов. В контрольных моментах времени расчёт выполним дважды и проверим идентичность результатов (т.е. убедимся, что температуры стабилизировались). Полученные результаты расчётной хладопроизводительности предварительно приведенные к нормальной шкале времени, показаны на рисунках 5а и 5б. Здесь буквы от А до Р (16 точек) показывают вычисленную с помощью модели ТЕРМ локальную хладопроизводительность РТО, где три последних точки характеризуют лунную ночь. С помощью серых линий показана расчётная дневная интегральная хладопроизводительность каждого РТО.

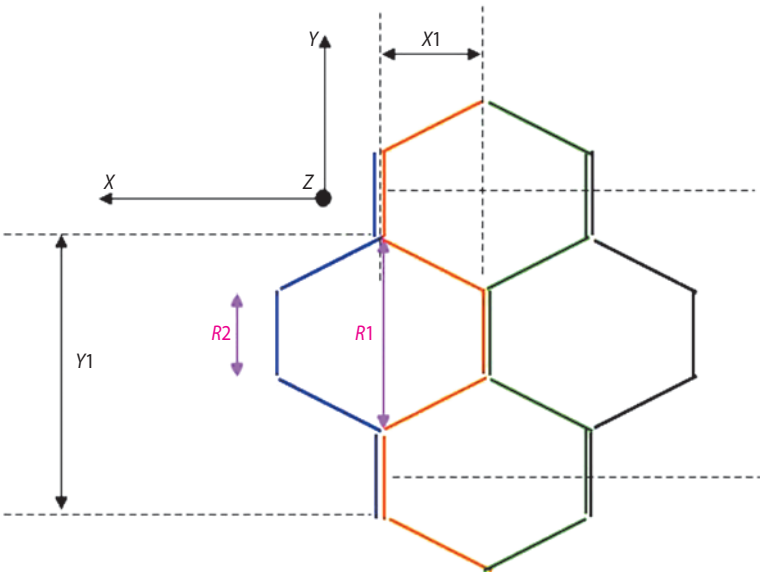
Из результатов рисунка 5а видно, что на четвёртый день локальная хладопроизводительность варианта 2 становится хуже, чем у варианта 1 (кривые пересекаются), но интегральные хладопроизводительности к концу лунного дня практически одинаковы – 111 Вт и 112 Вт. Поворот панели РТО



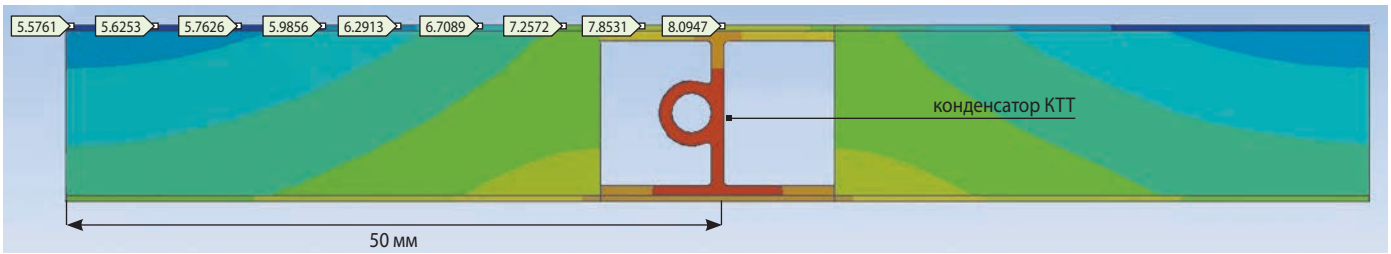
а



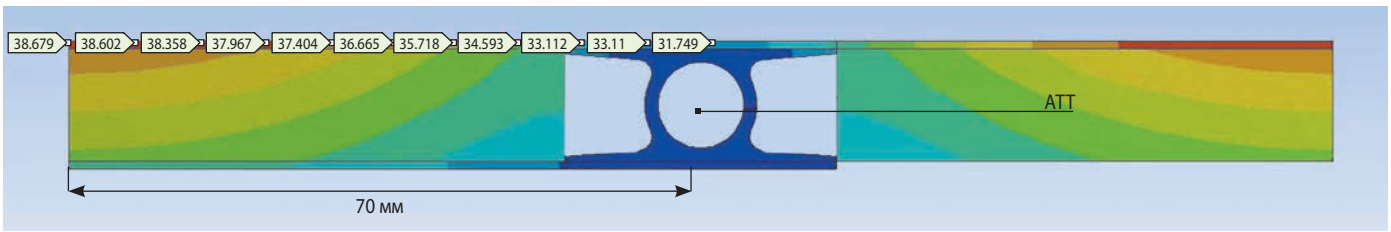
б



в



г



д

а – стык КТТ-АТТ (обечайки и соты не показаны);
б – контактное основание испарителя КТТ;
в – ячейки сот;
г – регулярный фрагмент поперечного сечения РТО;
д – регулярный фрагмент поперечного сечения ТСП.

рисунок 4. Расчёт характеристик теплопередающего тракта ТСП – РТО

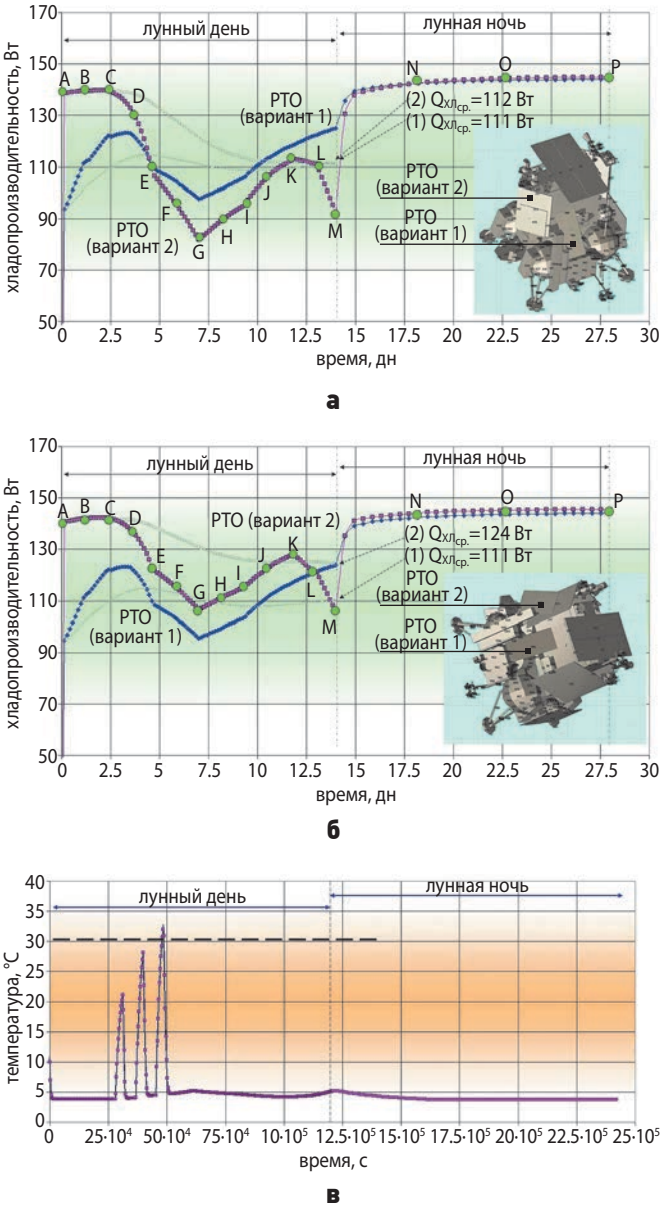
(вариант 2) излучающей поверхностью на 35 градусов «в сторону небосвода» существенно меняет приоритеты. Это подтверждает дополнительный расчёт, результаты которого отражены на рисунке 5б. Здесь видно, что РТО, установленный на панели СБ, работает практически весь день лучше, чем в варианте 1, а интегральные характеристики соотносятся уже как 124 Вт и 111 Вт в пользу варианта 2.

Пространственное положение РТО в составе АКА на месте четвёртой панели СБ может быть обеспечено заранее, либо уже после посадки АКА дистанционно, с помощью устройства разового поворота. Однако выбор более эффективного РТО не является свидетельством того, что, проектные параметры СТРПП обеспечат тепловой режим оборудования, установленного на приборной панели. Ниже для выбранного варианта РТО, т.е. варианта 2, произведём экспресс-расчёт нестационарного температурного состояния ТСП.

Блоки оборудования, установленные на ТСП, могут включаться и выключаться по различным замысловатым циклограммам, при этом от начального температурного состояния и теплоёмкости ТСП с блоками, а также от регулируемой проводимости теплового тракта в немалой степени зависит – будут ли приборы успевать завершать свою работу, т.е. выключаться до того, как будет достигнут допустимый максимум температуры на посадочном месте. О применении оборудования в СТРПП известно следующее. В течение лунного дня блоки оборудования на ТСП, для проведения всех видов работ по изучению характеристик поверхностного грунта, планируется применять трижды, сеансами по 8.5 часов, с периодом 24 часа между началом соседних двух сеансов. То есть на ТСП постоянно выделяют тепло РИТ (51 Вт) и трижды на 8.5 часов добавляется суммарная мощность тепловыделения 80 Вт от всех блоков. Последняя величина характеризует суммарные номинальные (но не максимальные) тепловыделения либо номинальные электропотребления блоков, если их тепловыделения не объявлены. Тепловые и электрические мощности блоков указываются разработчиками данных блоков в сопроводительной документации. О суммарной теплоёмкости СТРПП известно, что ТСП с установленным оборудованием имеет теплоёмкость 27000 Дж/К, а РТО 2700 Дж/К.

Решаем задачу с помощью той же математической модели ТЕРМ, которая применялась для расчёта хладопроизводительности РТО, но температура ТСП теперь не является граничным условием, а будет вычисляться, т.е. ТСП моделируется единым узлом, к которому подводится тепловая нагрузка по сформулированной выше циклограмме.

При прогнозировании температуры ТСП необходимо учитывать, что проводимость КТТ является



а – хладопроизводительность РТО – вариант 1 и вариант 2 без наклона; **б** – хладопроизводительность РТО – вариант 1 и вариант 2 с наклоном 35 градусов; **в** – расчётные нестационарные температуры ТСП.

рисунок 5. Результаты экспресс-расчётов

переменной (регулируемой). Обычно пассивный регулятор КТТ настраивают так, чтобы температура испарителя КТТ не могла снизиться относительно заданной температуры (в нашем случае 6±3°С). При этом моделирование собственно КТТ как устройства является достаточно сложным (*Vlassov V.V. et al.*, 2005). Даже относительно простая нестационарная модель КТТ (*Sasin V.Ya. et al.*, 1990) сложна для того, чтобы её использовать как субмодель, в упрощенной модели СТРПП. В экспресс-расчётах нестационарных характеристик СТР регулируемые КТТ представляют тремя режимами функционирования (*Tulin D. et al.*, 2010): активным (максимальная те-

пловая проводимость), запертым (циркуляция в контуре отсутствует, теоретически проводимость нулевая) и переходным (КТТ сама подбирает термическое сопротивление, так чтобы поддерживалась заданная стабилизированная температура пара).

Логику представления переменной проводимости тракта в нестационарной модели СТРПП можно выразить следующим образом:

$$\text{если}_T_S > 9_\text{то}_K_{\text{РТО}} = 7\frac{\text{Вт}}{\text{К}};$$

$$\text{если}_T_S \le 9_\text{и}_T_S \ge 3_$$

$$\text{то}_K_{\text{РТО}} = \frac{(7-0.02)}{9\text{-}3}\cdot(T-3)+0.02\frac{\text{Вт}}{\text{К}};$$

$$\text{если}_T_S < 3_\text{то}_K_{\text{РТО}} = 0.02\frac{\text{Вт}}{\text{К}}.$$

Чтобы отразить работу КТТ в активном состоянии, применяем значение 7 Вт/К, которое было определено нами для теплопередающего тракта ранее. Все остальные используемые выше проводимости в общем отражают технические требования, предъявляемые к КТТ как к теплопередающему агрегату. (На практике КТТ переходит из активного состояния в запертое, в интервале температур, ~6 К).

Используя тепловую математическую модель «АКА+Луна» (см. рисунки 1а и 1б, выполним расчёт температуры ТСП в зависимости от времени для сформулированных нами циклограмм работы оборудования и изменяющихся внешних условий, по ходу лунных суток. При этом, учитывая, что ТСП с приборами в модели представлена лишь одним узлом, адаптируем модель для применения в ускоренной шкале времени. Для этого используем постоянную времени СТРПП, определяемую произведением C·R, т.е. произведением теплоёмкости СТРПП и термического сопротивления между ТСП и окружающей средой. Последнее складывается из сопротивления тракта «АТТ – РТО» плюс излучение РТО в окружающую среду:

$$R_{\text{тракта}} = \frac{1}{K_{\text{АТТ-РТО}}} + \frac{1}{\sigma\times\varepsilon\cdot F\cdot\left(T_{\text{РТО}}^2+4^2\right)\cdot\left(T_{\text{РТО}}+4\right)} =$$

$$= \frac{1}{7} + \frac{1}{5.67\cdot10^{-8}\cdot0.85\cdot0.45\cdot\left(283^2+4^2\right)\cdot\left(283+4\right)} =$$

$$= 2.149\frac{\text{К}}{\text{Вт}}.$$

При «линеаризации» проводимости излучением температурный уровень РТО примем $T_{\text{РТО}}$=283 К, а коэффициент φ близким 1. Теперь, постоянную времени СТРПП можно оценить так

$$RC = \left(27000\frac{\text{Дж}}{\text{К}} + 2700\frac{\text{Дж}}{\text{К}}\right)\cdot 2.15\frac{\text{К}}{\text{Вт}} = 63855\ \text{с}.$$

В нашей математической модели СТРПП, для определения хладопроизводительности, лунный день представлен с помощью циклограмм протяженностью 10000 с. Чтобы применить имеющуюся модель ТЕРМ («АКА+Луна») с ускоренной шкалой, для экспресс-расчёта температур ТСП, определим необходимую теплоёмкость СТРПП:

$$C_{\text{СТРПП}} = \frac{10000\ \text{с}}{1209600\ \text{с}}\cdot\frac{63855\ \text{с}}{2.15\frac{\text{К}}{\text{Вт}}} \approx 245\frac{\text{Дж}}{\text{К}}.$$

В полученной величине (245 Дж/К) на долю ТСП приходится 223 Дж/К, а на долю РТО – 22 Дж/К. Таким образом, постоянную времени мы уменьшили примерно в 121 раз, т.е. пропорционально условно принятой протяжённости дня 10000 с.

Выполним расчёт для полных лунных суток по ускоренной шкале. Результаты можно видеть на рисунке 5в, масштаб времени приведён к нормальному. Три заброса температуры соответствуют запланированным трем сеансам работы оборудования продолжительностью по 8.5 часов. Штриховая линия показывает температуру 30°С, для которой определялась хладопроизводительность системы. Результаты в целом можно считать приемлемыми, по крайней мере не указывающими однозначно на то, что СТРПП не справляется с заданным тепловым режимом ТСП.

Теперь установим реальные теплоёмкости ТСП и РТО, т.е. 27000 Дж/К и 2700 Дж/К соответственно. Повторим расчёт, но для лунного дня с нормальной продолжительностью 1209600 с. Ночь не рассматриваем – для экономии расчётного времени. Полученные результаты поместим на тот же рисунок 5в). Расчётные кривые настолько совпадают, что истинная и ускореннуая кривые, в масштабе рисунка, практически неразличимы (маркеры без линии – это ускоренный расчёт, линия без маркеров – расчёт в нормальной шкале). Расхождения находятся в пределах 1-2 К. При этом ускоренный расчёт лунных суток длится до восьми минут, а расчёт «полноценного» лунного дня (для реального времени и теплоёмкостей) – около четырёх часов, при прочих равных условиях, а именно:

- параметрах интегрирования;
- версии ПО ТЕРМ;
- применяемого компьютера.

Таким образом, для прогонки вариантов с разными циклограммами тепловыделения, различными пространственными положениями АКА, а также для поиска подходящих параметров СТРПП (тепловых проводимостей, излучающих поверхностей, теплоизоляции), выигрыш по времени, за счёт ускоренного способа будет более, чем существенный.

В чём практическая ценность экспресс-оценки нестационарного температурного состояния ТСП? Результаты, в общем, позволяют заключить, что СТРПП способна обеспечить часть задач, возлагаемых на оборудование ТСП. Дополнительно результаты расчёта, прогнозирующие температурный уровень ТСП, можно использовать как начальные и граничные условия для выполнения автономного расчёта мгновенных стационарных либо кратковременных нестационарных распределений температуры по ТСП, в частности, методом конечных элементов, с помощью 3D-моделей. При неудовлетворительных результатах эскпресс-расчёта нестационарной температуры ТСП можно вернуться к оценкам эффективности РТО и теплопередающего тракта (см. рисунок 2).

Однако, для того чтобы завершить определение проектных параметров СТРПП, необходимо выполнить расчёт, демонстрирующий температуры посадочных мест под каждым блоком оборудования для наиболее критичных условий эксплуатации системы. Необходимо также сверить расчётные температуры с допустимыми для каждого блока оборудования. То есть в любой момент времени, под каждым блоком, работает он или нет, расчётная температура конструкции АКА (в нашем случае это прежде всего поверхность ТСП) должна находиться в рамках индивидуально разрешенного диапазона.

список литературы

Альтов В.В., Залетаев С.В. и др. Расчет теплового режима космических аппаратов в орбитальном полете. Пакет прикладных программ «ТЕРМ». Регистрационный № 4151 от 18.10.2011 ФАП. ФГУП ЦНИИМаш, Королёв, 2011.

Бугрова А.Д., Гуров Р.И., Котляров Е.Ю., Бондаренко В.А. Особенности построения и функционирования систем терморегулирования негерметичных приборных отсеков посадочных аппаратов АО «НПО им. С.А. Лавочкина» // Тепловые процессы в технике. 2021. Т. 13, № 1. С. 12-23.

Дудкин К.К., Алифанов О.М. Определение теплофизических характеристик лунного грунта при помощи солнечного тепла // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 2. С. 74-80.

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

Котляров Е.Ю. Система терморегулирования приборного отсека посадочного модуля ЛУНА-ГЛОБ и расчётный анализ оптимальных рабочих параметров радиационного теплообменника // Тепловые процессы в технике. 2014. Т. 6, № 4. С. 164-178.

Мартынов М.Б., Тулин Д.В., Устинов С.Н., Бондаренко В.А. и др. Система терморегулирования приборного отсека посадочного лунного модуля, 2011135323/11. Патент РФ № 2487063, B64G1/50. 25.08.2011.

Неручек А.О., Котляров Е.Ю. Альтернативная компоновка радиационного теплообменника посадочного лунного модуля и её тепловой анализ с использованием вычислительного эксперимента // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28, № 1. С. 7-14.

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

Чеботарев В.Е., Косенко В.Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения. Красноярск: Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т, 2011. 488 с.

ESATAN-TMS Thermal User Manual, ESATAN-TMS Workbench User Manual. ITP Engines UK, Ltd., Whetstone, Leicester, UK, 2012.

Fortescue P., Stark J., Swinerd G. Spacecraft Systems Engineering // Third Edition, University of Southampton, Willey, UK, 2003. 704 p.

Gilmore David G. Spacecraft thermal control handbook / edited by Gilmore David G. 2nd ed. The Aerospace Corporation, 2002. Vol. 1. 836 p.

Khrustalev Dmitry. Modeling Transient Operation of Loop Heat Pipes using Thermal Desktop™, TFAWS, Cleveland, OH September 10–13, 2007. 20 p.

Sasin V.Ya., Zelenov I.A., Zuev V.G., Kotlyarov E.Yu. Mathematical Model of a Capillary LoopHeat Pipe with a Condenser-Radiator // ICES-1990, 901276, Williamsburg, 1990.

Tulin D., Kotlyarov E., Serov G., Tulin I. The 4000W Hybrid Single- and Two-Phase Thermal Control System for Payload and Equipment of Geostationary Communication Satellite // ICES-2010, Barcelona, Spain, AIAA 6121, 11-15 July 2010.

URL: https://www.ansys.com/academic/students/ansys-student (дата обращения: 29.03.2021).

Vlassov V.V., Riehl R.R. Modeling of a Loop Heat Pipe for Ground and Space Conditions // Paper 2005-01-2935, July 2005.

Voeten Raoul, Kotlyarov Evgeny, Raetz John E., Ueda Yukihiro. Mathematical Model of Life Science Glove-Box Thermal Control Sub-System (WVA) with using of EXCEL-BASIC. 34-ICES, Colorado Springs, 19-22 July, 2004. 2004-01-2360.

Статья поступила в редакцию 29.03.2021
Статья после доработки 30.03.2021
Статья принята к публикации 31.03.2021

Окончание статьи следует

УДК 536.24

АНАЛИЗ ТЕПЛОВОГО РЕЖИМА ТЕПЛОЗАЩИТЫ С ПРИМЕНЕНИЕМ АНИЗОТРОПНОГО МАТЕРИАЛА ПРИ СПУСКЕ НА ЗЕМЛЮ ВОЗВРАЩАЕМОЙ КАПСУЛЫ

ANALYSIS OF THERMAL PROTECTION USING AN ANISOTHROPIC MATERIAL DURING DESCENT OF THE RETURN CAPSULE

В.С. Зарубин[1],
профессор, доктор технических наук,
zarubin@bmstu.ru;
V.S. Zarubin

В.Н. Зимин[1],
доктор технических наук,
zimin@bmstu.ru;
V.N. Zimin

В.В. Леонов[1],
кандидат технических наук,
lv-05@mail.ru;
V.V. Leonov

В.С. Зарубин[1],
vszarubin@gmail.com;
V.S. Zarubin

Рассмотрен спуск на поверхность Земли стабилизированной шаровой капсулы по траектории с окололунной и низкой околоземной орбит. Для анализа теплового режима теплозащиты капсулы использованы приближенные зависимости, аппроксимирующие известные результаты численных и экспериментальных исследований. В составе теплозащитного покрытия рассмотрено применение материала с высокой степенью анизотропии свойства теплопроводности. Из полученных результатов следует возможность спуска капсулы без разрушения её теплозащитного покрытия.

Ключевые слова:
возвращаемая капсула;
траектория спуска;
тепловой режим;
анизотропный теплозащитный материал;
равновесная температура;
число Кнудсена.

DOI: 10.26162/LS.2021.52.2.005

The article covers descent of a stabilized spherical capsule to the Earth's surface by the near-lunar and low-Earth orbits trajectory. Approximate dependences approximating the known results of numerical and experimental studies are used to analyze the capsule thermal protection environment. The use of a material with a high degree of the thermal conductivity anisotropy is considered in the composition of a heat-protective coating. The obtained results follow that the capsule descent can be performed with no damage of its heat-protective coating.

Key words:
return capsule;
descent trajectory;
thermal environment;
anisotropic thermal protection material;
equilibrium temperature;
Knudsen number.

[1] МГТУ им. Н.Э. Баумана, Россия, г. Москва.

Bauman Moscow State Technical University, Russia, Moscow.

введение

Освоение космического пространства связано с необходимостью доставки на Землю различных грузов, в частности лунного грунта (*Гордиенко Е.С. и др.*, 2019). При этом наиболее простым вариантом является использование беспилотных возвращаемых капсул (ВК), не обладающих подъемной силой в период движения в атмосфере Земли. Помимо грузовых операций, ВК могут быть применены при проведении биологических экспериментов над живыми организмами в космических условиях. Возвращаемая на Землю часть российского космического аппарата «Бион-М», выведенного на орбиту в апреле 2013 года для проведения таких экспериментов, имела форму шара, на поверхности которого был слой теплозащиты. Предназначенная для оперативной доставки на Землю результатов исследований, проведённых на орбитальных станциях, ВК «Радуга» состояла из цилиндрического контейнера с полезным грузом и парашютной системой, присоединенного к блоку в форме усечённого конуса. Большее основание этого блока было защищено шаровым сегментом, покрытым слоем теплозащитного материала. Аналогичная конфигурация капсулы предложена для исследования атмосферы Венеры (*Финченко В.С. и др.*, 2019; *Косенкова А.В. и др.*, 2021). Возвращаемые на Землю капсулы космических аппаратов «ЛУНА-16, -20, -24» имели сферическую форму и были снабжены парашютами (*Хартов В.В. и др.*, 2010; *Ефанов В.В. и др.*, 2017).

Затупление в виде участка сферической поверхности или полусферы является распространенным вариантом защиты спускаемого космического аппарата от теплового воздействия набегающего воздушного потока. Интенсивность этого воздействия непосредственно связана с выбранной траекторией спуска ВК.

В данной работе проведён анализ теплового режима теплозащитного покрытия (ТЗП) шаровой стабилизированной ВК при её спуске как с низкой околоземной орбиты, так и при входе в атмосферу Земли со скоростью, близкой ко второй космической (для снижения скорости прохождения плотных слоёв атмосферы рассмотрена возможность неоднократного погружения ВК в верхние слои атмосферы). Особенностью ТЗП является применение для внешнего слоя пиролитического графита (пирографита), обладающего высокой степенью анизотропии теплопроводности, что позволяет более равномерно распределять подводимую тепловую энергию в материале покрытия и ограничить его нагрев допустимым значением температуры.

1. Равновесная температура поверхности теплозащитного покрытия

Для сравнительной количественной оценки интенсивности теплообмена на внешней поверхности ТЗП целесообразно использовать значение равновесной температуры. Это значение следует из допущения об идеальной теплоизоляции этой поверхности и может быть определено из условия баланса воспринимаемого поверхностью суммарного теплового потока и отводимого путём её собственного излучения. Так как в условие баланса не входит тепловой поток, проникающий внутрь через поверхность ТЗП, равновесная температура на основной части траектории (кроме участка парашютного спуска) является верхней оценкой реального значения температуры этой поверхности. Поэтому наибольшее значение равновесной температуры на траектории спуска удобно сопоставлять с допустимой температурой для материала ТЗП.

Равновесную температуру $\overline{T}(P)$ в произвольной точке $P \in S$ внешней поверхности S ТЗП определяет равенство

$$\overline{T}(P)=\left(\frac{q(P)}{\varepsilon(P,\overline{T})\sigma_0}\right)^{0,25}, \qquad (1)$$

где $q(P)$ – плотность суммарного теплового потока, воспринимаемого этой поверхностью в окрестности рассматриваемой точки; $\varepsilon(P,\overline{T})$ – коэффициент собственного излучения («степень черноты»), $\sigma_0=5{,}67\times10^{-8}$ Вт/(м^{2}К^4) – постоянная Стефана – Больцмана.

Значение $q(P)$ является суммой конвективной составляющей $q_c(P)$ и поглощенной поверхностью $A(P,\overline{T})q_r(P)$ составляющей $q_r(P)$ падающего на поверхность излучения (здесь A – поглощательная способность этой поверхности). Если принять поверхность S обладающей по отношению к излучению свойствами серого тела (*Siegel R., Howell J.R.*, 2002; *Теория тепломассообмена*, 2018) и не учитывать зависимость ε от температуры и положения точки $P \in S$, то вместо равенства (1) можно записать

$$\overline{T}(P)=\left(\frac{q_c(P)/\varepsilon+q_r(P)}{\sigma_0}\right)^{0,25}, P\in S. \qquad (2)$$

Из формулы (2) следует, что наибольшее значение $\overline{T}(P)$ при спуске шаровой ВК с полусферическим ТЗП будет зависеть как от параметров траектории спуска, так и от положения точки $P \in S$ на внешней поверхности ТЗП. Для большинства участков траектории в пределах земной атмосферы это значение соответствует передней критической точке полусферического затупления шаровой ВК. При входе в плотные

слои атмосферы при турбулентном режиме обтекания затупления наибольшее значение равновесной температуры может быть достигнуто в так называемой звуковой точке (*Конвективный теплообмен…*, 2014).

В отличие от плотных слоев атмосферы, обтекание затупления в которых происходит в режиме сплошной среды, на высоте $H \geq 130$ км над поверхностью Земли режим обтекания свободномолекулярный (*Финченко В.С. и др.*, 2018). Между этими режимами существует переходная область. В этой области выделяют: режим обтекания со скольжением, когда непосредственно на обтекаемой поверхности относительная скорость движения частиц среды не равна нулю и возникает разность температур в точках контакта поверхности и обтекающей её среды, и режим перехода к непосредственно свободномолекулярному обтеканию (*Основы теплопередачи…*, 1992).

Параметром, определяющим режим обтекания, принято считать число Кнудсена $\mathrm{Kn}=l/L$, где l – среднее значение длины пути свободного пробега частиц атмосферного воздуха; L – характерный размер обтекаемого тела. Для атмосферы Земли значения l в зависимости от H могут быть определены по табличным данным (*ГОСТ 4401-81*; *ГОСТ Р 25645.166-2004*).

Свободномолекулярный режим обтекания соответствует условию $\mathrm{Kn}>10$ (*Финченко В.С. и др.*, 2018; *Основы теплопередачи…*, 1992). При этом для верхней оценки интенсивности теплообмена можно принять, что вся кинетическая энергия частиц, набегающих на поверхность затупления, поглощается поверхностью и переходит в тепловую энергию. Тогда плотность конвективной составляющей теплового потока можно представить формулой

$$q'_c(M)=0{,}5\rho_H V^3\cos^3\gamma(M),\ M\in S, \qquad (3)$$

где $\gamma(M)$ – угол между векторами скорости ВК и внешней нормали к поверхности S затупления в точке $M\in S$. При стабилизированном движении ВК этот угол в точке на оси полусферического затупления равен нулю и в этой точке $q'_c=\rho_H V^3/2$.

Области обтекания со скольжением и переходную определяют соответственно неравенствами $0{,}01\leq\mathrm{Kn}<1$ и $1\leq\mathrm{Kn}\leq10$, а обтекание в режиме сплошной среды – выполнением условия $\mathrm{Kn}<0{,}01$ (*Основы теплопередачи…*, 1992). Закономерности конвективного теплообмена на поверхности затупления при её обтеканиии в режиме сплошной среды описывает достаточно сложная система дифференциальных уравнений сохранения массы, количества движения и энергии этой среды (*Конвективный теплообмен…*, 2014; *Никитин П.В.*, 2006; *Финченко В.С. и др.*, 2019). Эти уравнения дополняют соответствующими начальными и граничными условиями, а также уравнениями состояния обтекающей среды и зависимостями от температуры и давления теплофизических характеристик этой среды. В инженерной практике на предварительной стадии проектирования решению указанной системы уравнений целесообразно предпочесть использование приближенных эмпирических соотношений, полученных путем обработки известных теоретических и экспериментальных результатов.

2. Выбор эмпирических соотношений

Для расчёта плотности q_0 конвективного теплового потока при $\mathrm{Kn}<0{,}01$ в критической точке на оси сферического затупления радиусом ρ_* предложено несколько эмпирических формул. На рисунке 1 проведено сравнение некоторых таких формул. Сравниваемые формулы представлены функцией $(q_0/V^3)\times\times(r/\rho_H)^{1/2}F_i(V)$, где $i=\overline{1,7}$, $[q_0]$=Вт/м^2, $[V]$=м/с, $[\rho_*]$=м и $[\rho_H]$=кг/м^3. В отчёте (*Chapman G.T.*, 1964) помещена формула, из которой следует значение $F_1=1{,}633\cdot10^{-4}$ (прямая 1), в работе (*Sutton K.*, *Graves R.A.*, 1971) рекомендовано соотношение с коэффициентом $F_2=1{,}742\cdot10^{-4}$ (прямая 2), прямые 3 и 4 соответствуют значениям $F_3=1{,}83\cdot10^{-4}$ (*Tauber M.E.*, 1970) и $F_4=1{,}903\cdot10^{-4}$ (*Allen H.J.*, *Eggers A.J. Jr.*, 1958). Кривые 5 и 7 построены по формулам $F_5(V)=5{,}216\cdot10^{-5}V^{0{,}15}$ и $F_7(V)=2{,}562\cdot10^{-5}V^{0{,}25}$ полученным преобразованием соотношений, приведённых в работах (*Мартин Дж.*, 1969) и (*Леонов В.В.*, *Гришко Д.А. и др.*, 2021) соответственно, а кривая 6 – по формуле $F_6(V)=3{,}3\cdot10^{-5}V^{0{,}2}$, которая следует из равенства

$$q_0=3{,}3\cdot10^{-5}(\rho_H/\rho_*)^{0{,}5}V^{3{,}2} \qquad (4)$$

представленного в работе (*Шевелев Ю.Д.*, *Сызранова Н.Г.*, 2010).

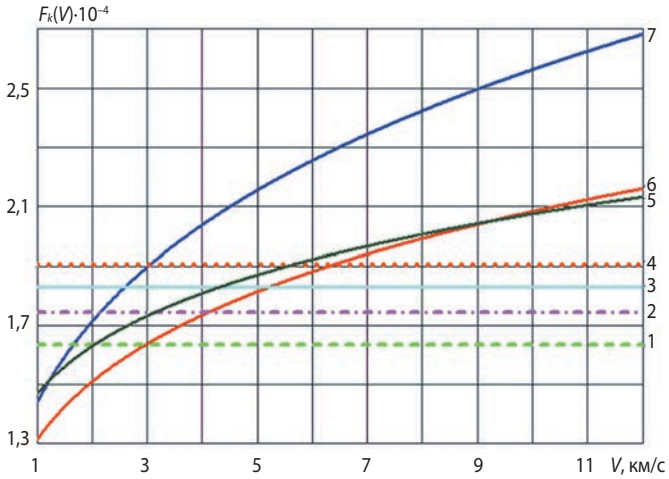


рисунок 1. Результаты расчёта по ряду эмпирических соотношений для плотности конвективного теплового потока на оси сферического затупления

Из рисунка 1 и анализа рассмотренных формул можно сделать вывод, что для проводимых расчётов целесообразно использовать формулу (4), поскольку она учитывает зависимость плотности теплового потока от скорости, дополнительную к кубической, и основана на более современном анализе различных подходов к расчёту теплообмена с учётом диссоциации воздуха в ударном слое и каталитических процессов на обтекаемой поверхности (*Шевелев Ю.Д.*, *Сызранова Н.Г.*, 2010). Результаты расчётов по этой формуле хорошо согласуются с данными, полученными с применением компьютерного пакета ANSYS Fluent (*Ревизников Д.Л.*, *Сухарев Т.Ю.*, 2018). Зависимость безразмерной плотности теплового потока от угла γ при ламинарном обтекании сферического затупления целесообразно представить формулой (*Sutton K.*, *Graves R.A.*, 1971)

$$q_l(\gamma)/q_0=0{,}1+0{,}9\cos^2\gamma,\ \gamma\in[0,\ \pi/2]. \qquad (5)$$

Возникновение в пограничном слое турбулентных пульсаций интенсифицирует теплообмен на поверхности ТЗП и влияет на распределение плотности теплового потока по этой поверхности. Это влияние можно представить зависимостью (*Голомазов М.М.*, *Иванков А.А.*, 2017)

$$q_t(\gamma)/q_t^*=3{,}75\sin\gamma-3{,}5\sin^2\gamma,\ \gamma\in[0,\ \pi/2], \qquad (6)$$

где q_t^* – наибольшее значение плотности теплового потока при развитии турбулентных пульсаций. Это значение соответствует полярному углу $\gamma_t\approx0{,}18\pi\approx0{,}565$. В качестве условной границы завершения формирования турбулентного пограничного слоя принимают определенное значение числа Рейнольдса (*Конвективный теплообмен…*, 2014; *Никитин П.В.*, 2006; *Теория тепломассообмена*, 2018: *Финченко В.С. и др.*, 2018). В данном случае в качестве такой границы можно принять значение $\mathrm{Re}=V\rho_*/\nu_H=5\cdot10^5$, где ν_H – кинематический коэффициент вязкости атмосферного воздуха на высоте H над поверхностью Земли. Для получения верхней оценки распределения плотности $q_c(\gamma)$ конвективного теплового потока по поверхности сферического затупления в работе (*Голомазов М.М.*, *Иванков А.А.*, 2017) рекомендовано при каждом конкретном значении угла γ сравнивать результаты, определяемые формулами (5) и (6), и выбирать наибольшее из полученных значений $q_l(\gamma)$ или $q_t(\gamma)$.

В статье (*Горский В.В.*, *Пугач М.А.*, 2015) проведено сравнение экспериментальных и расчётных данных по теплообмену на поверхности полусферы при переходе ламинарного режима течения в пограничном слое к турбулентному режиму. Из сравнения следует, что для аппроксимации турбулентной составляющей целесообразно использовать соотношение

$$q_t(\gamma)/q_t^*=3{,}75\sin^2\gamma-3{,}5\sin^4\gamma,\ \gamma\in[0,\ \pi/2], \qquad (7)$$

которое более точно по сравнению с формулой (6) описывает представленные результаты. В данном случае значение q_t^* соответствующее углу $\gamma_t^*=\pi/4$, можно найти из эмпирической формулы $q_t^*=4{,}239\cdot10^{-4}(\rho_H^4/\rho_*)^{0,2}V^{3,19}$ (*Леонов В.В., Гришко Д.А. и др.*, 2021).

В переходной области обтекания ($0{,}01\le\mathrm{Kn}\le10$) плотность воспринимаемого поверхностью затупления конвективного теплового потока можно в первом приближении представить равенством $q(\gamma)=(q_c(\gamma)+\mathrm{Kn}q_c'(\gamma))/(1+\mathrm{Kn})$). Здесь $q_c(\gamma)$ соответствует моменту времени, при котором Kn=0,01, а $q_c'(\gamma)$ определяет с учетом формулы (3) распределение плотности теплового потока, воспринимаемого поверхностью затупления в момент времени, отвечающий значению Kn=10.

Из многочисленных эмпирических формул (*Суржиков С.Т., Шувалов М.П.*, 2014), описывающих интенсивность радиационного теплообмена на поверхности сферического затупления, для оценки плотности радиационного теплового потока в критической точке затупления при орбитальном спуске можно выбрать формулу $q_r^*=6{,}548\cdot10^{-22}\rho_H^{1,6}\rho_*V^{8,5}$ (*Johnson J.E. et all.*, 2007). Эта формула рекомендована для применения при $V\le7620$ м/с, но можно допустить её использование и при несколько большем значении скорости V, достижимой при спуске с околоземной орбиты. Распределение радиационного теплового потока по поверхности затупления в первом приближении можно принять в виде $q_r(\gamma)=q_r^*\cos\gamma$.

В случае сверхорбитального спуска известно несколько вариантов эмпирических формул, пригодных в определенных интервалах изменения скорости V для оценки значения q_r^*. В работе (*Johnson J.E. et all.*, 2007) использованы соотношения

$$q_r^*=4{,}938\cdot10^{-39}\rho_H^{1,78}\rho_*V^{12,5},\ 7620<V<9000, \qquad (8)$$

$$q_r^*=4{,}736\cdot10^{7}\rho_H\rho_0^{0,6}\rho_*\Phi(V),\ 9000\le V\le11500, \qquad (9)$$

где $\Phi(V)=-3{,}93206793\cdot10^{-12}V^4+1{,}61370008\cdot10^{-7}V^3-2{,}43598601\cdot10^{-3}V^2+16{,}1078691V-39494{,}8753$.

На рисунке 2 проведено сравнение результатов вычислений по выбранным эмпирическим формулам с экспериментальными данными, полученными измерением плотности q_Σ суммарного (конвективного и радиационного) теплового потока в критической точке сферического затупления при прохождении космическим аппаратом Fire-II наиболее теплонапряженного участка траектории сверхорбитального спуска (*Суржиков С.Т, Шувалов М.П.*, 2014). Этот участок представлен зависимостями высоты H и скорости V от времени в промежутке t=1633÷1651 с (кривые 1 и 2 соответственно). Ординаты точек 3 и треугольников 4 равны значениям q_Σ, измеренным в эксперименте (*Olynick D.R. et all.*, 1994) и рассчитанным в работе (*Johnston C.O.*, 2008) с использованием компьютерного моделирования.

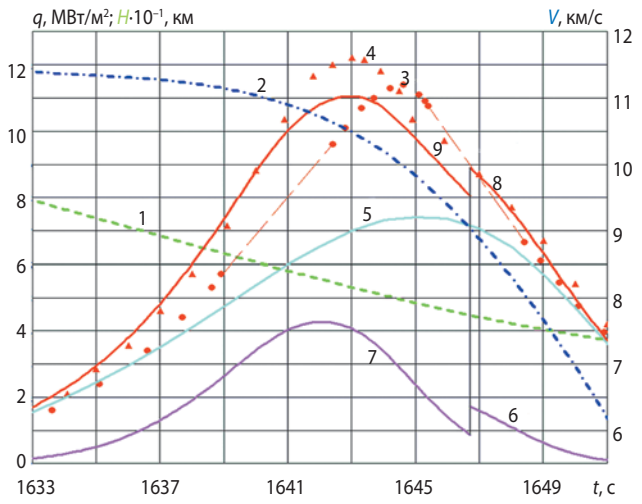


рисунок 2. Сравнение результатов вычислений по эмпирическим формулам с экспериментальными данными

Кривая 5 на рисунке 2 построена по формуле (4), а кривые 6 и 7 – по формулам (8) и (9). В момент времени, соответствующий значению V=9000 м/с, определяющему общую границу интервалов применения формул (8) и (9), возникает разрыв ординат указанных кривых. Такой же разрыв имеют кривые 8 и 9, ординаты которых равны значениям q_Σ, вычисленным с использованием формул (4), (8) и (9). Отличие результатов, полученных при помощи выбранных эмпирических формул, от экспериментальных данных можно считать приемлемым.

3. Изменение равновесной температуры по траектории спуска

Использование равенства (2) для анализа изменения равновесной температуры в процессе спуска ВК требует предварительного определения характеристик траектории ВК в виде зависимостей от времени t её скорости $V(t)$ и высоты $H(t)$ над поверхностью Земли. Учёт влияния атмосферы Земли на траекторию спуска ВК происходит при $H \leq 1500$ км, изменение ρ_H в интервале H=120÷1500 км согласно (*ГОСТ Р 25645.166-2004*), а при $H \leq 120$ км согласно (*ГОСТ 4401-81*). Поскольку ВК не обладает аэродинамическим качеством, её допустимо считать материальной точкой массой m. Тогда в первом приближении движение ВК в полярной системе координат с началом в центре Земли можно описать (до начала участка парашютного спуска) дифференциальными уравнениями (*Косенкова А.В. и др.*, 2021; *Торрес Санчес К.Х., Воронцов В.А.*, 2018)

$$\frac{dV}{dt} = -\frac{\mu}{r^2}\sin\theta - C_x S_m \frac{\rho_H V^2}{2m}, \quad \frac{d\theta}{dt} = \left(\frac{V}{r} - \frac{\mu}{r^2 V}\right)\cos\theta \quad (10)$$

в сочетании с кинематическими соотношениями $dr/dt = V\sin\theta$ и $d\varphi/dt = (V/r)\cos\theta$,

где μ – гравитационный параметр (для Земли μ=398600,448 км³/с²); $r = H + r_*$ (r_*=6371 км – средний радиус поверхности Земли); φ – полярные координаты, определяющие положение ВК относительно

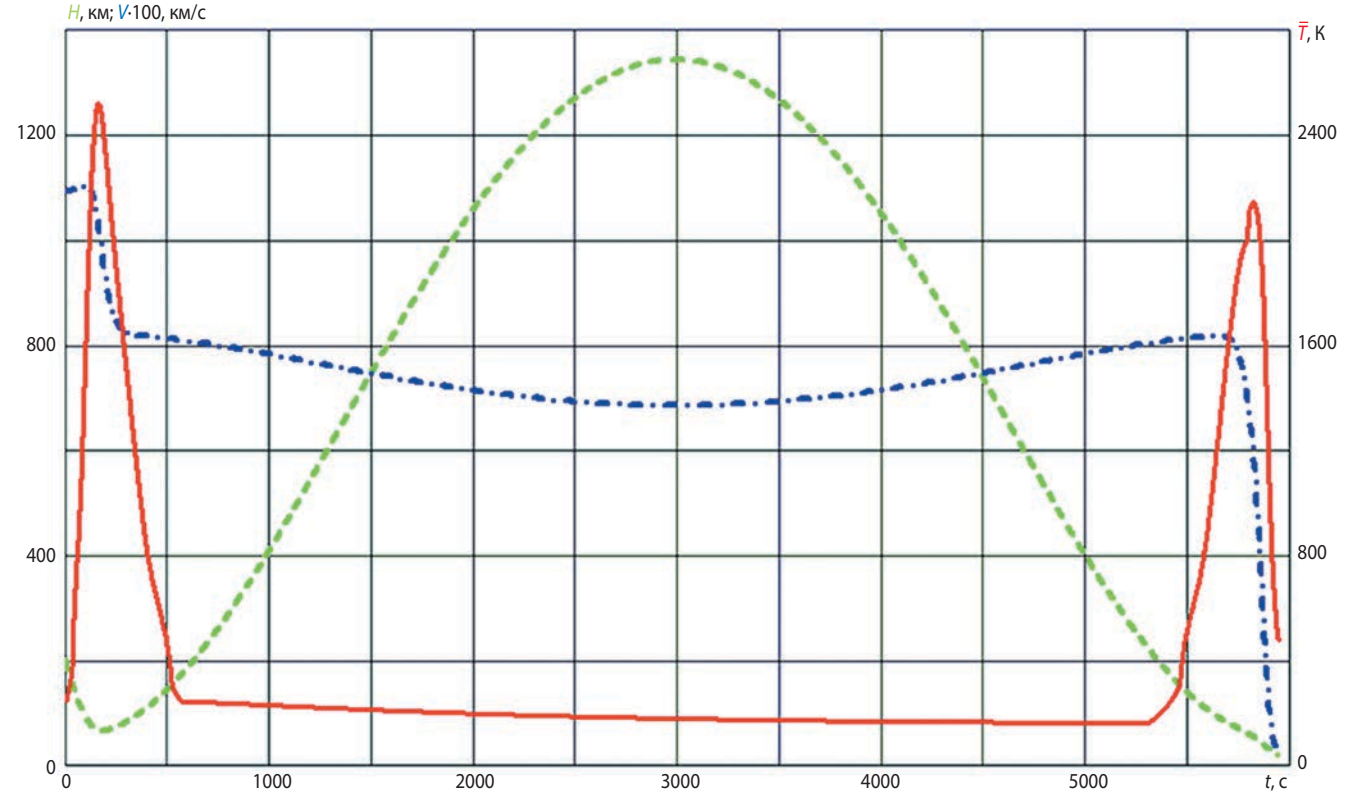


рисунок 3. Зависимость высоты, скорости и равновесной температуры в критической точке от времени спуска ВК

центра Земли; C_x и S_m – соответственно коэффициент аэродинамического сопротивления и площадь миделева сечения; θ – угол между вектором скорости и линией местного горизонта.

Принято, что при спуске с орбиты Луны ВК уже находится за пределами сферы действия Луны на эллипсе Гомана с апогеем на 100 км выше среднего расстояния от Земли до Луны, а высота перигея варьируемая (*Гордиенко Е.С. и др.,* 2019; *Леонов В.В., Гришко Д.А. и др*., 2021).

На рисунке 3 представлены графики зависимостей от времени высоты H и скорости V спускаемой ВК массой 2750 кг и диаметром 3,92 м, а также наибольшей величины равновесной температуры $\overline{T}$ на поверхности затупления (значения $\overline{T}$ рассчитаны по формуле (2) при ε=0,9 с применением приведенных выше эмпирических соотношений и в предположении, что спуск проходит в области затенения Землей солнечного излучения, но с учетом потока собственного излучения поверхности Земли плотностью 215 Вт/м^2 (*Зарубин В.С. и др*., 2018)). В качестве начального выбран момент времени достижения при спуске ВК высоты H_0=200 км при скорости V_0=10,921 км/с.

Завершение первой фазы спуска ВК наступает при t'=182 с и V'=9,679 км/с, когда вектор скорости будет параллелен линии местного горизонта (θ=0), что соответствует минимальной высоте спуска H'=66,06 км и началу фазы подъема ВК с дальнейшим уменьшением скорости. Равновесная температура принимает наибольшее значение $\overline{T}'$=2520 К в критической точке затупления (γ=0) при t=162 с, V=10,264 км/с и H=67,17 км. При t^*=991 с и V^*=6,852 км/с ВК достигает высоты H^*=1343,86 км. Для этой высоты орбитальная скорость равна 7,188 км/с>V^* и далее следует завершающая фаза непрерывного спуска на поверхность Земли. Теперь наибольшее значение $\overline{T}''$=2143 К равновесная температура принимает при t=5822 с, V=5,981 км/с и H=54,71 км, причем γ=π/4, что, согласно формуле (7), соответствует максимуму плотности конвективного теплового потока при турбулентном режиме обтекания затупления. Но в силу неравенства $\overline{T}'>\overline{T}''$ тепловой режим ТЗП при первом входе ВК в плотные слои атмосферы следует считать более напряженным по сравнению с завершающей фазой спуска.

Увеличение массы ВК мало влияет на параметры траектории первой фазы спуска, но при этом существенно возрастают значение H^* и полное время спуска на поверхность Земли. Удвоение массы ВК приводит к возникновению второго предварительного погружения в плотные слои атмосферы (рисунок 4).

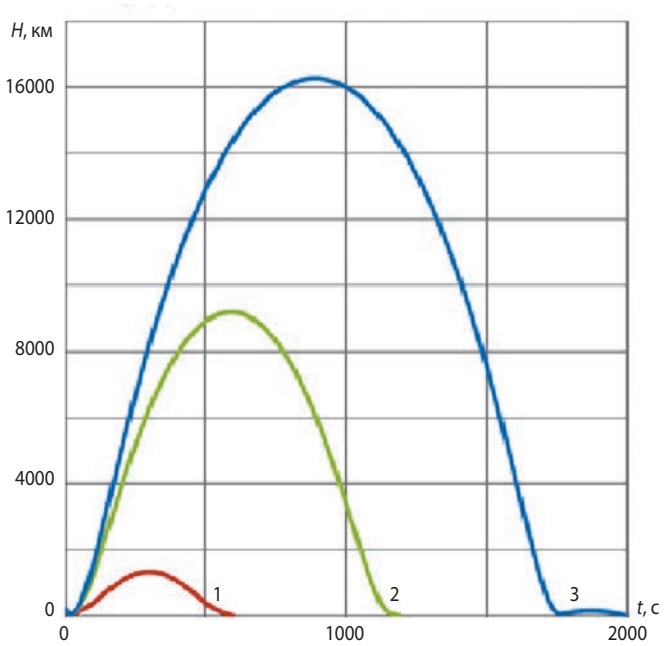


рисунок 4. Зависимости от времени t высоты H траектории ВК различной массы:
1 – 2750 кг; **2** – 4125 кг; **3** – 5500 кг

Если в начальный момент времени орбитального спуска ВК находится на круговой околоземной орбите с высотой $H_0=r_0-r_*$ над поверхностью Земли, то этой орбите соответствует скорость $V'_0=(\mu/r_0)^{1/2}$. Сход с круговой орбиты происходит благодаря тормозному импульсу $m\Delta V_0$, так что начальными условиями для уравнений (10) при t=0 являются равенства $V(0)=V_0=V'_0-\Delta V_0$ и γ_0=0.

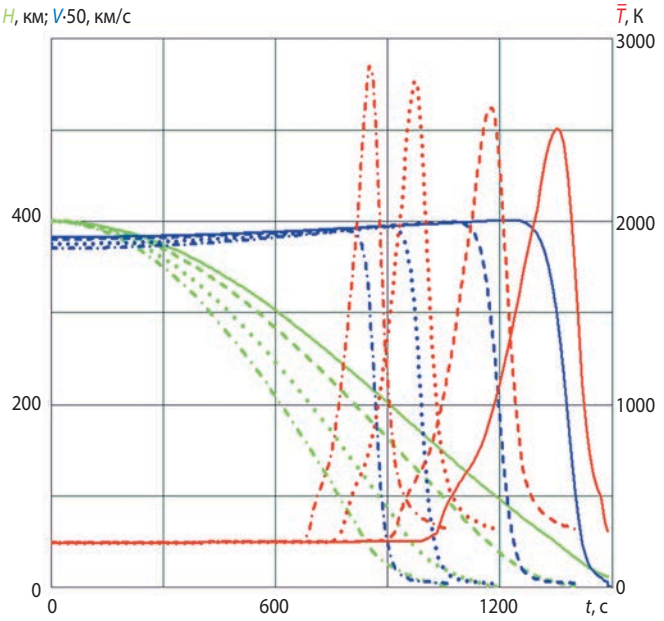


рисунок 5. Зависимости параметров траектории спуска и наибольшего значения равновесной температуры при различных абсолютных значениях тормозного импульса от времени спуска ВК

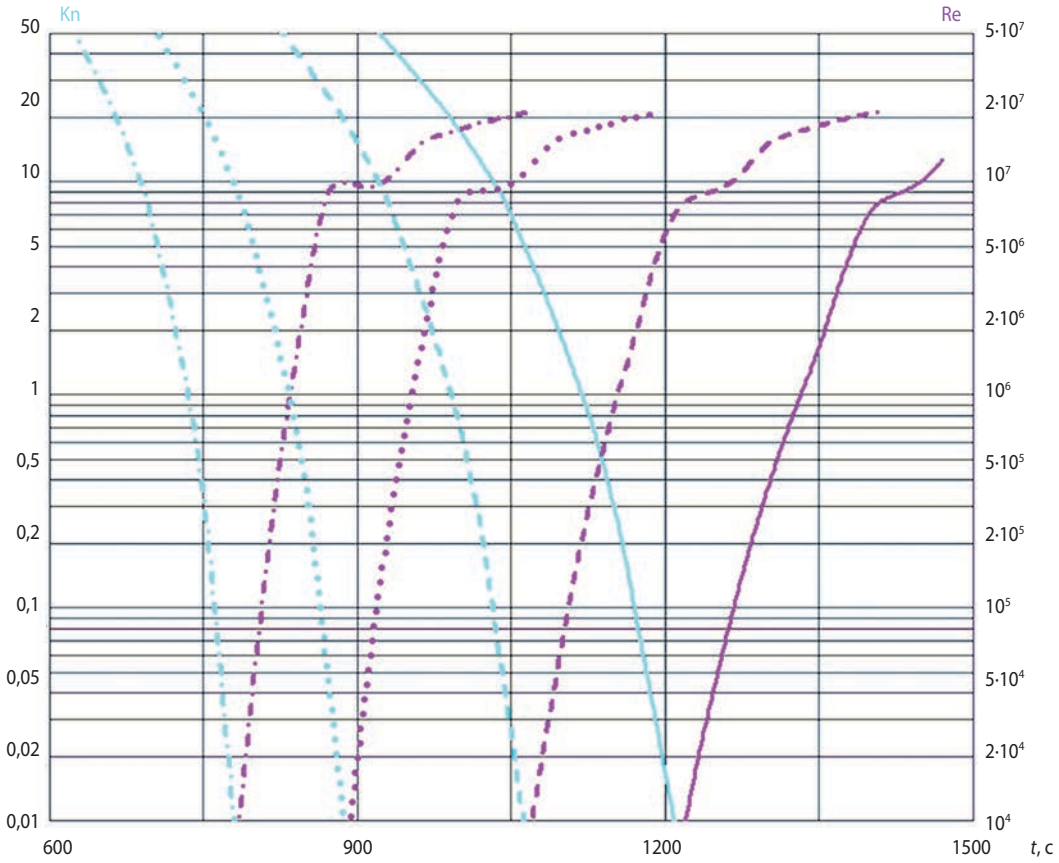


рисунок 6. Зависимости чисел Кнудсена и Рейнольдса от времени спуска ВК

Пусть шаровая ВК радиусом ρ_*=1,96 м и массой m=4000 кг сходит с круговой околоземной орбиты высотой H_0=400 км с орбитальной скоростью V'_0=7672,6 м/с.

На рисунке 5 представлены графики зависимости от времени t параметров траектории спуска (высоты H и скорости V) и наибольшего значения равновесной температуры $\overline{T}$ при различных абсолютных значениях тормозного импульса $m\Delta V_0$, соответствующих следующим значениям начальной скорости V_0 ВК: 7400, 7500, 7600 и 7650 м/с (штрихпунктирные, пунктирные, штриховые и сплошные линии соответственно).

При спуске примерно до H=150 км влияние на наибольшее значение равновесной температуры затупления оказывает лишь собственное излучение Земли. Затем более существенным становится влияние свободномолекулярного обтекания затупления. Изменение при спуске режимов обтекания для рассматриваемых траекторий можно проследить по зависимостям от времени числа Кнудсена на рисунке 6 (соответствие типа линии определенной траектории аналогично рисунку 5).

Из рисунка 5 следует, что наибольшему из рассмотренных значений тормозного импульса отвечает наименьшее время спуска ВК и наиболее высокое значение $\overline{T}$. Оно соответствует турбулентному режиму обтекания затупления, возникающему при принятом выше условии Re>5·10^5. Изменение значения Re по времени спуска также представлено на рисунке 6.

Спуск ВК по траектории при V_0=7650 м/с за несколько большее время по сравнению с остальными рассмотренными траекториями имеет существенное преимущество при сопоставлении наибольших значений равновесной температуры на поверхности затупления. Именно для этой траектории целесообразно провести детальный расчёт нагрева ТЗП при спуске.

4. Расчёт теплового режима теплозащитного покрытия

Примем, что ТЗП полусферического затупления ВК состоит из трёх слоёв общей толщиной 40 мм. Материалом среднего слоя толщиной h_* выбран анизотропный пирографит, для которого отношение λ_t/λ_n коэффициентов теплопроводности соответственно в тангенциальном и нормальном к поверхности затупления направлениях достаточно велико. На внешнюю поверхность нанесён весьма тонкий антиокислительный слой с пренебрежимо малым термическим сопротивлением, но препятствующий

окислению пирографита при его обтекании воздушным потоком и неразрушающийся при температуре до 2200 К (*Ваганов А.В. и др.*, 2006). Материал внутреннего слоя толщиной h является изотропным с коэффициентом теплопроводности $\lambda \ll \lambda_n \ll \lambda_t$. Этот слой имеет идеальный тепловой контакт по внешней поверхности со слоем пирографита, а по внутренней поверхности радиусом $\rho_0=\rho_*-h_*-h$ – с металлической оболочкой толщиной h_0 Теплофизические характеристики материалов существенно зависят от температуры (*Леонов В.В. и др.*, 2021).

Оболочка дискретными узлами крепления может быть связана с силовой частью конструкции ВК либо имеет силовой набор (например, осесимметричные шпангоуты в окружном направлении и стрингеры в меридиональном (*Walker S.P. et all.*, 2014)). Для конкретной конструкции влияние подкрепленной оболочки на перераспределение тепловой энергии в тангенциальном направлении, т.е. её термическое сопротивление в этом направлении, можно учесть её приведённой толщиной h_0, а также ввести приведенные удельную объёмную теплоемкость c_0 и коэффициент теплопроводности λ_0. В направлении нормали к оболочке её термическое сопротивление пренебрежимо мало по сравнению с термическим сопротивлением слоев ТЗП, что позволяет считать температуру оболочки однородной по толщине.

При осесимметричном распределении суммарной плотности q теплового потока к внешней поверхности ТЗП нестационарное температурное поле в ТЗП и оболочке также будет осесимметричным. Тогда нестационарные распределения температуры $T(\rho, \gamma, t)$ и $T_*(\rho, \gamma, t)$ соответственно в изотропном и анизотропном слоях ТЗП с удельными объёмными теплоёмкостями c и c_* должны удовлетворять нелинейным дифференциальным уравнениям в сферических координатах ρ, γ (аргументы функций опущены):

$$c\frac{\partial T}{\partial t}=\frac{1}{\rho^2}\frac{\partial}{\partial\rho}(\lambda\rho^2\frac{\partial T}{\partial\rho})+\frac{1}{\rho^2\sin\gamma}\frac{\partial}{\partial\gamma}(\lambda\sin\gamma\frac{\partial T}{\partial\gamma}),$$

$$\rho\in(\rho_0,\rho_*+h),\ \gamma\in(0,\pi/2),$$

$$c_*\frac{\partial T_*}{\partial t}=\frac{1}{\rho^2}\frac{\partial}{\partial\rho}(\lambda_n\rho^2\frac{\partial T_*}{\partial\rho})+\frac{1}{\rho^2\sin\gamma}\frac{\partial}{\partial\gamma}(\lambda_t\sin\gamma\frac{\partial T_*}{\partial\gamma}),$$

$$\rho\in(\rho_*-h_*,\rho_*),\ \gamma\in(0,\pi/2)$$

при начальном условии $T(\rho, \gamma, 0)=T_*(\rho, \gamma, 0)=T^\circ$, где T° – начальная температура ТЗП. Граничное условие на внешней поверхности ТЗП радиусом ρ_* имеет вид $\lambda_n\partial T/\partial\rho|_{\rho=\rho_*}=q-\varepsilon\ \sigma_0 T_*^4(\rho_*, \gamma)$. Из условия идеального теплового контакта при $\rho=\rho_*-h_*$ следует $T(\rho_*-h_*, \gamma)=T_*(\rho_*-h_*, \gamma)$ и $\lambda\partial T/\partial\rho|_{\rho=\rho_*-h_*}\ \overline{\lambda}_n\partial T_*/\partial\rho|_{\rho=\rho_*-h_*}$.

Условие идеального теплового контакта ТЗП с оболочкой, помимо равенства $T(\rho_0, \gamma)=T_0(\rho_0, \gamma)$, включает дифференциальное уравнение

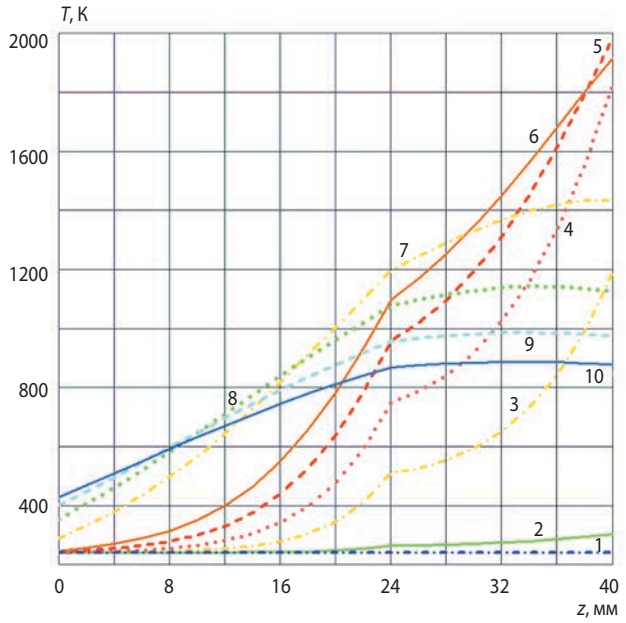


рисунок 7. Распределения температуры по толщине ТЗП при первом входе ВК в плотные слои атмосферы в различные моменты времени:
1 – начальное распределение при t=0 с;
2 – 75 с; **3** – 125 с;
4 – 150 с; **5** – 175 с;
6 – 200 с; **7** – 300 с;
8 – 400 с; **9** – 500 с;
10 – 600 с

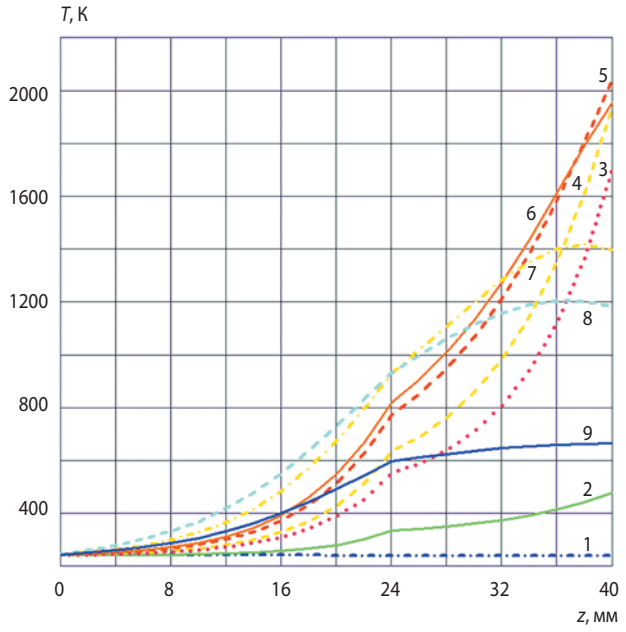


рисунок 8. Распределения температуры по толщине ТЗП при спуске с околоземной орбиты в различные моменты времени:
1 – начальное распределение при t=0 с;
2 – 1250 с; **3** – 1325 с;
4 – 1340 с; **5** – 1365 с;
6 – 1375 с; **7** – 1415 с;
8 – 1450 с; **9** – 1465 с

$$c_0 h_0 \frac{T_0}{\partial t} = \lambda \frac{\partial T}{\partial \rho}\bigg|_{\rho=\rho_0} + \alpha(T_g - T_0) +$$

$$+ \frac{h_0}{(r_0 - h_0/2)^2 \sin\gamma} \frac{\partial}{\partial\gamma}(\lambda_0 \sin\gamma \frac{\partial T_0}{\partial\gamma}),$$

$$\gamma \in (0, \pi/2),$$

где α – коэффициент конвективного теплообмена в полости оболочки со средой, имеющей температуру T_g.

В силу зависимости теплофизических характеристик материалов от температуры и нелинейности граничного условия на внешней поверхности ТЗП для решения сформулированной задачи целесообразно применить метод конечных разностей (*Галанин М.П., Савенков Е.Б.*, 2018). Аппроксимация производных проведена на конечно-разностной сетке с постоянными интервалами по радиальной ρ и угловой γ координатам. Выбор шага по времени t удовлетворял с десятикратным запасом условию устойчивости явной конечно-разностной схемы (*Галанин М.П., Савенков Е.Б.*, 2018).

Из сравнения полученных выше значений $\overline{T}'$ и $\overline{T}''$ равновесной температуры можно заключить, что фаза первоначального входа ВК в плотные слои атмосферы является более теплонапряжённой, чем завершающая часть траектории спуска. На рисунке 7 для этой фазы представлены результаты расчёта распределения температуры по толщине ТЗП при γ=0, h=24 мм и h_*=16 мм вдоль оси z с началом отсчёта от контакта ТЗП с оболочкой. Оболочка толщиной h_0=4 мм выполнена из титанового сплава ОТ-4, изотропный теплозащитный слой – из пористой керамики ТЗМК-10, анизотропный слой – из пирографита УПТ1-В. Наибольшая температура, достигнутая при t=175 с на внешней поверхности ТЗП и равная 1951 К, является допустимой для указанной марки пирографита (*Соседов В.П.*, 1975).

Для ВК массой 4000 кг характеристики ТЗП примем одинаковыми с предыдущим случаем. При спуске такой ВК с околоземной орбиты высотой H_0=400 км с начальной скоростью V_0=7650 м/с возникает турбулентный режим обтекания затупления. При этом температура на внешней поверхности ТЗП наибольшего значения 2038 К достигает при t=1365 с и γ=π/4 (рисунок 8), тогда как в критической точке (γ=0) уровень нагрева существенно ниже и наибольшая температура почти на 200 К меньше. Полученное значение наибольшей температуры при γ=π/4, как и в предыдущем случае, также можно принять допустимой для пирографита марки УПТ1-В (*Соседов В.П.*, 1975).

заключение

Рассмотрены тепловые режимы теплозащитного покрытия возвращаемой капсулы при сверхорбитальном спуске на Землю и спуске с низкой околоземной орбиты. Наличие в ТЗП слоя пирографита с высокой степенью анизотропии свойства теплопроводности приводит к снижению уровня температуры внешней поверхности в зонах наиболее интенсивного подвода тепловой энергии путём её перераспределения в тангенциальном направлении к этой поверхности. Из представленных результатов расчётов теплового режима такого покрытия следует возможность сохранения его работоспособности без разрушения поверхностного слоя.

Работа выполнена при поддержке Министерства науки и высшего образования России (проект 0705-2020-0047).

список литературы

Ваганов А.В., *Дмитриев В.Г.*, *Задонский С.М.*, *Киреев А.Ю. и др.* Оценки теплового режима малоразмерного крылатого возвращаемого аппарата на этапе его проектирования // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2006. Т. 4. С. 443-463.

Галанин М.П., *Савенков Е.Б.* Методы численного анализа математических моделей. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018. 592 с.

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

Гордиенко Е.С., Худорожков П.А., Симонов А.В. Оптимизация траекторий возвращения с Луны для доставки грунта в заданный район на поверхности Земли // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 3. С. 20-27.

Горский В.В., *Пугач М.А.* Сопоставление расчетных и экспериментальных данных по ламинарно-турбулентному теплообмену на поверхности полусферы, обтекаемой сверхзвуковым потоком воздуха // ТВТ. 2015. Т. 53, № 2. С. 231-235.

ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры. М.: ИПК Изд-во стандартов, 2004. 180 с.

ГОСТ Р 25645.166-2004. Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полетов искусственных спутников Земли. М.: ИПК Изд-во стандартов, 2004. 28 с.

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

Зарубин В.С., *Зимин В.Н.*, *Кувыркин Г.Н.* Температурное состояние и оценка отклонения формы сферической оболочки калибровочного космического аппарата на теневом участке околоземной орбиты // Космические аппараты и технологии. 2018. № 3(25). С. 147-156. DOI: 10.26732/2618-7957-2018-3-147-156.

Конвективный теплообмен летательных аппаратов / Под науч. ред. Б.А. Землянского. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2014. 380 с.

Косенкова А.В., Седых О.Ю., Симонов А.В., Миненко В.Е. Исследование достижимых районов посадки на поверхности Венеры для аппаратов различных типов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2021. № 1. С. 12-20.

Леонов В.В., Гришко Д.А., Айрапетян М.А., Швыркина О.С. и др. Тепловой анализ траекторий возвращении от Луны с несколькими входами в атмосферу для баллистической капсулы и аппаратов скользящего спуска // Космические исследования. 2021. Т. 59, № 3. С. 196-208. DOI: 10.31857/S0023420621030079.

Леонов В.В., *Зарубин В.С. мл.*, *Айрапетян М.А.* Анализ эффективности применения анизотропных теплозащитных материалов при реализации траектории с многократным входом в атмосферу // ИВУЗ. Машиностроение. 2021. № 2. С. 56-68. DOI: 10.18698/0536-1044-2021-2-56-68.

Мартин Дж. Вход в атмосферу. Введение в теорию и практику. М.: Мир, 1969. 320 с.

Никитин П.В. Тепловая защита. М.: Изд-во МАИ, 2006. 512 с.

Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике / Под общ. ред. В.С. Авдуевского, В.К. Кошкина. М.: Машиностроение, 1992. 528 с.

Ревизников Д.Л., *Сухарев Т.Ю.* Гиперзвуковое обтекание затупленных тел в условиях атмосферы Земли и Марса. Сравнительный анализ математических моделей // Тепловые процессы в технике. 2018. Т. 10, № 1-2. С. 5-15.

Соседов В.П. Свойства конструкционных материалов на основе углерода: справочник. М.: Металлургия, 1975. 336 с.

Суржиков С.Т., *Шувалов М.П.* Анализ радиационно-конвективного нагрева четырех типов спускаемых космических аппаратов // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2014. Т. 15, № 4. С. 1-18.

Теория тепломассообмена / Под ред. А.И. Леонтьева. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018. 462 с.

Торрес Санчес К.Х., *Воронцов В.А.* Оценка проектных параметров малого спускаемого аппарата с учётом неопределенности исходных данных // Труды МАИ. 2018. Вып. № 101.

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

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

Хартов В.В., Зеленый Л.М., Долгополов В.П., Ефанов В.В. и др. Новые российские лунные автоматические космические комплексы (К 45-летию космической деятельности НПО им. С.А. Лавочкина и 40-летию КА «Луна-16» и КА «Луна-17») // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2010. № 4. С. 5-12.

Шевелев Ю.Д., *Сызранова Н.Г.* Влияние химических реакций на теплопередачу в пограничном слое // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2010. Т. 10, № 2. С. 91-126.

Allen H.J., Eggers A.J. Jr. A Study of the Motion and Aerodynamic Heating of Ballistic Missiles Entering the Earth's Atmosphere at High Supersonic Speeds. NACA-TR-1381, 1958. 16 p.

Chapman G.T., Theoretical Laminar Convective Heat Transfer & Boundary Layer Characteristics on Cones at Speeds to 24 km/s. NASA TN D-2463, 1964.

Johnson J.E., *Starkey R.P.*, *Lewis M.J.* Aerothermodynamic Optimization of Reentry Heat Shield Shapes for a Crew Exploration Vehicle // Journal of Spacecraft and Rockets. 2007. Vol. 44. № 4. P. 849-859.

Johnston C.O., *Hollis B.R.*, *Sutton K.* Nonequilibrium Stagnation-Line Radiative Heating for Fire-II // Journal of Spacecraft fnd Rockets. 2008. Vol. 45. P. 1185-1195.

Olynick D.R., *Henline W.D.*, *Hartung L.C.*, *Candler G.V.* Comparison of Coupled Radiative Navier-Stokes Flow Solutions with the Project Fire-II Flight Data // AIAA 94-1955. 1994. 15 p.

Siegel R., *Howell J.R.* Thermal Radiation Heat Transfer. N.Y.: Taylor and Francis, 2002. 868 p.

Sutton K., *Graves R.A.* A General Stagnation Point Convective Heating Equation for Arbitrary Gas Mixtures. NASA TR- R-376, 1971.

Tauber M.E. Some Simple Scaling Relations for Heating of Ballistic Entry Bodies // Journal of Spacecraft and Rockets, July 1970. P. 885-886.

Walker S.P., *Daryabeigi K.*, *Samareh J.A.*, *Armand S.C.*, *Perino S.V.* Preliminary Development of a Multifunctional Hot Structure Heat Shield // AIAA Paper 2014-0350. 2014. 13 p. DOI: 10.2514/6.2014-0350.

Статья поступила в редакцию 08.06.2021
Статья после доработки 08.06.2021
Статья принята к публикации 08.06.2021

УДК 629.783

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ РЕТРАНСЛЯЦИИ ДЛЯ ИНФОРМАЦИОННОЙ ПОДДЕРЖКИ КОСМИЧЕСКИХ МИССИЙ

USING THE SPACE RELAY SYSTEMS FOR INFORMATION SUPPORT OF SPACE MISSIONS

В.А. Мухин[1],
кандидат технических наук,
mukh@iss-reshetnev.ru;
V.A. Mukhin

В.Е. Чеботарев[1],
доцент, доктор технических наук,
chebotarev@iss-reshetnev.ru;
V.E. Chebotarev

В статье представлены результаты анализа проблем реализации сетей дальней космической связи, используемых для информационной поддержки космических миссий, в том числе лунных. Предложено дополнить эти сети геостационарными спутниками-ретрансляторами для организации дальней космической связи на высоких частотах, вплоть до оптических. Изложены преимущества этих сетей, и дана оценка их реализуемости в интересах отечественных и зарубежных космических миссий.

Ключевые слова: космические миссии; дальняя космическая связь; земная станция; спутник-ретранслятор; геостационарная орбита.

The paper presents the results of the analysis related to the problems of deep space networks used for information support of space missions including the lunar ones. It is proposed to supplement these networks with geostationary relay satellites in order to provide for the deep space communications at extremely high frequencies up to optical frequencies. The advantages and the feasibility study evaluating the use of these networks for the benefit of national and foreign space missions are presented.

Keywords: space missions; deep space communications; earth station; relay satellite; geostationary earth orbit.

DOI: 10.26162/LS.2021.52.2.006

введение

Опыт программ исследования ряда небесных тел, таких как Луна, Венера и Марс, с помощью автоматических космических аппаратов показал, что успешная реализация этих программ невозможна без их всесторонней информационной поддержки (*Моишеев А.А., Ширшаков А.Е.*, 2020; *Довгань В.Г., Моишеев А.А.*, 2020). На современном этапе такая информационная поддержка осуществляется ведущими космическими державами с использованием сети земных станций дальней космической связи (ЗС-ДКС).

[1] АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнева», Россия, Красноярский край, г. Железногорск.

The Joint-Stock Company «Academician M.F. Reshetnev «Information Satellite Systems», Russia, Krasnoyarsk region, Zheleznogorsk.

Организация непрерывной наблюдаемости с ЗС-ДКС за небесными телами и объектами космических миссий в условиях вращающейся Земли потребовала соответствующего их пространственного размещения в северном и южном полушариях. Так, в США круглосуточное управление межпланетными космическими аппаратами осуществляет Сеть дальнего космоса (Deep Space Network), состоящая из двух ЗС-ДКС: одна в северном полушарии (Голдстоун – США, Мадрид – Испания) и одна – в южном (Канберра – Австралия) (*Настоящее и будущее*…, 2019). Отечественная сеть дальней космической связи состоит из трёх ЗС-ДКС, расположенных в северном полушарии (Евпатория, Медвежьи озера и Уссурийск), и одной ЗС-ДКС в южном полушарии (г. Сантьяго – Чили). Аналогичные сети ЗС-ДКС развёрнуты и другими космическими державами.

Для организации связи с космическими объектами, находящимися на поверхности или вблизи исследуемых небесных тел (планет и их спутников) и в дальнем космосе, потребовалось оснастить эти ЗС-ДКС большеразмерными двухповоротными антенными системами с диаметром апертуры от 12 до 70 м (S- и X- частотные диапазоны).

В связи с ростом производительности источников научной информации, размещаемых на объектах дальнего космоса, возникает необходимость применения линий связи с ними с более высокой пропускной способностью, которая может быть получена путём использования высоких частот, вплоть до оптических (*США. Шесть технологий для марсианских миссий НАСА*, 2020). Однако земная атмосфера вследствие большого затухания при передаче высокочастотных сигналов, особенно оптических, делает чрезвычайно затруднительным приём сообщений из дальнего космоса земными станциями связи.

Поэтому привлечение для обслуживания миссий дальнего космоса околоземных космических систем ретрансляции, построенных на базе высокоорбитальных, преимущественно геостационарных спутников-ретрансляторов (ГСР) с использованием высоких частот, вплоть до оптических позволит повысить эффективность решения поставленных задач (*El-Damhoughy H. et al.*, 2018).

1. Принципы размещения наземных средств информационной поддержки космических миссий

Условие наблюдаемости околоземных спутников земными станциями определяется из уравнения (*Чеботарев В.Е. и др.*, 2011)

$$\cos\beta_{зс}=\cos\varphi_п\cos(\lambda_п-\lambda_с),$$

$$\beta_{зс}=\arccos[(R_з\cos\alpha)/r_с]-\alpha, \qquad (1)$$

где $\beta_{ЗС}$ – угловой размер зоны радиовидимости спутника средствами ЗС;

$R_З$ – радиус Земли;

$r_с$ – радиус орбиты спутника;

$\varphi_п$, $\lambda_п$ – широта и долгота ЗС;

$\lambda_с$ – долгота спутника в проекции на поверхность Земли;

α – угол места радиовидимости спутника с ЗС, $\alpha\geq5°$.

Для определения наблюдаемости удаленных объектов космических миссий необходимо перейти от топоцентрической системы координат к геоцентрической и использовать формулы расчёта часовых углов восхода и захода небесных тел (*Астрономический календарь – постоянная часть*, 1981)

$$\cos t_п=(\cos z_п-\sin\varphi_п\sin\delta)/\cos\varphi_п\cos\delta, \qquad (2)$$

где $z_п$ – зенитный угол наблюдаемости с ЗС; δ – склонение небесного тела.

Значениям $0\leq t_п\leq80°$ соответствует часовой угол захода $t_з$, $180°\leq t_п\leq360°$ – часовой угол восхода $t_в$, а интервал наблюдаемости небесного тела с пункта составляет $t_{нп}=t_в-t_з$ [град]. Для перевода в часы необходимо $t_{нп}$ разделить на 15°.

Зенитный угол наблюдаемости с пункта объектов космических миссий задается с учётом рабочих углов радиосредств (α) и горизонтального параллакса

$$p=\arcsin(R_з/r_{ко}), \qquad (3)$$

где $r_{ко}$ – расстояние до объектов космических миссий.

Для окололунных миссий величина горизонтального параллакса около 1°, а на больших расстояниях она значительно меньше, поэтому, принимая угол места $\alpha\approx9°$, получим $z_{пр}\approx80°$ для всех объектов дальнего космоса.

Для последующих исследований используем упрощенную модель, в которой не учитывается движение небесных тел за сутки, что приводит к равенству длительностей часовых углов захода и восхода: $t_{нп}=2t_п$.

Рассмотрим следующие предельные варианты наблюдений при $0\leq z_п\leq z_{пр}$.

Вариант 1. Небесное тело с ЗС-ДКС ненаблюдаемо в течение суток, т.е. $t_{нп}=0$ ($\cos t_{нп}=1$)

$$\cos z_{пр}=\sin\varphi_п\sin\delta+\cos\varphi_п\cos\delta=\cos(\varphi_п-\delta)=$$
$$=\cos(\delta-\varphi_п). \qquad (4)$$

Согласно уравнению (4) для ЗС-ДКС, расположенной в северном полушарии ($\varphi_{с.п}>0$), ненаблюдаемы небесные тела в районе Южного полюса Земли ($\delta_{нею}<0$), т.е. $\delta_{нею}=\varphi_{с.п}-z_{пр}$. Соответственно для ЗС-ДКС, расположенной в южном полушарии ($\varphi_{ю.п}<0$), ненаблюдаемы небесные тела в районе Северного полюса Земли ($\delta_{нес}>0$), т.е. $\delta_{нес}=z_{пр}-|\varphi_{ю.п}|$.

Вариант 2. Небесное тело с ЗС-ДКС наблюдаемо в течение суток, т.е. $t_{нп}=180°$ ($\cos t_{нп}=-1$)

$$\cos z_п=\sin\varphi_п\sin\delta-\cos\varphi_п\cos\delta=-\cos(\varphi_п+\delta). \quad (5)$$

Согласно уравнению (5) полная наблюдаемость реализуется с ЗС-ДКС в северном полушарии ($\varphi_{с.п}>0$) для небесных тел в районе Северного полюса Земли ($\delta_{пнс}>0$), т.е. $\delta_{пнс}=180°-z_{пр}-\varphi_{с.п}$. Соответственно для ЗС-ДКС, расположенной в южном полушарии, полная наблюдаемость реализуется для небесных тел в районе Южного полюса Земли ($\delta_{пню}<0$), т.е. $\delta_{пню}=-z_{пр}+|\varphi_{ю.п}|$.

Таким образом, используя комбинацию из нескольких ЗС-ДКС, расположенных в обоих полушариях и разнесённых по долготе, можно обеспечить непрерывную по времени суток и года наблюдаемость небесных тел во всем диапазоне склонений (±90°). Для космических миссий по исследованию небесных тел в плоскости эклиптики (Луны и планет) диапазон склонений может быть уменьшен (±30°).

Рассмотрим возможность обеспечения полной наблюдаемости небесных тел с двух ЗС-ДКС, размещенных в обоих полушариях на широтах $\varphi_{с.п}$ и $\varphi_{ю.п}$ с разнесением по долготе на 180° при $z_{пр}=90°$, т.е. $\cos z_{пр}=0$:

$$\cos t_п=-\mathrm{tg}\varphi_п\mathrm{tg}\delta. \quad (6)$$

Для симметричного варианта размещения ЗС-ДКС ($\varphi_{с.п}=|\varphi_{ю.п}|$) определим сумму часовых углов:

$$t_{нп}=2\arccos(-\mathrm{tg}\varphi_п\mathrm{tg}\delta)+2\arccos(\mathrm{tg}\varphi_п\mathrm{tg}\delta)=360°. \quad (7)$$

Таким образом, в предельном случае при $z_{пр}=90°$ возможно обеспечить полную наблюдаемость всего небосвода при симметричном размещении двух ЗС-ДКС в разных полушариях по широте с максимальным разнесением по долготе. Это уравнение справедливо и при экваториальном размещении пунктов $\varphi_п=0$.

Учитывая реальные возможности размещения ЗС-ДКС и ограничения по углу обзора $z_{пр}\approx 80°$, в сети ЗС-ДКС непрерывного обзора небесной сферы (зарубежной и отечественной) используется не менее трёх ЗС-ДКС. При этом все ЗС-ДКС максимально симметрично разнесены по долготе, а по широте удовлетворяют условию: широта размещения двух ЗС-ДКС в северном полушарии по абсолютному значению больше, чем широта одной ЗС-ДКС в южном полушарии, а минимальная величина широты (абсолютное значение) более 30° (обеспечение наблюдаемости всеми ЗС-ДКС небесных тел в плоскости эклиптики).

Однако если пункт вынести в космическое пространство (например, на геостационарную орбиту)

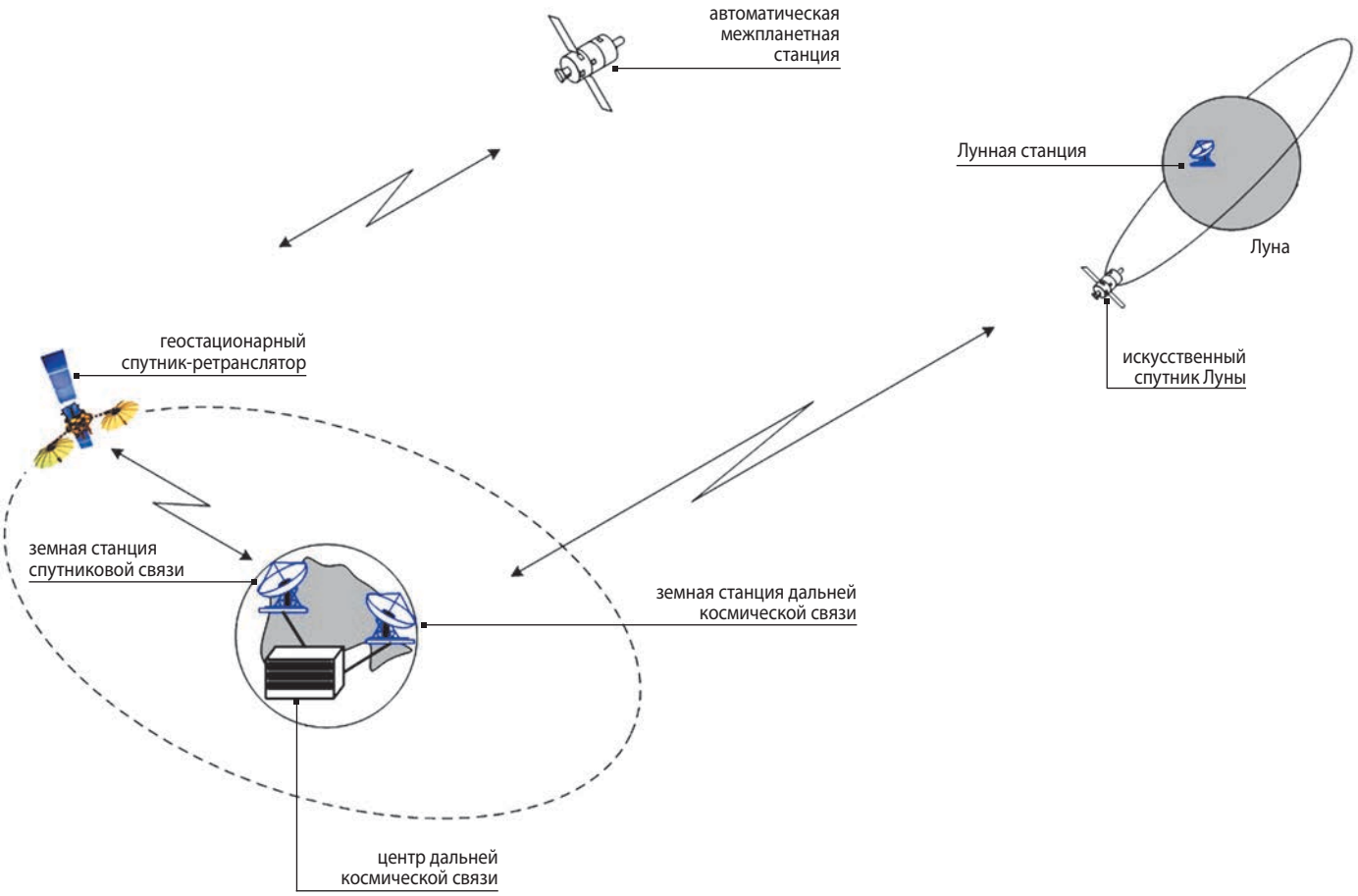


рисунок 1. Комбинированная земная сеть дальней космической связи с одним ГСР

и увеличить его зону обзора $z_{пр}$>90°, то схема из двух пунктов обеспечит непрерывную по времени суток и года наблюдаемость небесных тел во всем диапазоне склонений (±90°). Анализ этой возможности проведён в разделах 2 и 3.

2. Комбинированная сеть средств информационной поддержки космических миссий с одним спутником-ретранслятором

Комбинированная сеть состоит из двух ЗС в северном полушарии (на территории России) и одного геостационарного спутника-ретранслятора. Одна из ЗС является станцией дальней космической связи и в комбинации с ГСР, охватывающим невидимый этой ЗС участок небесной сферы, осуществляет связь с объектами дальнего космоса. Вторая ЗС является земной станцией спутниковой связи (ЗС-СС), обеспечивающей информационный обмен с ГСР. Условие наблюдаемости ГСР средствами ЗС-СС определяется из уравнения (1).

Обе ЗС связаны с центром дальней космической связи (рисунок 1).

Рассмотрим возможность реализации исследуемого варианта комбинированной сети дальней космической связи из условия: зона наблюдаемости ЗС-ДКС должна гарантированно перекрывать зону затенения ГСР.

Для спутника на геостационарной орбите (ГСО) предельная величина зенитного угла зоны обзора ($z_{гср}$) может быть ограничена экранированием небесной сферы Землей (зона затенения ГСР с учётом параллакса) рисунок 2:

$$z_{гср} \le z_{гср}^{пр} = 180° - \beta_н,$$

$$\beta_н = \arcsin(R_з/r_{гсо}) + \arcsin(R_з/r_{ко}) \quad (8)$$

где $\beta_н$ – угловой размер зоны ненаблюдаемости (затенения).

Принимая радиус Земли с учётом атмосферного слоя $R_З$=6478 км, радиус геостационарной орбиты $r_{гсо}$=42164 км и минимальное расстояние до космического объекта (Луна) $r_{ко}$=356000 км, получим $\beta_н$=10° и $z_{гср}^{пр}$=170° (учтено смещение спутника относительно точки стояния 0,12°).

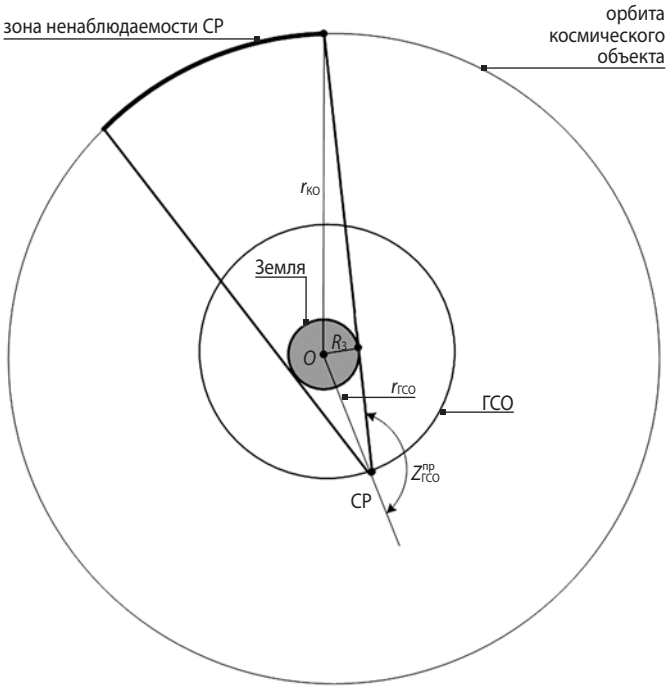


рисунок 2. К определению зоны ненаблюдаемости ГСР

Из условия, что зона наблюдаемости ЗС-ДКС должна гарантированно перекрывать зону затенения ГСР, сформулируем требование к взаимному положению ЗС-ДКС и ГСР (рисунок 3):

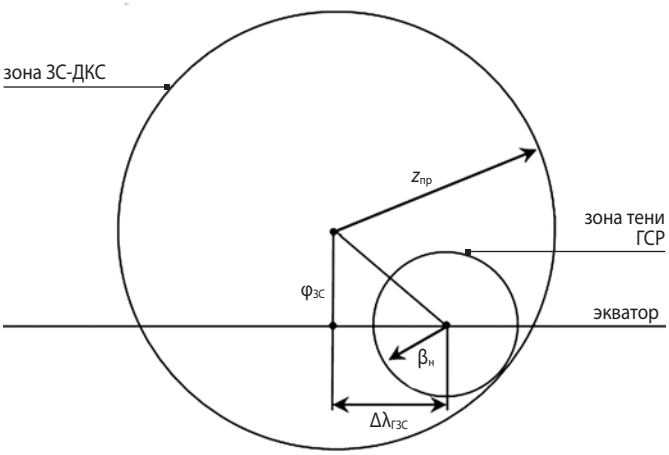


рисунок 3. К определению условия полной наблюдаемости одним ЗС-ДКС и одним ГСР

таблица 1 – Диапазон взаимных положений ЗС и ГСР

земная станция	$\varphi_П$	$\lambda_П$	$\Delta\lambda_{ГЗС}$	$\Delta\lambda_{ГС.д}$	$\Delta\lambda_{ГСф}$		
					$\lambda_{гср}$=167°	$\lambda_{гср}$=–16°	$\lambda_{гср}$=95°
Евпатория	45,2	33,2	61,0	64,7	133,8	49,2	61,8
Уссурийск	44,0	131,8	61,6	65,2	35,2	147,8	36,8
Медвежьи Озера	55,9	38,0	52,4	57,5	129,0	54,0	57,0
Восточный	51,8	128,2	56,4	60,8	38,8	144,2	33,2

$\cos(z_{ЗС}-\beta_н)=\cos\varphi_{ЗС}\cos\Delta\lambda_{ГЗС}$,

$$\Delta\lambda_{ГЗС}=\lambda_{ГСР}+180°-\lambda_{ЗС}. \quad (9)$$

Проведём исследование вариантов построения комбинированной сети из двух ЗС и одного ГСР из имеющегося набора отечественных ЗС в северном полушарии (Евпатория, Уссурийск, Медвежьи Озера, Восточный) и трёх точек стояния геостационарного спутника-ретранслятора из состава многофункциональной космической системы ретрансляции «Луч».

Географические координаты ($\varphi_П$, $\lambda_П$, $\lambda_{ГСР}$) и диапазон взаимных положений ЗС и ГСР ($\Delta\lambda_{ГЗС.д}$, $\Delta\lambda_{ГС.д}$, $\Delta\lambda_{ГСф}$) в градусах приведены в таблице 1.

Расчёт допустимого значения $\Delta\lambda_{ГСд}$ проводится по формуле

$\Delta\lambda_{ГСд}=\arccos(\cos\beta_{ЗС}/\cos\varphi_П)$

При $\beta_{ЗС}=72°$ и $\alpha=9°$.

Расчёт допустимого значения $\Delta\lambda_{ГЗСд}$ проводится по формуле (9) в предположении, что $z_п-\beta_н=$ $=80°-10°=70°$.

Значение $\Delta\lambda_{ГСф}$ определяется как модуль минимальной разности фактических значений долгот ЗС и ГСР.

Анализ представленной в таблице 1 информации позволяет сформировать два варианта реализации комбинированной сети из двух ЗС и одного ГСР.

Вариант 1 комбинированной сети строится на основе ГСР, размещаемого в точке стояния СР «Луч-5А» ($\lambda_{ГСР}=167°$ в.д.). Для связи с ГСР используется ЗС-СС на космодроме Восточный.

Для реализации непрерывного наблюдения за дальним космосом ГСР дополняется ЗС-ДКС Евпатория, зона наблюдения которой перекрывает зону ненаблюдаемости ГСР. Это иллюстрируется рисунком 4, на котором в виде круговой диаграммы изображены зона ненаблюдаемости ГСР ($\beta_н$), зона наблюдаемости ЗС-ДКС Евпатория ($\Delta\lambda_{ГЗС}$) и зона обеспечения связи ЗС-СС Восточный ($\Delta\lambda_{ГС.д}$) с ГСР.

Согласно данным таблицы 1 зона наблюдения ЗС-ДКС Евпатория покрывает зону ненаблюдаемости ГСР с избытком ($\Delta\lambda_{ГЗС.д}-\Delta\lambda_{ГСф}=61°-46°=15°$), который можно использовать для уменьшения зоны обзора ГСР. Используя уравнение (9), получим

$$\beta_{н.у}=z_{пр}-\arccos(\cos\varphi_{ЗС}\cos\Delta\lambda_{ГСф}). \quad (10)$$

После подстановки соответствующих данных получим $\beta_{н.у}=80-\arccos(0{,}7046\cdot0{,}92)=19{,}2°$ и $z_{ГСР}=160{,}8°$.

Вариант 2 комбинированной сети строится на основе ГСР, размещаемого в точке стояния СР «Луч-5Б» ($\lambda_{ГСР}=16°$ з.д.). Для связи с ГСР используется ЗС-СС на пункте Медвежьи Озера.

Для реализации непрерывного наблюдения за дальним космосом ГСР дополняется ЗС-ДКС Уссурийск, зона наблюдения которой перекрывает зону ненаблюдаемости ГСР (рисунок 5).

Согласно данным таблицы 1 зона наблюдения ЗС-ДКС Уссурийск покрывает зону ненаблюдаемости ГСР с избытком ($\Delta\lambda_{ГЗСд}-\Delta\lambda_{ГЗСф}=61{,}6°-32{,}2°=29{,}4°$), который можно использовать для уменьшения зоны обзора ГСР. Используя уравнение (10) и подставляя соответствующие данные, получим $\beta_{н.у}=80-$ $-\arccos(0{,}719\cdot0{,}846)=27{,}5°$ и $z_{ГСР}=152{,}5°$.

В результате вариант 2 имеет определенные преимущества перед вариантом 1.

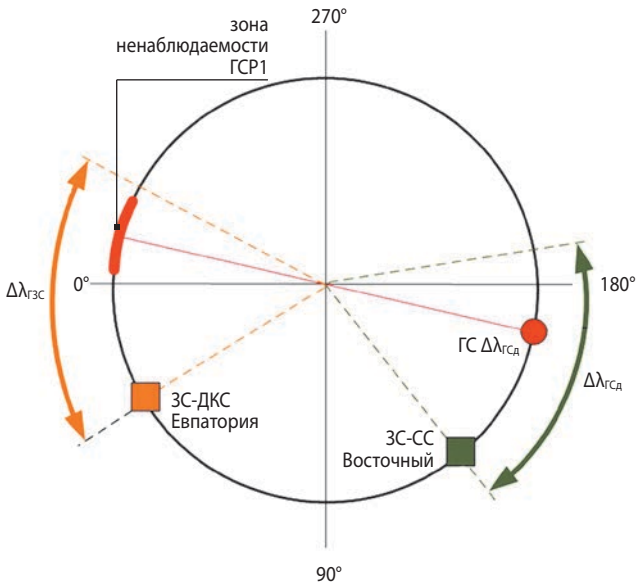


рисунок 4. Зоны взаимного размещения средств наблюдения за дальним космосом (вариант 1)

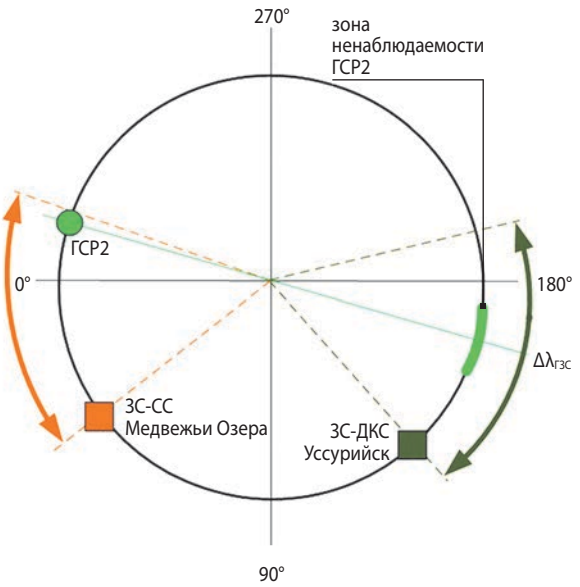


рисунок 5. Зоны взаимного размещения средств наблюдения за дальним космосом (вариант 2)

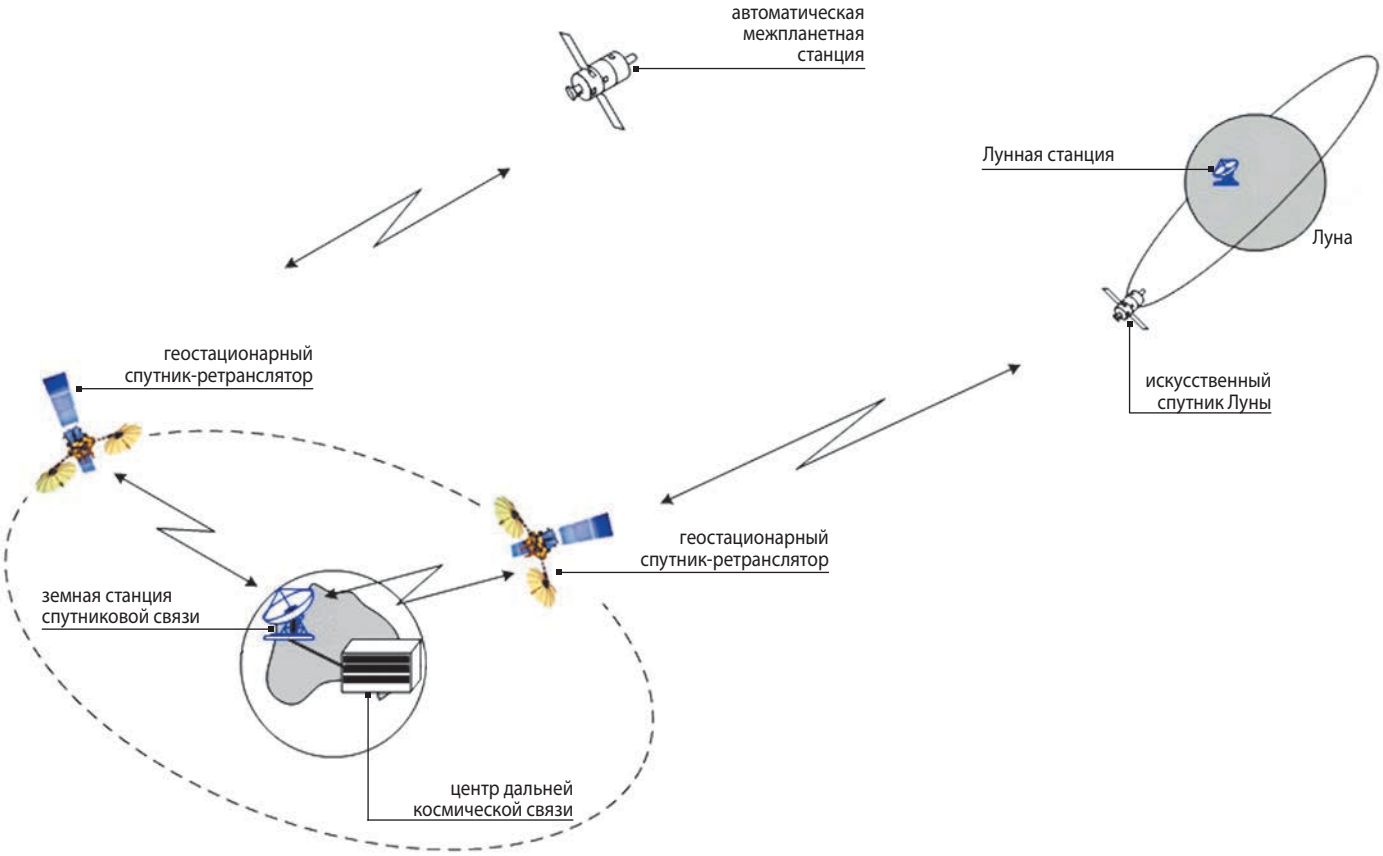


рисунок 6. Комбинированная земная сеть дальней космической связи с двумя ГСР и одной ЗС-СС

3. Комбинированная сеть средств информационной поддержки космических миссий с двумя спутниками-ретрансляторами

Связь с Луной осуществляют два ГСР, связанных с центром дальней космической связи через земную станцию спутниковой связи, расположенную в зоне видимости обоих спутников (рисунок 6).

В формализованном виде это условие задается уравнением

$$\Delta=2\Delta\lambda_{ГСд}-(2\Delta\lambda_{ГСф2}+2\Delta\lambda_{ГСф1})>0. \quad (11)$$

Проведём исследование вариантов построения комбинированной сети из двух ГСР из имеющегося набора точек стояния ГСР отечественной многофункциональной космической системы ретрансляции «Луч».

Рассмотрим два варианта комбинированной сети из двух ГСР.

Вариант 1. ГСР 1 размещён в точке стояния СР «Луч-5А» ($\lambda_{ГСР}$= 67° в.д.) и ГСР 3 размещён в точке стояния СР «Луч-5В» ($\lambda_{ГСР}$=95° в.д.).

Вариант 2. ГСР 2 размещён в точке стояния СР «Луч-5Б» ($\lambda_{ГСР}$=16° з.д.) и ГСР 3 размещён в точке стояния СР «Луч-5В» ($\lambda_{ГСР}$=95° в.д.).

Для связи с ГСР предлагается использовать ЗС-СС в северном полушарии (Медвежьи Озера, Восточный).

На рисунке 7 в виде круговой диаграммы изображена зона ненаблюдаемости трёх ГСР ($\beta_н$) и зоны обеспечения связи рассматриваемых ЗС-СС ($\Delta\lambda_{ГС.д}$) с ГСР.

Используя данные таблицы 1, сформируем результаты расчёта для двух вариантов (таблица 2).

Анализ представленной в таблице 2 информации позволяет сформулировать предложения по составу ЗС с учётом критерия – максимум Δ согласно формуле (11).

таблица 2 – Диапазон взаимных положений одной ЗС-СС и двух ГСР

земная станция	$2\Delta\lambda_{ГС.д}$	$\Delta\lambda_{ГС.ф}$		$\Delta\lambda_{ГС.ф}$	
		$\lambda_{ГСР}$=167°	$\lambda_{ГСР}$=95°	$\lambda_{ГСР}$=95°	$\lambda_{ГСР}$=–16°
Медвежьи Озера	115,0°			57,0°+54,0°=111°	
Восточный	121,6°	38,8°+33,2°=72°			

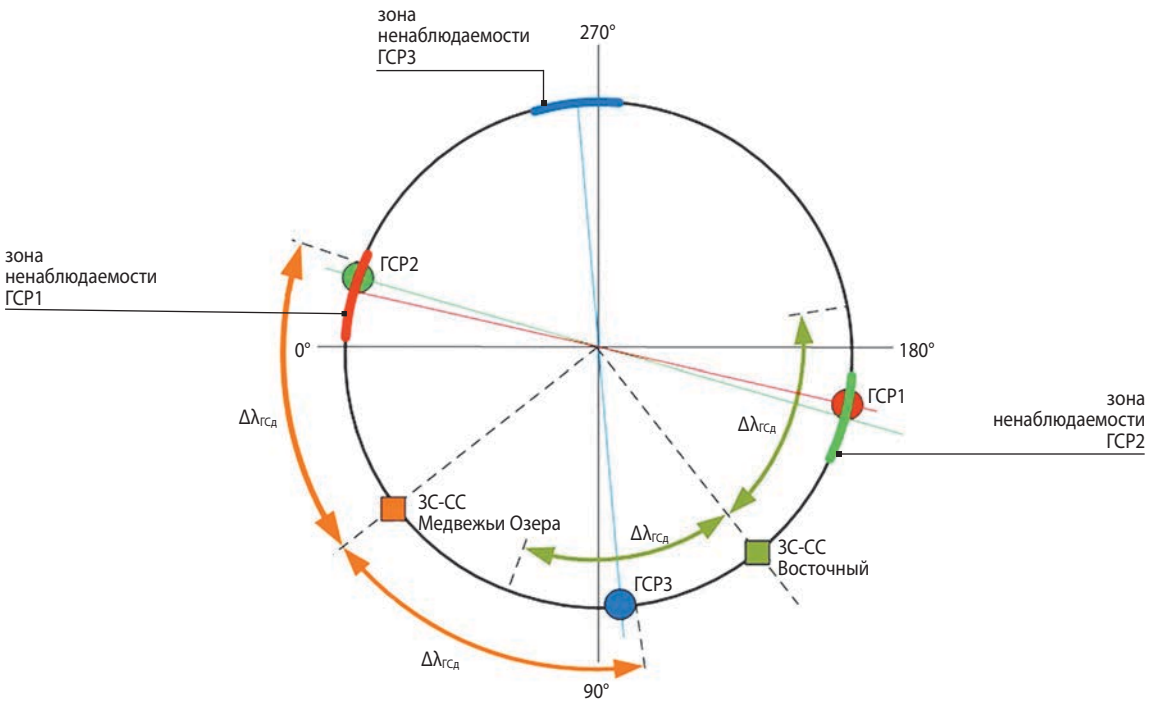


рисунок 7. Взаимное расположение зон ненаблюдаемости ГСР и зон связи ЗС-СС

Для пары ГСР с точками стояния 95° в.д. и 167° в.д. (вариант 1) предлагается использовать ЗС-СС на космодроме Восточный. Для пары с точками стояния 16° з.д. и 95° в.д. (вариант 2) предлагается использовать ЗС-СС на пункте Медвежьи Озера.

4. Эффективность использования космических систем ретрансляции для информационной поддержки космических миссий

Как уже было сказано, в связи с ростом производительности источников научной информации, размещаемых на объектах дальнего космоса, возникает необходимость применения линий связи с ними с более высокой пропускной способностью, которая может быть получена путём использования высоких частот, вплоть до оптических.

Изложенное может быть подтверждено анализом классического уравнения радиолинии, которое применительно к полосе пропускания радиолинии Δf, а значит, и к её пропускной способности, может быть представлено в следующем виде:

$$\Delta f=\{(P_{прд}\, G_{прд}\, G_{пр})/[(С/Ш)kT_{эф}L]\}(\lambda/4\pi D)^2, \qquad (12)$$

где $P_{прд}$ – мощность передающего устройства;

$G_{прд}$, $G_{пр}$ – коэффициенты усиления передающей и приёмной антенн соответственно;

(С/Ш) – отношение сигнал – шум в радиолинии;

k – постоянная Больцмана;

$T_{эф}$ – эффективная шумовая температура приемной системы;

L – потери в радиолинии, включающие потери в передающем и приёмном трактах, поляризационные потери, потери из-за поглощения в атмосферных газах и осадках, потери из-за неточности наведения антенн (за исключением потерь в свободном пространстве, выраженных вторым сомножителем уравнения (12));

D – протяжённость радиолинии;

λ – длина волны ($\lambda=c/f$, где c – скорость света; f – несущая частота).

С учётом того, что у широко применяемых в космической связи параболических антенн коэффициент усиления

$$G=q(\pi d/\lambda)^2,$$

где q – коэффициент использования поверхности антенны;

d – диаметр антенны,

для радиолиний связи в открытом космосе, на обоих концах которых используются параболические антенны, выражение (12) можно преобразовать к виду

$$\Delta f=\text{const}\cdot f^2,$$

где под символом const объединены составляющие формулы (12), не зависящие от частоты. То есть для таких радиолиний полоса пропускания Δf (пропускная способность) при неизменных остальных параметрах увеличивается пропорционально квадрату частоты. С другой стороны, можно показать, что значение такого параметра, как произведение диаметров передающей и приемной антенн, обратно пропорционально квадрату частоты

$$d_{прд}d_{пр}=\text{const}/f^2.$$

Следовательно, с ростом частоты наблюдается существенное снижение размеров антенн, необходимых для достижения данного значения пропускной способности.

Вместе с тем, по отношению к радиолиниям, проходящим через земную атмосферу, в уравнении (12) существенную роль играет та составляющая параметра L, которая связана с затуханием сигнала в атмосферных газах и осадках и которая значительно возрастает с повышением частоты. Это обстоятельство делает чрезвычайно затруднительной связь земных станций с объектами дальнего космоса в микроволновом и оптическом диапазонах.

Уменьшить роль этого фактора можно разбиением радиолинии связи «ЗС-ДКС – объект дальнего космоса» на два участка путём введения промежуточного космического ретранслятора. В этом случае все преимущества использования высоких частот реализуются на участке «ретранслятор – объект», а на участке «ЗС-СС – ретранслятор» могут быть задействованы диапазоны частот, для которых атмосферные потери невелики (диапазоны Ku и ниже).

Поэтому для информационной поддержки миссий дальнего космоса целесообразно привлечение околоземных космических систем ретрансляции (КСР), построенных на базе геостационарных спутников-ретрансляторов, использующих для связи с космическими объектами различного назначения высокочастотные диапазоны, в том числе оптические.

Вследствие специфического состава абонентских средств КСР последние характеризуются относительно низкой по сравнению с космическими системами связи и вещания загрузкой их спутников-ретрансляторов (*Космические системы ретрансляции*, 2017). Поэтому привлечение КСР для информационной поддержки космических миссий несомненно будет способствовать повышению их информационной производительности и эффективности использования имеющихся ресурсов в целом.

заключение

1. Непрерывность связи с объектами дальнего космоса с территории России может быть обеспечена применением комбинированной сети, состоящей из земных станций дальней космической связи и геостационарных спутников-ретрансляторов.

2. На спутниках-ретрансляторах для связи с объектами дальнего космоса целесообразно задействовать микроволновые или оптические линии.

3. Рассмотрены два варианта построения комбинированной сети дальней космической связи:

- в составе геостационарного спутника-ретранслятора, земной станции дальней космической связи и земной станции спутниковой связи. Данный вариант целесообразно применить на этапе апробации микроволновых или оптических линий связи между спутником-ретранслятором и объектами дальнего космоса, дополняющих существующие радиолинии;
- в составе двух геостационарных спутников и земной станции спутниковой связи. Этот вариант предпочтителен при полном переходе на микроволновые или оптические линии связи дальнего космоса.

4. Предложенные варианты построения сети дальней космической связи базируются на использовании существующих станций дальней космической связи, а также наземной инфраструктуры и орбитального ресурса многофункциональной космической системы ретрансляции «Луч».

5. Привлечение МКСР «Луч» для связи с объектами в окололунном пространстве и дальнем космосе позволит увеличить загрузку её спутников-ретрансляторов.

список литературы

Астрономический календарь – постоянная часть. Изд. 7. М.: Наука, 1981. 728 с.

Довгань В.Г., Моишеев А.А. Первенцы космических робототехнических комплексов (к 50-летию «ЛУНОХОДА-1» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 3. С. 21-29.

Космические системы ретрансляции: монография / Под ред. А.В. Кузовникова. М.: Радиотехника, 2017. 448 с.

Моишеев А.А., Ширшаков А.Е. К 50-летнему юбилею запуска космических аппаратов «ЛУНА-16», «ЛУНА-17» и «ВЕНЕРА-7» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 3. С. 3-9.

Настоящее и будущее наземных комплексов управления дальними космическими аппаратами // [Электронный ресурс] / Официальный сайт ОКБ МЭИ – Режим доступа: http://www.okbmei.ru/240118.html (дата обращения: 14.02.2019).

США. Шесть технологий для марсианских миссий НАСА // Ракетная и космическая техника: бюллетень. 2020. № 30. С. 12-16.

Чеботарев В.Е., Косенко В.Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения: учеб. пособие. Красноярск: Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т., 2011. 488 с.

El-Damhoughy H., Jarett K. Method of optimizing an interplanetary communications network // Patent US10142013B2, заявл. 16.05.2007, опубл. 27.11.2018, Appl. №. 11/749, 172.

Статья поступила в редакцию 28.05.2021
Статья после доработки 07.06.2021
Статья принята к публикации 07.06.2021

УДК 004.891.2

МЕТОДИКА ФОРМИРОВАНИЯ ПРЕДЛОЖЕНИЙ ПО ВОСПОЛНЕНИЮ МНОГОСПУТНИКОВОЙ ОРБИТАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКИ НА ОСНОВЕ МЕТОДА *K*-СРЕДНИХ

THE TECHNIQUE OF FORMING THE PROPOSALS ON THE REPLENISHMENT OF THE MULTI-SATELLITE ORBITAL CONSTELLATION BASING ON THE *K*-MEANS METHOD

Г.А. Зубков[1],
GeorgyZubkov@mail.ru;
G.A. Zubkov

И.Г. Иванов[1],
igorivanov-90@yandex.ru;
I.G. Ivanov

Н.М. Головин[1],
golovin_nick@list.ru;
N.M. Golovin

М.К. Бондарева[1],
доцент, доктор технических наук,
mkbond@mail.ru;
M.K. Bondareva

Методика позволяет решать задачу кластеризации космических аппаратов по трём категориям на основе параметров технического состояния бортовых систем космических аппаратов орбитальной группировки. Суть методики заключается в выработке предложений по восполнению орбитальной группировки на основе контроля и оценки параметров бортовой аппаратуры космических аппаратов многоспутниковой орбитальной группировки в целях заблаговременного формирования запаса КА на полигоне запуска. Методика была апробирована на наборе информации о состоянии многоспутниковой орбитальной группировки системы ГЛОНАСС, которая представляет собой множество векторов о техническом состоянии бортовой аппаратуры.

Ключевые слова:
кластеризация; k-среднее;
космический аппарат;
орбитальная группировка;
телеметрическая информация.

DOI: 10.26162/LS.2021.52.2.007

The technique allows solving the problem of clustering spacecraft into three categories based on the parameters of the technical state of the onboard systems of spacecraft of the orbital constellation. The essence of the methodology is to develop proposals for replenishing the orbital constellation based on monitoring and evaluating the parameters of the onboard equipment of spacecraft of a multi-satellite orbital constellation in order to pre-form the spacecraft stock at the launch site. The technique was tested on a set of information about the state of the multi-satellite orbital constellation of the GLONASS system, which is a set of vectors about the technical state of the onboard equipment.

Keywords:
clustering; k-means;
spacecraft;
orbital constellation;
telemetry information.

[1] Главный испытательный космический центр Министерства обороны Российской Федерации им. Г.С. Титова, Россия, Московская область, г. Краснознаменск.

The main test space center of the Ministry of Defense of the Russian Federation named after G.S. Titov, Russia, Moscow region, Krasnoznamensk.

введение

В Российской Федерации существует большое количество различных по назначению, выполняемым задачам и количественному составу орбитальных группировок (ОГ) космических аппаратов (КА), которые требуют постоянного восполнения новыми КА для решения задач на уровне, определенном в тактико-технических заданиях и тактико-технических требованиях к данным космическим комплексам (КК) и системам (КС). Как правило, восполнение ОГ проводится на основе экспертного мнения специалистов в данной области или же по оперативной необходимости при прекращении работ с КА. Недостатками применения методов, основанных на экспертном мнении, являются субъективность мнения экспертов, а также отсутствие комплексного подхода по оценке состояния КА. Также к недостатку существующего подхода к восполнению ОГ КА относится отсутствие запасов номенклатуры типов КА на полигоне запуска (в настоящее время имеющийся запас КА находится на ответственном хранении завода-изготовителя), что увеличивает сроки обеспечения запуска с учётом транспортировки ракеты космического назначения на космодром. В последнее десятилетие в связи с резким скачком в развитии вычислительной техники активно применяются алгоритмы искусственного интеллекта, которые решают задачи прогнозирования, кластеризации и классификации в различных областях. Достоинством применения алгоритмов искусственного интеллекта при решении задачи кластеризации КА по группам технического состояния является учёт различных факторов внешней и внутренней среды КА, которые не учитываются в классических экспертных методах (*Бондарева М.К., Ермолаев В.А., Иванов К.С.*, 2018).

Целью проведённого исследования является разработка методики, позволяющей распределить КА в составе ОГ по трём группам технического состояния с максимальной степенью достоверности. Результаты кластеризации могут быть использованы при формировании предложений по восполнению ОГ в условиях воздействия на элементы системы и дестабилизирующих факторов внешней и внутренней среды.

1. Постановка задачи исследования

Вербальная постановка задачи формирования предложения по восполнению многоспутниковой ОГ на основе метода *k*-средних выглядит следующим образом.

В формализованном виде предполагается, что для исследуемого процесса обоснования рационального состава КА в составе ОГ, который характеризуется множеством независимых входных переменных X (параметры бортовой аппаратуры (БА) КА, техническое состояние (ТС) БА КА, резерв КА, ракет-носителей, разгонных блоков и блоков выведения и т.д.) и множеством выходных переменных Y (предложения по восполнению ОГ КА) в условиях различных возмущающих воздействий Z (случайные отказы БА КА, деструктивные воздействия на КА и т.д.), необходимо построить математическое описание, позволяющее обосновать рациональный состав КА в составе ОГ и сформировать предложения по восполнению ОГ КА на основе ТС КА в составе ОГ. Таким образом, мы можем на основе ретроспективных данных о состоянии БА КА оценивать поведение БА КА на этапах испытаний и эксплуатации КС (КК). При этом элементы множеств $\{X\}$ и $\{Y\}$ несут в себе фактор неопределённости (рисунок 1).

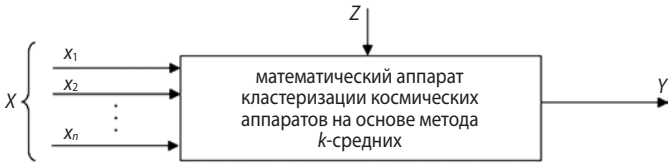


рисунок 1. Общая постановка прикладной задачи

2. Материалы исследования

С целью унификации оценки и учёта технического состояния принятые в эксплуатацию КА в зависимости от их технического состояния подразделяются на семь категорий:

- к первой категории относятся исправные КА с неистекшим гарантийным сроком активного существования (ГСАС), пригодные к использованию по целевому назначению (ЦН) без ограничений, управление которыми не требует отклонений от эксплуатационной документации (ЭД);
- ко второй категории относятся КА с истекшим ГСАС, пригодные к использованию по ЦН без ограничений, управление которыми не требует отклонений от ЭД;
- к третьей категории относятся КА с неистекшим ГСАС, имеющие отказы БА, не приводящие к ограничениям в использовании по ЦН, но требующие определённых отступлений от ЭД при управлении;
- к третьей «А» категории относятся КА с истекшим ГСАС, имеющие отказы БА, не приводящие к ограничениям в использовании по ЦН, но требующие определённых отступлений от ЭД при управлении;
- к четвёртой категории относятся КА с неистекшим ГСАС, имеющие отказы БА, ограничивающие использование КА по ЦН;

- к четвёртой «А» категории относятся КА с истекшим ГСАС, имеющие отказы БА, ограничивающие использование КА по ЦН;
- к пятой категории относятся КА, не пригодные к использованию по ЦН вследствие отказов БА, предельной выработки запаса расходных материалов и (или) невозможности (нецелесообразности) использования КА (*Руководство по летной эксплуатации*…, 2012).

Категория КА определяется комиссионно, исходя из оценки технического состояния КА, что оформляется актом технического состояния КА и заносится в формуляр КА с максимальной продолжительностью работы комиссии не более 20 суток (*Руководство по эксплуатации*…, 2004). Таким образом, возникает противоречие между оперативностью принятия решения по восполнению ОГ КА и продолжительностью оценки и учёта технического состояния КА. Также недостатком существующего процесса категорирования КА является невозможность применения её по отношению к КА, находящимся на этапе лётных испытаний. В связи с этим возникает необходимость разработки методики по автоматизированной оценке ТС многоспутниковых ОГ КА, которая решает задачу формирования предложений по её восполнению.

Данные, необходимые для реализации методики формирования предложений по восполнению многоспутниковых ОГ, получены в секторе анализа центра управления системой ГЛОНАСС и представляют собой множество векторов о ТС БА КА ОГ системы ГЛОНАСС и общей информации о функционировании КА. К общей информации о состоянии КА относятся: срок активного существования КА, время перерывов в использовании по целевому назначению, исправность полукомплектов бортовой аппаратуры, точностные характеристики КА и др. Методика включает этапы подготовки информации о состоянии ОГ, реализацию модифицированного алгоритма *k*-средних для распределения на группы технического состояния. Выполнение данных условий в конечном итоге позволит кластеризовать многоспутниковую ОГ на три группы технического состояния.

Метод *k*-средних – один из алгоритмов кластеризации данных, основанный на разбиении пространства наблюдений (векторов состояния КА) *n* на *k*-кластеров, при этом каждый КА относится к тому кластеру, к центроиду которого он ближе всего. Преимуществами данного метода кластеризации являются быстрота и простота работы, недостатками – отсутствие выбора начальных центроидов кластеров и количества кластеров, которое должно задаваться разработчиком (*Хайдуков Д.С.*, 2009).

Алгоритм кластеризации по методу *k*-средних представляет собой итерационную процедуру, изображенную на рисунке 2.

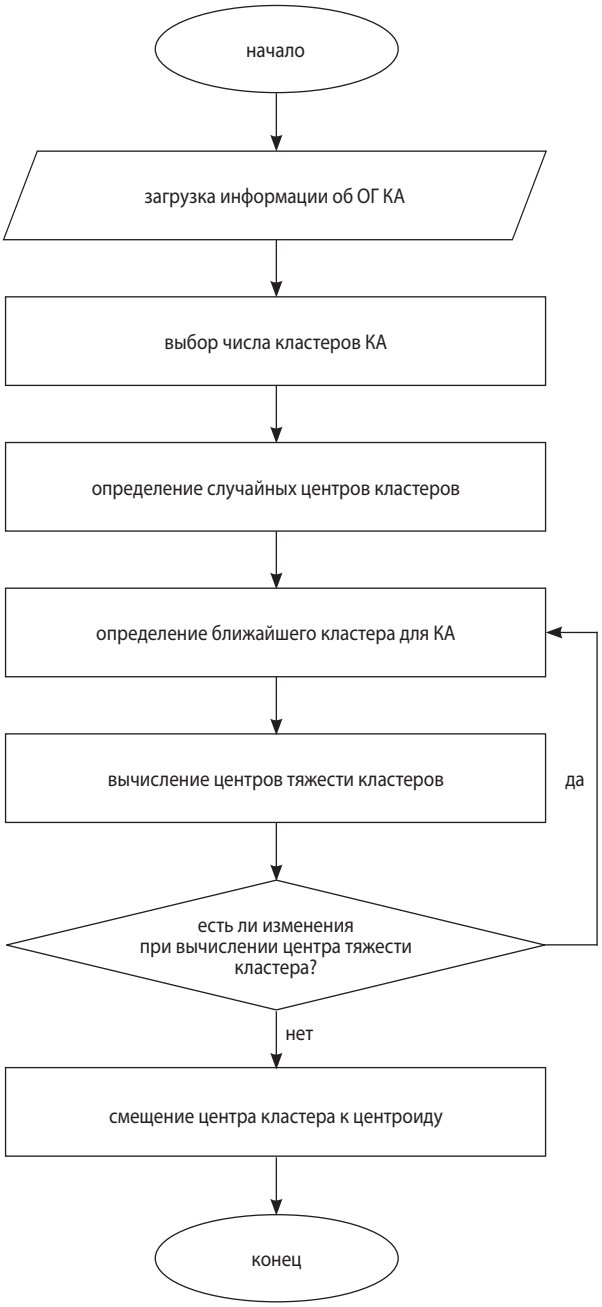


рисунок 2. Структурная схема алгоритма проведения кластеризации КА

Представим математическую постановку задачи кластеризации КА.

Дано: набор из *n* КА

$X=\{x_1,x_2,\ldots,x_n\}$,

$x_i \in R^d$,

$i=1,\ldots,n$,

$S=\{S_1,S_2,\ldots,S_k\}$,

где k – требуемое число кластеров, $k \in N$, $k \leq n$; S – множество кластеров.

Требуется: разделить множество наблюдений x на k-кластеров $S_1,S_2,\ldots,S_k$:

$S_i \cap S_j = \varnothing$, $i \neq j$,

$\cup_{i=1}^{k} S_i = X$.

Алгоритм k-средних разбивает набор X на k-наборов $S_1,S_2,\ldots,S_n$ таким образом, чтобы минимизировать сумму квадратов расстояний от каждой точки до центров кластеров.

Функционирование алгоритма равносильно поиску:

$\mathrm{argmin}_s \sum_{i=1}^{k} \sum_{x \in Si} \rho(x, \mu_i)^2$,

где μ_i – центры кластеров; $\rho(x, \mu_i)$ – функция расстояния между x и μ_i.

Алгоритм проведения кластеризации КА состоит из следующих шагов:

Шаг 1. Выбирается произвольное множество точек μ_i, $i=1,\ldots,k$, рассматриваемых как начальные центры кластеров:

$\mu_i^0=\mu_i$.

Шаг 2. Распределение векторов по кластерам. Производится шаг:

$t:\forall x_i \in X$,

$i=1,\ldots,n$: $x_i \in S_j$,

$j=\mathrm{argmin}_s\ \rho(x_i,\mu_k^{(t-1)})^2$.

Шаг 3. Пересчёт центров кластеров. Производится шаг:

$t:\forall i=1,\ldots,k$: $\mu_i^{(t)}= \sum_{x \in Si} x/|S_i|$.

Шаг 4. Проверка условия остановки алгоритма.

Если

$\exists i \in (1,k):\mu_i^t \neq \mu_k^{(t-1)}$,

тогда

$t=t+1$.

Иначе – возвращаемся к шагу № 2 алгоритма кластеризации (*Мандель И.Д.*, 1988).

3. Результаты исследования

Применение данной методики для кластеризации КА ОГ системы ГЛОНАСС показало высокую точность по сравнению с экспертными оценками.

Результаты расчёта весовых коэффициентов комплексных показателей по восполнению многоспутниковых ОГ, полученные тремя методами: методом анализа иерархий (МАИ), методом ранжирования (Р) и методом прямой расстановки (ПР), для выбора предложений по восполнению ОГ КА представлены в таблице 1, в которой приведены коэффициенты корреляции между системами весовых коэффициентов, полученных различными методами и предложенным подходом.

таблица 1 – Значения коэффициентов корреляции

предложения по восполнению	коэффициенты корреляции		
	МАИ-ПР	МАИ-Р	ПР-Р
ОГ КА	0,93967602	0,97189	0,993796
метод k-средних	0,999577		

Несогласованности между экспертами отмечено не было; их логика несколько колебалась в зависимости от предложенного способа оценки, что можно объяснить разницей в шкалах, по которым эта оценка осуществлялась. Полученные в ходе исследования результаты являются пригодными для дальнейшего применения.

Визуальное представление результатов моделирования изображено на рисунке 3.

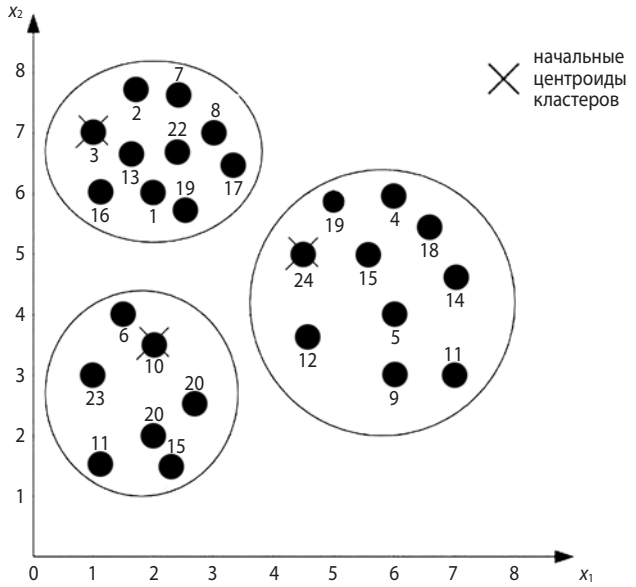


рисунок 3. Визуализация результатов моделирования

Метод k-средних используется для кластеризации данных на основе алгоритма разбиения векторного пространства на заранее определённое число кластеров k (*URL: https://wiki.loginom.ru*). Для каждого наблюдения исходного множества определяется ближайший к нему центроид кластера (центр тяжести кластера). Каждый центроид – это вектор, элементы которого представляют собой средние значения параметров соответствующих КА, вычисленные по всем записям кластера. Расстояния между наблюдениями измеряются в метрике Евклида, котороая представляет собой функцию расстояния, возникающую в геометрии. Евклидова метрика отражает интуитивные свойства расстояния в z-мерном пространстве, где z является количеством параметров, характеризующих КА. Записи, притянутые определённым центроидом, образуют начальные кластеры.

Остановка алгоритма производится тогда, когда границы кластеров и расположения центроидов перестанут изменяться от итерации к итерации, т.е. на каждой итерации в каждом кластере будет оставаться один и тот же набор наблюдений. На практике алгоритм обычно находит набор стабильных кластеров за несколько десятков итераций.

таблица 2 – Интерпретация результатов моделирования

КА	№ КА	№ рабочей точки	ГСАС	состояние КА	резерв бортовых систем	точность КА, м
первый кластер КА						
Глонасс-М	759	4	присутствует	используется по ЦН	присутствует	2,48
Глонасс-М	756	5	присутствует	используется по ЦН	присутствует	2,48
Глонасс-К	702	9	присутствует	используется по ЦН	присутствует	1,9
Глонасс-К	705	11	присутствует	лётные испытания	присутствует	–
Глонасс-М	758	12	присутствует	используется по ЦН	присутствует	1,7
Глонасс-М	752	14	присутствует	используется по ЦН	присутствует	1,92
Глонасс-М	757	15	присутствует	используется по ЦН	присутствует	1,27
Глонасс-М	754	18	присутствует	используется по ЦН	присутствует	2,92
Глонасс-М	755	21	присутствует	используется по ЦН	отсутствует	1,27
Глонасс-М	760	24	присутствует	используется по ЦН	присутствует	1,54
второй кластер КА						
Глонасс-М	730	1	отсутствует	используется по ЦН	отсутствует	1,58
Глонасс-М	743	8	отсутствует	используется по ЦН	присутствует	1,92
Глонасс-М	744	3	отсутствует	используется по ЦН	присутствует	1,64
Глонасс-М	745	7	отсутствует	используется по ЦН	присутствует	1,75
Глонасс-М	747	2	отсутствует	используется по ЦН	присутствует	3,05
Глонасс-М	721	13	отсутствует	используется по ЦН	отсутствует	4,95
Глонасс-М	736	16	отсутствует	используется по ЦН	отсутствует	2,97
Глонасс-М	751	17	присутствует	используется по ЦН	присутствует	1,58
Глонасс-М	720	19	отсутствует	используется по ЦН	отсутствует	2,27
Глонасс-М	735	22	отсутствует	используется по ЦН	отсутствует	4,02
третий кластер КА						
Глонасс-М	733	6	отсутствует	используется по ЦН с ограничениями	отсутствует	–
Глонасс-М	753	11	присутствует	не используется по ЦН	отсутствует	–
Глонасс-М	723	10	отсутствует	используется по ЦН с ограничениями	отсутствует	–
Глонасс-М	716	15	отсутствует	не используется по ЦН	отсутствует	–
Глонасс-М	719	20	отсутствует	используется по ЦН	отсутствует	2,52
Глонасс-К	701	20	отсутствует	лётные испытания	отсутствует	–
Глонасс-М	732	23	отсутствует	используется по ЦН с ограничениями	отсутствует	–

Преимуществом алгоритма являются скорость и простота реализации. К недостаткам можно отнести неопределённость выбора начальных центров кластеров, а также то, что число кластеров должно быть задано изначально, что может потребовать некоторой априорной информации об исходных данных.

На рисунке 3 показана проекция z-мерного пространства на двумерное пространство с координатами x_1 и x_2 соответственно. Из рисунка видно, что в первый кластер преимущественно вошли КА с резервом бортовых систем, которые не имеют ограничений в использовании по ЦН, имеют точность не более двух метров (на месячном интервале); замена данных КА не требуется. Во втором кластере оказались КА, которые используются по ЦН, имеют незначительные отказы и точность от полутора до четырёх метров (на месячном интервале); замена данных КА не требуется в ближайшие несколько лет. В третий кластер входят КА, гарантированный срок активного существования (ГСАС) которых истёк резерв бортовых систем отсутствует. КА, входящие в данный кластер, имеют отклонения от штатного технологического

цикла управления и требуют скорейшей замены в соответствии с планом запусков на календарный год.

Стратегия восполнения орбитальной группировки должна определяться наличием ракет-носителей, а также номенклатуры КА. Как правило, в многоспутниковой ОГ применяется групповой запуск КА – осуществляется запуск группы КА, состоящей из двух и более аппаратов. Такой запуск необходим для замены КА, функционирующих на одной орбите в разных рабочих точках. Возможен запуск и одиночных КА – такой способ применяется при оперативной необходимости либо при отсутствии КА на ответственном хранении завода-изготовителя или полигона запуска.

В таблице 2 показана интерпретация результатов моделирования с указанием общих сведений об ОГ КА системы ГЛОНАСС (*URL: http://glonass-svoevp.ru*).

Под точностью в таблице 2 понимается эквивалентная погрешность псевдодальности за счёт космического сегмента (ЭПД) навигационного КА. В соответствии с государтвенными стандартами (*ГОСТ 32454-2013*, 2014) ЭПД является потенциальной точностью системы ГЛОНАСС при работе в реальном масштабе времени.

Использование информации о состоянии специальной и обеспечивающей бортовой аппаратуры является фактором, который повышает точность распределения КА в кластеры. Примером данного улучшения является отнесение КА «Глонасс-М» № 719 и КА «Глонасс-К» № 701 к третьему кластеру – модель, без использования информации о состоянии БА отнесла эти КА ко второму кластеру.

Повышение точности распределения по кластерам возможно при использовании информации головных НИИ Государственных заказчиков о прогнозе работоспособности и выходе из строя отдельных полукомплектов бортовой аппаратуры КА.

заключение

Разработанная методика формирования предложений по восполнению многоспутниковых ОГ показала высокую точность по сравнению с экспертными оценками. В основе методики лежит применение модифицированного алгоритма *k*-средних, входными значениями которого является информация о функционировании КА и его бортовой аппаратуры. Кластеризация КА по трём группам позволит оперативно оценивать состояние многоспутниковых ОГ и разрабатывать предложения по восполнению ОГ разработчикам КК (КС), а также Государственным заказчикам в условиях деструктивных воздействий на элементы системы и дестабилизирующих факторов внутренней и внешней среды. Полученные результаты могут быть использованы при разработке интеллектуальной системы анализа состояния многоспутниковых ОГ. Данная интеллектуальная система может быть положена в основу аппаратно-программного комплекса, который позволит в полной мере оптимизировать процесс анализа статистической информации на этапе проведения испытаний и применения КК (КС).

список литературы

Бондарева М.К., Ермолаев В.А., Иванов К.С. Методические аспекты управления государственными испытаниями космических систем и комплексов // Вопросы контроля хозяйственной деятельности и финансового аудита, национальной безопасности, системного анализа и управления: сб. материалов III Всероссийской научно-практической конференции. ФГБНУ «Аналитический центр Минобрнауки России», 2018. С. 107-110.

ГОСТ 32454-2013. Глобальная навигационная спутниковая система. Параметры радионавигационного поля. Технические требования и методы испытаний: национальный стандарт Российской Федерации: утвержден и введён Приказом Федерального агентства по техническому регулированию и метрологии от 15 апреля 2014 г. № 355-ст: введен впервые: дата введения 2014-07-01 / подготовлен ОАО «Научно-технический центр современных навигационных технологий «Интернавигация». М.: Стандартинформ, 2014. 20 с.

Мандель И.Д. Кластерный анализ. М.: Финансы и статистика, 1988. 176 с.

Руководство по летной эксплуатации космических аппаратов (орбитальных систем) военного (двойного) назначения. М., 2012. С. 14-15.

Руководство по эксплуатации вооружения Космических войск. СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2002. 34 с.

Хайдуков Д.С. Применение кластерного анализа в государственном управлении // Философия математики: актуальные проблемы. М.: МАКС Пресс, 2009. 287 с.

URL: http://glonass-svoevp.ru: система высокоточного определения эфемерид и временных поправок [Электронный ресурс]. М.: АО «НПК «СПП», 2021. Режим доступа: http://glonass-svoevp.ru/DATA/Documents/BullCUSLast.pdf?10, свободный (дата обращения: 12.04.2021).

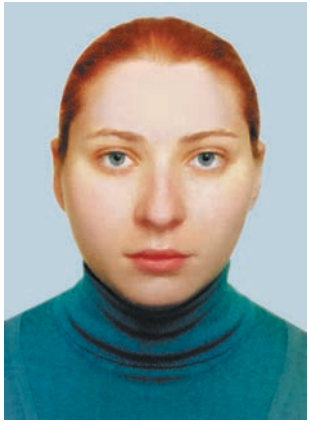
URL: https://wiki.loginom.ru: Метод *k*-средних (*K*-means) [Электронный ресурс]. – Режим доступа: https://wiki.loginom.ru/articles/k-means.html, свободный (дата обращения 08.04.2021).

Статья поступила в редакцию 20.04.2021
Статья после доработки 14.05.2021
Статья принята к публикации 14.05.2021

УДК 535.233.21:629.78

ОБЗОР МОДЕЛЕЙ ЧЁРНЫХ ТЕЛ, ПРИМЕНЯЕМЫХ В АЭРОКОСМИЧЕСКИХ АППАРАТАХ. ЧАСТЬ 1. КЛАССИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ БОРТОВЫХ ЧЁРНЫХ ТЕЛ

REVIEW OF BLACKBODIES' MODELS USED IN AEROSPACE VEHICLES. PART 1. CLASSICAL MODELS OF ONBOARD BLACKBODIES



Т.Н. Сметюхова[1],
аспирант,
smetyukhova.t.n@yandex.ru;
T.N. Smetyukhova

Представлен обзор моделей бортовых чёрных тел, применяемых в аэрокосмических аппаратах для радиометрической калибровки аппаратуры наблюдения Земли. Рассмотрены основные типы этих моделей, их устройство и характеристики, недостатки и преимущества, а также примеры их использования или испытания.

Ключевые слова: абсолютно чёрное тело; коэффициент поглощения; бортовое чёрное тело; инфракрасный диапазон излучения; космические аппараты.

The paper presents models of onboard blackbodies used in aerospace vehicles for the radiometric calibration measurement of the equipment to observe the Earth. The basic types of these blackbodies' models, their design and technical specifications, advantages and disadvantages as well as the examples of their use and tests are described here.

Keywords: absolutely blackbody; absorption coefficient; onboard blackbody; infrared radiation range; spacecraft.

DOI: 10.26162/LS.2021.52.2.008

введение

Получение данных температурно-влажностного зондирования атмосферы Земли из космоса является классической задачей спутниковой метеорологии. Для её выполнения используется аппаратура высокого спектрального разрешения, регистрирующая спектральные вариации теплового излучения в ИК-диапазоне. Спутниковое зондирование параметров атмосферы ИК-аппаратурой высокого спектрального разрешения играет большую роль в оперативной метеорологии, климатологии, гидрометеорологии и контроле окружающей среды; позволяет получить информацию о температуре, влажности и газовом составе атмосферы, облачности, температуре поверхности океанов и суши (*Козлов Д.А.*, 2016; *Головин Ю.М. и др.*, 2013).

Одним из способов получения необходимой информации является использование инфракрасных Фурье-спектрометров, преобразующих регистрируемую интерферограмму в комплексный спектр, который в процессе радиометрической и спектральной калибровки преобразуется в истинный спектр объекта наблюдения. Для этого преобразования необходимо

[1] АО ГНЦ «Центр Келдыша», Россия, г. Москва.

JSC «Keldysh Research Center», Russia, Moscow

знать спектральную чувствительность прибора и его собственное излучение, которые можно определить при измерении двух опорных источников с известными характеристиками. Для обеспечения высокой точности измерений необходимо периодически проводить калибровку спектрометра в полётных условиях по опорным источникам, т.к. на этапе наземной калибровки невозможно абсолютно точно воспроизвести условия орбитального полёта и в процессе полёта могут изменяться оптические (например, вследствие загрязнения) и другие характеристики прибора. В качестве опорных источников используют бортовые чёрные тела (БЧТ) с заданной поддерживаемой температурой и излучение холодного космоса (*Козлов Д.А.*, 2013; *Козлов Д.А.*, 2016; *Головин Ю.М. и др.*, 2013).

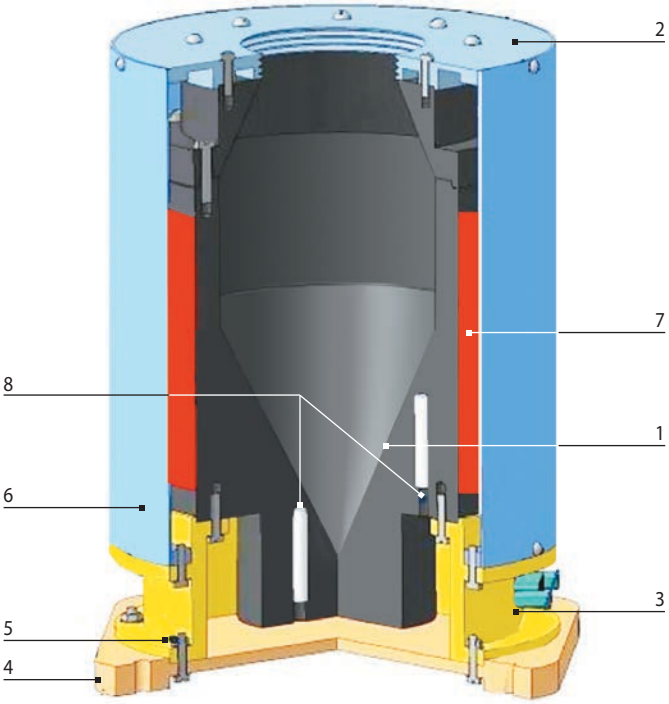
Классической моделью абсолютно чёрного тела (АЧТ) является протяжённая цилиндрическая, коническая или сферическая металлическая (железная, медная) полость с малым входным отверстием. Для повышения степени черноты и излучательной способности, зависящих от отражательной способности стенок и числа отражений, которые испытывает луч перед выходом из полости, а также для снижения массогабаритных характеристик на поверхность внутренней полости наносят поглощающее покрытие (чёрную краску, сажу и т.п.) и/или увеличивают количество отражений в ней за счёт создания дополнительной шероховатости поверхности. Для поддержания температуры с высокой точностью используются специальные термостатирующие устройства. Использование стандартных излучателей типа чёрного тела (ЧТ) в качестве БЧТ затруднительно из-за высоких массогабаритных характеристик, а также условий космического вакуума и невесомости.

На сегодняшний день используется несколько типов БЧТ.

1. Традиционные бортовые чёрные тела

К традиционному типу бортовых моделей ЧТ можно отнести группу моделей, имеющих конструкцию классической модели АЧТ в виде полости, покрытой чёрной поглощающей краской. Общая схема устройства полостного БЧТ представлена на рисунке 1.

Основной частью данного БЧТ является полостной излучатель (1), состоящий из двух алюминиевых деталей конической формы. Спереди излучатель прикреплён к переднему стальному фланцу (2), образующему апертуру. С другой стороны излучатель крепится к втулке (3) и заднему фланцу (4) из фторопласта Ф-4. Оболочка (6) является одновременно несущей конструкцией и изолирующей излучатель (1) от тепловых потоков. Температура излучателя регулируется с помощью нагревательного элемента (7), приклеенного по периметру излучателя, и оттока



1 – излучатель; **2** – фланец; **3** – втулка; **4** – фланец; **5** – гайка; **6** – Ооболочка; **7** – нагревательный элемент; **8** – датчики температуры.

рисунок 1. Конструкция полостного БЧТ

лишнего тепла через передний стальной фланец (2) с последующим излучением через оболочку (6). Поскольку передний фланец не попадает в поле зрения прибора, его температура не сказывается на яркостной температуре ЧТ. Для снижения уровня теплообмена возможна установка экранно-вакуумной теплоизоляции в пространстве между оболочкой и излучателем и вокруг оболочки. Измерение температуры контролируется датчиками температуры (8).

Рассматриваемая модель БЧТ имеет высокую излучательную способность, но не очень хорошие массогабаритные характеристики. Например:

- при диаметре апертуры 50 мм масса БЧТ составляет 3,8 кг, габаритные размеры 140×140×203 мм;
- при диаметре апертуры 30 мм масса БЧТ составляет 1,3 кг, габаритные размеры 92×92×133 мм.

ФГУП «ВНИИОФИ» были разработаны модели ЧТ, являющиеся эталонными источниками ИК-излучения, предназначенными для калибровок оптической радиометрической бортовой космической аппаратуры в криовакуумных условиях низкофоновой окружающей среды, моделирующей условия реального космического орбитального полёта (*Огарёв С.А., Самойлов М.Л.*, 2016; *Беднов С.М. и др.*, 2006). Низкотемпературные модели ЧТ (от 200 до 400 К) предназначены, в частности, для проведения предполётных калибровок оптической радиометрической бортовой аппаратуры ИК-диапазона длин волн в криовакуумных камерах, моделирующих условия орбитального

космического полёта. Эти модели ЧТ успешно работают в составе поверочных установок в таких институтах космических исследований, как: Space Dynamics Laboratory (США), German Aerospace Center (Германия), NEC-Toshiba Space Systems (Япония) и Korean Research Institute of Standards and Science (Южная Корея), ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша», АО «Российские космические системы». В качестве конструкционных материалов излучающих полостей данных моделей ЧТ используют медные и алюминиевые сплавы. Излучательная способность, максимально близкая к единице, достигается покрытием поверхности излучающих полостей ЧТ различными чёрными красками (лаками) Velvet Coating 811-21 (NEXTEL) или Aeroglaze Z306 (LORD). Для нагрева излучающей полости применяют многозонные электрические высокоомные спирали.

Другим видом классического БЧТ являются модели ЧТ, имеющие покрытую поглощающей чёрной краской поверхность сложной геометрической формы. За счёт высокой «шероховатости» поверхности происходит многократное отражение падающего луча, способствующее его поглощению, как и в классической модели АЧТ. Использование чёрного поглощающего покрытия увеличивает коэффициент поглощения.

Данный принцип используется при калибровке инфракрасного Фурье-спектрометра высокоточными бортовыми чёрными телами GBB-C и GBB-H прибора GLORIA (Gimballed Limb Observer for Radiance Imaging of the Atmosphere), применяемого на исследовательских самолётах Geophysica («Геофизика», Россия) и HALO (Германия). Модели ЧТ представляют собой сложную конструкцию, состоящую из поглощающей поверхности, выполненной в виде покрытых чёрной краской Velvet Coating 811-21 алюминиевых пирамид, термоэлектрического охладителя-нагревателя TEC, платиновых термопар PRT для контроля температуры. Общая масса GBB составляет 9,5 кг. На рисунке 2 представлена фотография оптической поверхности GBB размером 126×126 мм. Благодаря особой конструкции пирамид излучательная способность данного БЧТ составляет более 0,997 в спектральном диапазоне 5–12 мкм (*Kopmann R. et al.*, 2013).

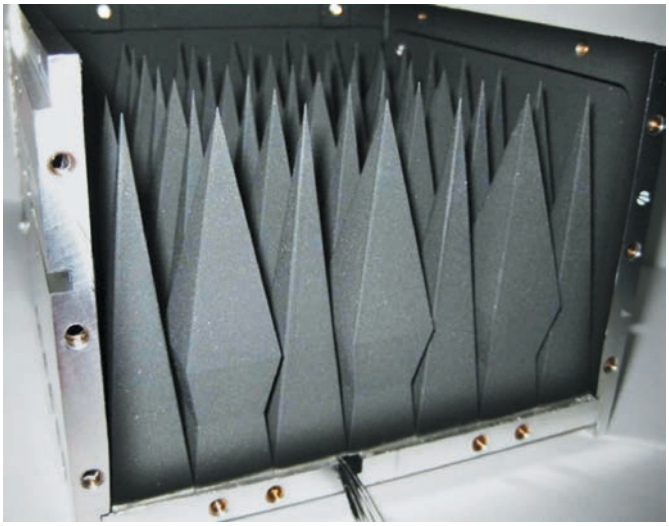


рисунок 2. Фотография оптической поверхности чёрного тела GBB

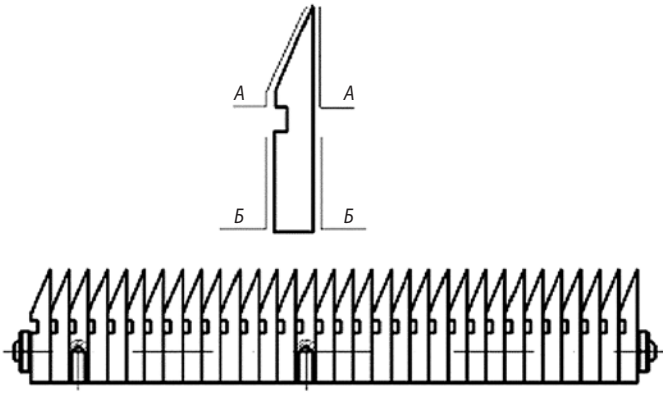


рисунок 3. Схема конструкции наборного излучателя типа ЧТ

В работах (*Мошкин Б.Е. и др.*, 2010; *Мошкин Б.Е. и др.*, 2012) описан экспериментальный образец многоцелевого Фурье-спектрометра космического базирования, предназначенный для дистанционного зондирования Земли, основанного на интерферометре Майкельсона в варианте «двойной маятник». Для калибровки данного спектрометра в его состав включён излучатель типа ЧТ. Используемый для калибровки излучатель является наборным и состоит из 33 одинаковых заострённых пластин размером 102×18×3 мм, выполненных из алюминиевого сплава Д16т. Схема конструкции ЧТ изображена на рисунке 3. Поверхности А пластин анодированы и покрыты чёрным лаком Aeroglaze Z-306, имеющим степень черноты 0,95. В отверстиях внутри тела излучателя вклеены два датчика температуры HEL705 диаметром 2 мм, а на заднюю поверхность излучателя наложен плёночный электронагреватель. Излучатель помещён в толстостенный теплоизолированный снаружи кожух, выравнивающий тепловое поле и защищающий поверхность излучателя от внешних засветок. Измерения показали, что степень черноты данного ЧТ в ИК-диапазоне при температурах от 500°C до 800°C составила 0,9965±0,0003.

В работе (*Васильев В.Н. и др.*, 2009) предложено использовать опытный образец «плоской» модели протяжённого ЧТ в качестве БЧТ для проведения калибровки оптико-электронных приборов дистанционного зондирования Земли. Данная модель ЧТ представляет собой тонкую 1,500±0,015 мм пластину из алюминиевого сплава, на одну из поверхностей которой наклеен нагревательный элемент в виде «змейки»,

а вторая, покрытая чёрной краской, является рабочей излучающей поверхностью (рисуно 4). Для повышения излучательной способности излучающая поверхность пластины предварительно подвергнута химическому оксидированию. Предложенная модель ЧТ предназначена для эксплуатации в условиях вакуума и низких температур и имеет следующие технические характеристики: диапазон рабочих температур излучающей поверхности от +20°С до +55°С, коэффициент излучательной способности в спектральном диапазоне длин волн 2–12 мкм не менее 0,9, диаметр излучающей поверхности не менее 350 мм, разброс температуры по излучающей поверхности ±1°С. В дальнейшем разработчиками планируется провести испытания опытного образца с целью определения его параметров в условиях вакуума: температурной равномерности, стабильности рабочей температуры и коэффициента излучательной способности (*Васильев В.Н. и др.*, 2009).

Фирма HGH Infrared Systems (Франция) предлагает модели ЧТ, которые можно использовать в условиях вакуума космического пространства в качестве моделей БЧТ в ИК-диапазоне. Предлагаемые вакуумные ЧТ сочетают в себе характеристики традиционных инфракрасных эталонных источников с особыми характеристиками для работы в вакуумной камере при низких температурах. Они могут излучать в сверхшироком температурном диапазоне, настраиваться и контролироваться с высокой точностью, имитируя тем самым космическое и земное излучение. Высокая излучательная способность до 0,999 достигается благодаря вакуумно-совместимому покрытию на определённой структуре поверхности ЧТ. Температура излучающей поверхности измеряется в режиме реального времени с помощью высокоточных калиброванных платиновых датчиков. Основные характеристики вакуумных моделей ЧТ приведены в таблице 1 (*HGH Infrared Systems*, 2020).

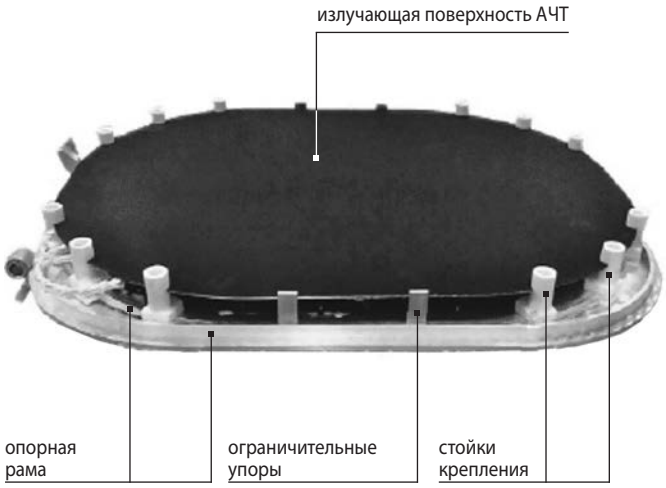


рисунок 4. Модель плоского ЧТ

таблица 1 – Характеристики вакуумных моделей АЧТ

характеристики	наименование модели ЧТ		
	DCN 1000V	ECN 100V	RCNV
размер излучающей поверхности, мм	100×100 200×200	от 50×50 до 500×500	диаметр 100 мм
диапазон температур, °С	−50...+150	−173...+150	−173...+62
излучательная способность	0,98±0,02	0,99±0,01	>0,999
стабильность, °С	0,01	0,01	0,05
точность измерения температуры, °С	±0,01	±0,01	±0,01
давление, бар	от 10^{-6} до 1		

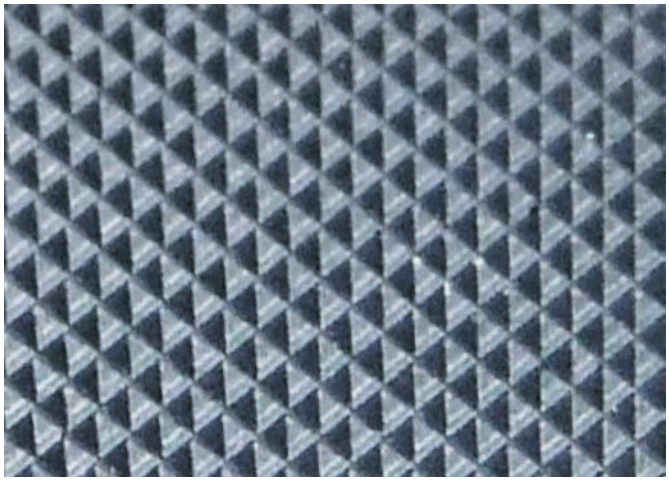
20 октября 2018 года стартовал космический корабль с миссией BEPI COLOMBO по исследованию Меркурия (Европейское космическое агентство (ESA) и Японское агентство по аэрокосмическим исследованиям (JAXA)). Специально для этой миссии был разработан ИК-спектрометр MERTIS (MErcury Radiometer and Thermal Infrared Spectrometer), имеющий сложную конструкцию и включающий в себя радиометр TIR и инфракрасный спектрометр TIS, работающие в диапазоне длин волн 7–40 мкм и 7–14 мкм соответственно. Для калибровки радиометра TIR и ИК-спектрометра TIS используются два БЧТ: холодное с температурой 300 К (MBB3) и горячее с температурой 700 К (MBB7) (*Scheiding S. et al.*, 2014; *D'Amore M. et al.*, 2019). Излучающая поверхность БЧТ MBB3, изображённого на рисунке 5, представляет собой шероховатую – за счёт пирамидальной структуры – алюминиевую пластину, покрытую поглощающей краской. Линейный размер пирамидок 500 мкм. Основные характеристики MBB3 приведены в таблице 2 (*Scheiding S. et al.*, 2014).

таблица 2 – Основные характеристики бортового чёрного тела MBB3

характеристика	значение
спектральный диапазон, мкм	5–40
рабочая температура излучающей поверхности, К	300±20
коэффициент излучения	0,99 при 5–10 мкм 0,95 при 10–30 мкм 0,90 при 30–40 мкм
однородность температуру по излучающей поверхности, К	менее 0,4
масса (без электроники), г	18
габариты (без электроники), мм	42×34×4
диапазон рабочих температур, °С	10–30

В качестве горячего БЧТ MBB7 использован полостной ИК-излучатель типа EMIRS 200 с размером излучающей поверхности 1,8×2,1 мм и излучательной способностью 0,95 при температуре 700 К и длине волны 7–14 мкм. На рисунке 6 показаны внешний вид и структура его полости, выполненная из платины на специальной керамике. Для увеличения мощности излучения поверхность платины зачернена.

а



б

а – общий вид; **б** – структура излучающей поверхности.

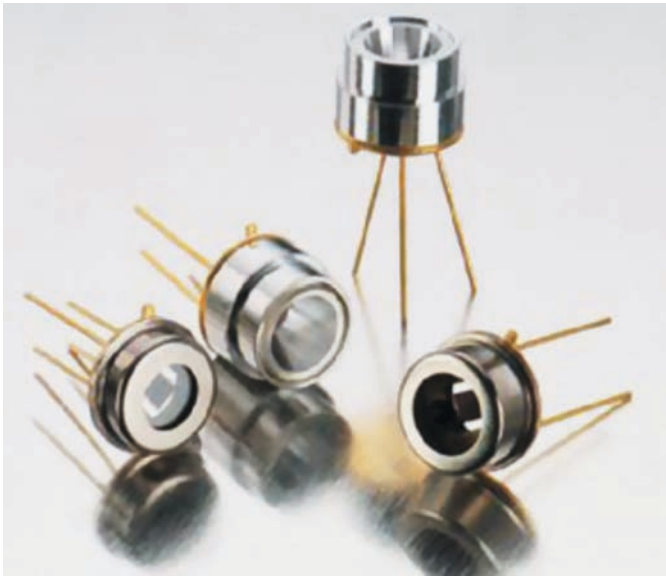
рисунок 5. Фотография бортового чёрного тела MBB3

Источником излучения является платиновый электронагреватель. Температура поверхности эмиттера поддерживается в вакууме с высокой точностью (*Gutschwager B.*, 2011).

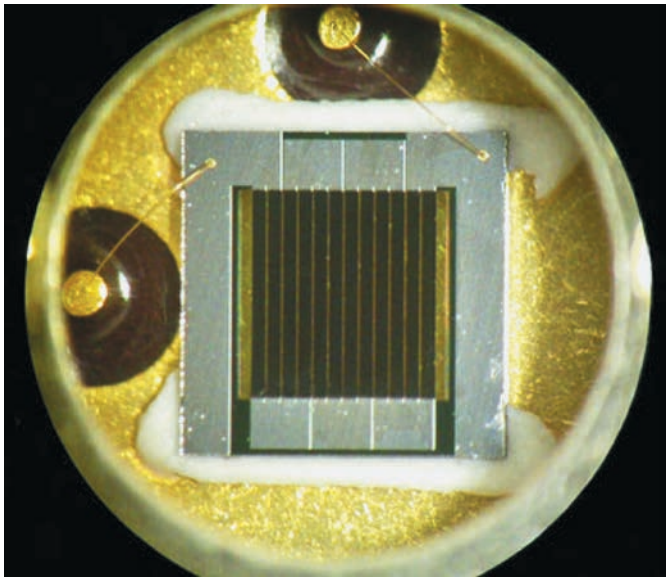
Для проверки работоспособности прибора MERTIS после выхода космического корабля на околоземную орбиту были проведены калибровка и тестирование. Результаты калибровки и тестирования признаны успешными для дальнейшей работы прибора и продолжения миссии. Следующие результаты планируется получить после облёта Земли и Луны 6 апреля 2020 года и облёта Венеры 12 октября 2020 года (*D'Amore M. et al.*, 2019).

Другим примером БЧТ, аналогичного по принципу работы MBB3, является MARA, используемое для калибровки радиометра MASCOT миссии Hayabusa 2. Данное ЧТ активно терморегулируется за счёт однородного нагрева излучающей поверхности размером 90×75 мм и массой 100 г. Излучательная способность составляет 0,99 в спектральном диапазоне 5–10 мкм и 0,95 – в диапазоне 10–40 мкм (*Scheiding S. et al.*, 2014; *Grott M. et al.*, 2013). Подробное описание и принцип работы ИК-излучателя MARA представлены в (*Grott M. et al.*, 2013; *Grott M. et al.*, 2017).

В состав космических аппаратов «МЕТЕОР-М», изготовленных в АО «Корпорация ВНИИЭМ»



а



б

а – общий вид; **б** – излучающая поверхность.

рисунок 6. Фотография ИК-излучателя типа EMIRS 200

(запуск «МЕТЕОР-М» № 1 – 17 сентября 2009 года, «МЕТЕОР-М» № 2 – 8 июля 2014 года) и предназначенных для глобального наблюдения атмосферы и подстилающей поверхности Земли с целью получения гидрометеорологической и гелиогеофизической информации в планетарном масштабе, входят несколько исследовательских приборов (*Космические аппараты «МЕТЕОР-М»*, 2020). В их числе инфракрасный Фурье-спектрометр ИКФС-2 (спектральный диапазон 5–15 мкм) для зондирования температуры и влажности атмосферы и определения концентрации газов (CO, CH_4, NO, N_2O и т.д.), а также приборный модуль температурно-влажностного зондирования атмосферы МТВЗА-ГЯ (спектральный диапазон 10,6–183,6 ГГц) и определения параметров ветра. Для получения корректной информации от них необходима их периодическая калибровка по БЧТ.

Для калибровки ИКФС-2 успешно применяется БЧТ, выполненное в виде набора концентрических колец, образующих цилиндр толщиной 20 мм с кольцевыми углублениями конусообразного профиля и покрытых специальной краской (рисунок 7). Расчётная степень черноты данного излучателя составляет не менее 0,98 при рабочей температуре БЧТ +40ºС (*Козлов Д.А.*, 2013; *Козлов Д.А.*, 2016; *Головин Ю.М. и др.*, 2013). Конструкция БЧТ в виде набора концентрических колец хорошо отработана и применяется в приборе ИКФС-2. Однако, обладая компактностью и малыми габаритами, такое БЧТ уступает БЧТ полостной конструкции в излучательной способности.

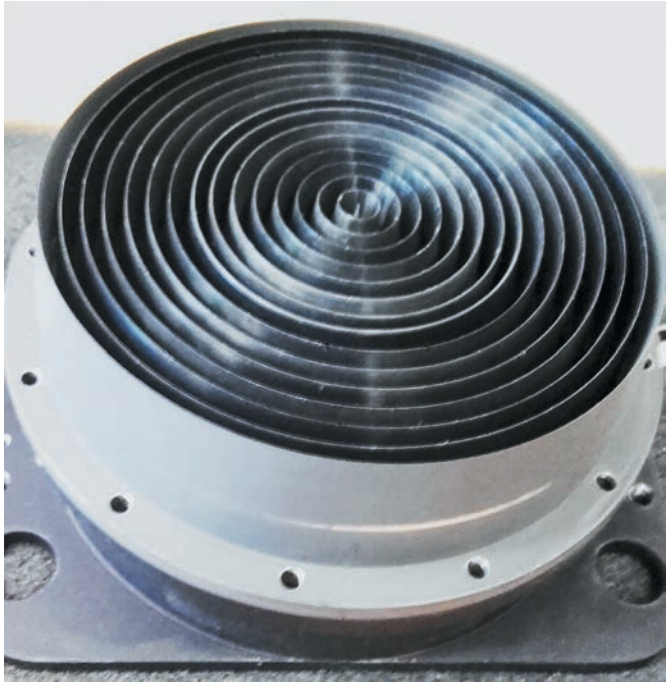


рисунок 7. Конструкция БЧТ в виде набора концентрических колец

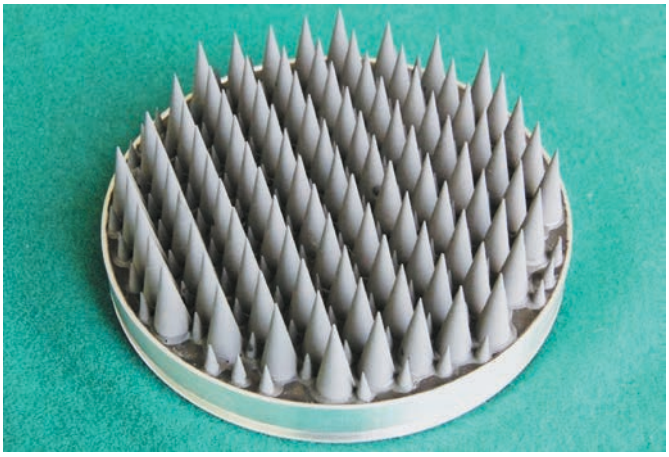


рисунок 8. Общий вид ЧТ на основе магнитодиэлектриков

Для калибровки МТВЗА-ГЯ в сантиметровом диапазоне излучения успешно используется разработанная в АО «Российские космические системы» и АО «НИИЭМ» модель ЧТ на основе магнитодиэлектриков (рисунок 8) (*Успенский А.Б. и др.*, 2016). БЧТ состоит из магнитодиэлектрического основания и элементов конической формы на его поверхности, поглощающих основной поток излучения и рассеивающих в окружающее пространство отражённое излучение. Оптимизация массогабаритных показателей ЧТ (удельная масса – 345 г/дм^2) и повышение коэффициента поглощения (0,998 в диапазоне частот 23–36 ГГц и 0,999 в диапазоне частот 42–52 ГГц) произведена за счёт применения более эффективного поглощающего магнитодиэлектрика из карбонильного железа и полимерного диэлектрического связующего, разновысоких конусов и регулярной топологии их размещения на поверхности поглощающего основания с теоретически обоснованными периодом и соотношением высот конусов с коэффициентом заполнения 0,8 и магнитной проницаемостью, равной 10 (μ=10), что в два раза больше, чем у известных материалов.

заключение

Условия космического пространства, а также сами космические аппараты формируют жёсткие требования к БЧТ. Бортовое чёрное тело должно обладать высокой излучательной способностью и сохранять её продолжительное время под воздействием перепада температур, вакуума и космического излучения в течение всего срока эксплуатации КА; должно выдерживать воздействие вибрации и ударных (механических) нагрузок, возникающих при взлёте и отсоединении ступеней ракеты, иметь минимальные габариты и массу, высокую температурную стабильность. У полостных БЧТ нередко коэффициент черноты выше, чем у компактных моделей, но ком-

пактные модели имеют преимущество в размере и массе. Применение той или иной модели БЧТ зависит от типа и конструкции спектрометра или радиометра, для калибровки которого предназначено БЧТ, от конструкции космического аппарата.

Развитие техники и технологии позволяет создавать ЧТ с более высокой излучательной способностью, меньшей массой и высокими стабильностью и воспроизводимостью радиометрических характеристик –например, ЧТ на основе углеродных нанотрубок или фазовых переходов чистых веществ или эвтектик. О них будет рассказано во второй части статьи.

список литературы

Беднов С.М., Головин Ю.М., Завелевич Ф.С., Мацицкий Ю.П. и др. Вопросы создания объединенного метрологического центра коллективного пользования для калибровки ИК-аппаратуры ДЗЗ // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2006. Т. 1, Вып. 3. С. 163-169.

Васильев В.Н., Дмитриев И.Ю., Тихонов С.В. Модель протяжённого абсолютно чёрного тела для проведения энергетической калибровки оптико-электронных приборов дистанционного зондирования Земли // Оптический журнал. 2009. Т. 76, № 9. С. 71-75.

Головин Ю.М., Завелевич Ф.С., Никулин А.Г. и др. Бортовые инфракрасные Фурье-спектрометры для температурно-влажностного зондирования атмосферы Земли // Исследование Земли из космоса. 2013. № 6. С. 25-37.

Козлов Д.А. Исследование точностных характеристик и методика калибровки бортовых инфракрасных Фурье-спектрометров температурно-влажностного зондирования атмосферы Земли: дисс. … канд. техн. наук. М.: ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша», 2016. 148 с.

Козлов Д.А. Радиометрическая калибровка бортового инфракрасного Фурье-спектрометра ИКФС-2 для температурного и влажностного зондирования атмосферы Земли // Оптический журнал. 2013. № 2. С. 52-58.

Космические аппараты «МЕТЕОР-М». Российские космические системы [Электронный ресурс]. URL: http://russianspacesystems.ru/bussines/dzz/orbitalnaya-gruppirovka-ka-dzz/meteor-m/ (дата обращения 11.11.2020).

Мошкин Б.Е., Максименко С.В., Балашов А.А., Вагин В.А. и др. Технологическое чёрное тело инфракрасного диапазона // Приборы и техника эксперимента. 2010. № 5. С. 154-155.

Мошкин Б.Е., Вагин В.А., Жарков А.В., Максименко С.В. и др. Многоцелевой Фурье-спектрометр космического базирования (экспериментальный образец) // Приборы и техника эксперимента. 2012. № 6. С. 78-84.

Огарёв С.А., Самойлов М.Л. Прецизионные источники ИК-излучения типа чёрное тело для радиометрии, радиационной термометрии и тепловидения // Труды XXIV Международной научно-технической конференции по фотоэлектронике и приборам ночного видения. 24–27 мая 2016 г., Москва. 606 с.

Успенский А.Б., Асмус В.В., Козлов А.А., Крамчанинова Е.К. и др. Абсолютная калибровка каналов атмосферного зондирования спутникового микроволнового радиометра МТВЗА-ГЯ // Исследование Земли из космоса. 2016. № 5. С. 57-70.

D'Amore M., Helbert J., Maturilli A., Varatharajan I. et al. The Mercury radiometer and thermal infrared imaging spectrometer (MERTIS) onboard Bepi Colombo: first inflight calibration results. EPSC Abstracts // EPSC-DPS Joint Meeting 2019. 15–20 September 2019, Geneva, Switzerland.

Grott M., Knollenberg J., Borgs B., Hänschke F. et al. The MASCOT Radiometer MARA for the Hayabusa 2 Mission // Space Science Reviews. 2017. Vol. 208, Is. 1–4. P. 413-431.

Grott M., Knollenberg J., Hänschke F., Kessler E. et al. The MASCOT Radiometer MARA for the Hayabusa 2 Mission // 44th Lunar and Planetary Science Conference. 2013.

Gutschwager B., Driescher H., Herrmann J., Hirsch H. et al. Characterization of the 300K and 700K Calibration Sources for Space Application with the Bepicolombo Mission to Mercury // Int J Thermophys. 2011. Vol. 32. P. 1429-1439.

HGH Infrared Systems. Vacuum Blackbodies: the highest precision for the qualification of IR space sensors [Электронный ресурс]. URL: https://www.hgh-infrared.com/Products/Test-and-Measurement/Blackbodies/Vacuum-Blackbodies-the-highest-precision-for-the-qualification-of-IR-space-sensors (дата обращения 11.11.2020).

Koppmann R., Olschewski F., Steffens P., Rolf C. et al. An In-flight Blackbody Calibration Source for the GLORIA Interferometer Onboard an Airborne Research Platform // Atmospheric Measurement Techniques. 2013. Vol. 6, № 11. P. 3067-3082.

Scheiding S., Driescher H., Walter I., Hanbuch K. et al. Compact blackbody calibration sources for in-flight calibration of space borne infrared instruments. International Conference on Space Optics // ICSO 2014 (7–10 October 2014). Tenerife, Canary Islands, Spain, 2014. 9 p.

Статья поступила в редакцию 01.12.2020
Статья после доработки 01.12.2020
Статья принята к публикации 01.12.2020

УДК 621.315.55

РАЗРАБОТКА МЕТОДА РАСЧЁТА ШИРИНЫ ПЕЧАТНЫХ ПРОВОДНИКОВ ПЛАТ С УЛУЧШЕННЫМ ОТВОДОМ ТЕПЛА, РАБОТАЮЩИХ В УСЛОВИЯХ КОСМИЧЕСКОГО ВАКУУМА

DEVELOPMENT OF METHOD OF CALCULATION OF WIDTH OF CONDUCTORS OF CIRCUIT BOARDS WITH THE IMPROVED HEAT EXTRACTION WORKING IN THE CONDITIONS OF SPACE VACUUM

А.В. Костин[1],
кандидат технических наук,
Kostin.AV@samspace.ru;
A.V. Kostin

И.Ю. Шумских[1],
Shumskih.IU@samspace.ru;
I.Y. Shumskih

А.В. Рузанов[1],
sun-track@mail.ru;
A.V. Ruzanov

В статье предлагается метод выбора ширины проводников печатных плат на металлическом основании для бортовых приборов космических аппаратов в зависимости от протекающего тока. Описываются математическая модель, использованная при разработке метода, и другие аналогичные методы; проводится анализ возможности их применения для выбора ширины печатных проводников упомянутых печатных плат.

Ключевые слова:
ширина печатного проводника; температура; расчёт.

Article describes a method of choice of width of conductors of circuit boards on the metal basis of the onboard devices of spacecrafts depending on the proceeding current. Article described the mathematical model used when developing technique. Article described other similar techniques and analyzed of possibility of their application for the choice of width of conductors of circuit boards.

Key words:
width of conductors of circuit boards; temperature; calculation.

DOI: 10.26162/LS.2021.52.2.009

Печатный монтаж широко применяется в радиоэлектронной аппаратере. К числу важных задач, решаемых конструктором при проектировании печатных плат, относится выбор ширины печатного проводника (ПП). Основным критерием выбора ширины ПП является температура, до которой он нагреется при протекании по нему тока. В ПП под действием протекающего тока рассеивается мощность, которая и приводит к его разогреву. Если температура ПП достигнет некоторого критического значения, он расплавится. Это произойдёт при температуре плавления материала ПП (чаще всего это медь), однако значение критической температуры будет гораздо ниже. В отводе тепла от ПП участвует

[1] АО «РКЦ «Прогресс», Россия, г. Самара.

JSC «RSC «Progress», Russia, Samara.

и изоляционная подложка печатной платы. Если ПП отклеится, то отвод тепла от него значительно ухудшится. Температура начнёт расти и может быстро достигнуть температуры плавления ПП. Отклеивание ПП наступит при температуре значительно ниже температуры плавления ПП, следовательно, и критическая температура будет ниже. Можно принять её равной температуре, при которой клеевой шов потеряет свою прочность. Эта температура определяется характеристиками материала, из которого изготовлена плата.

В настоящее время существует несколько методов выбора ширины ПП исходя из нагрузочной способности. ГОСТ Р 53429-2009 предписывает выбирать ширину таким образом, чтобы плотность тока составляла от 100 до 250 А/мм^2 для медной фольги и от 60 до 100 А/мм^2 для гальванической меди. При этом не отмечены прочие условия эксплуатации печатной платы, например атмосферное давление. В РД50-708-91 приведены графики для выбора ширины ПП в условиях естественной конвекции. В целом данные, приведённые в РД50-708-91, совпадают с данными приведёнными в ГОСТ Р 53429-2009, и это позволяет предположить, что значения плотности тока в ГОСТ Р 53429-2009 приведены также для условий естественной конвекции. Несколько другие значения для максимальнодопустимой плотности тока приведены в ОСТ 4ГО.010.011.

Аналогичные результаты дают расчёты по зарубежным стандартам, таким как IPC-2221A и IPC-2152. В них рассматриваются и многослойные печатные платы, в том числе работающие в вакууме.

В космическом приборостроении получили широкое распространение печатные платы на металлическом основании. Причём чаще всего такие платы работают в условиях отсутствия конвекции. Вопрос нагрузочной способности ПП таких плат в нормативной документации не освещён. Имеются публикации (*Муравьёв Ю.*, 2010), в которых приводятся расчётные формулы для определения ширины, например формула (1).

$$t=\sqrt{\frac{H_И I^2 \rho_П}{\lambda_И \Delta T_П h_П}+H_И^2}-H_И, \qquad (1)$$

где $H_И$ – толщина изоляционного материала между ПП и основанием;

I – сила тока, текущего по ПП;

$\rho_П$ – удельное электрическое сопротивление ПП;

$\lambda_И$ – коэффициент теплопроводности изоляционного материала;

$\Delta T_П$ – перегрев ПП относительно основания;

$h_П$ – толщина ПП.

Однако имеются факторы, ограничивающие применение формулы (1) для расчёта ширины ПП приборов космических аппаратов:

1. Нет данных о том, каким образом получена расчётная формула, какие допущения при этом приняты.
2. Если изоляционный материал состоит из слоёв разной толщины с разным коэффициентом теплопроводности, то пользоваться расчётной формулой становится затруднительно.

Конечно, современные вычислительные средства, да и программное обеспечение достигли такого уровня, что не составляет труда провести компьютерное моделирование температуры ПП заданной ширины. В настоящее время широко используются моделирование и виртуальные испытания космических аппаратов (*Бабаков А.В. и др.*, 2019; *Бабаков А.В. и др.*, 2020; *Поляков А.А. и др.*, 2018; *Малышев В.В. и др.*, 2019). Но такая подробная модель ПП, кроме серьёзных вычислительных ресурсов, потребует создания геометрической модели печатной платы, а для этого уже необходимо будет знать геометрию ПП. В процессе моделирования можно будет оптимизировать печатную плату.

Таким образом, разработка методов выбора ширины ПП исходя из их нагрузочной способности является актуальной задачей для космического приборостроения.

В АО «РКЦ «Прогресс» был разработан инженерный метод (не требующий сложных вычислений) расчёта ширины ПП для печатных плат на металлической основе аппаратуры, работающей на борту КА.

Для достижения цели необходимо было решить следующие задачи:

- На базе существующего математического аппарата расчёта температур разработать инженерный метод расчёта ширины ПП для печатных плат на металлической основе, аппаратуры работающей на борту космических аппаратов, с учётом ряда допущений.
- Проанализировать влияние принятых допущений на точность расчётов.
- Провести анализ влияния температуры на нагрузочную способность ПП и уточнить разработанный метод.
- Сравнить результаты расчётов по разработанному методу с результатами расчётов по существующим методам.

В основе разработанного метода лежит математическая модель, учитывающая кондуктивный отвод тепла от ПП через слои изоляционного материала печатной платы на металлическое основание. Тепловое сопротивление слоёв изоляционного материала определяется как геометрией их части, находящейся под ПП, так и теплофизическими свойствами самих материалов. При протекании тока ПП рассеивается мощность, определяемая как произведение квадрата тока на активное электрическое сопротивление ПП. Эта мощность будет равна тепловому потоку. Тогда

перегрев будет равен произведению теплового потока на тепловое сопротивление слоёв изоляционного материала. Выразив ширину ПП, получаем формулу описывающую зависимость для расчёта ширины ПП, при заданных значениях перегрева, тока и толщины ПП:

$$t_{kj}=I_{kj}\sqrt{\frac{\rho_{\text{П}}}{\Delta T_{\text{П}}\cdot h_{\text{П}j}}\sum_{i=1}^{n_j}\frac{h_{\text{И}i}}{\lambda_{\text{И}j}}}, \qquad (2)$$

где h_{Ii} – толщина изоляционного материала i-го слоя изоляционного материала;

I_{kj} – сила тока, текущего по k-му ПП j-го слоя проводящего рисунка;

$\rho_{\text{П}}$ – удельное электрическое сопротивление ПП;

$\lambda_{\text{И}i}$ – коэффициент теплопроводности i-го слоя изоляционного материала;

$\Delta T_{\text{П}}$ – перегрев ПП относительно основания;

$h_{\text{П}j}$ – толщина ПП j-го слоя проводящего рисунка;

n_j – количество слоёв изоляционного материала между ПП j-го слоя и металлическим основанием.

Разрез фрагмента печатной платы, поясняющий формулу (2), представлен на рисунке 1.

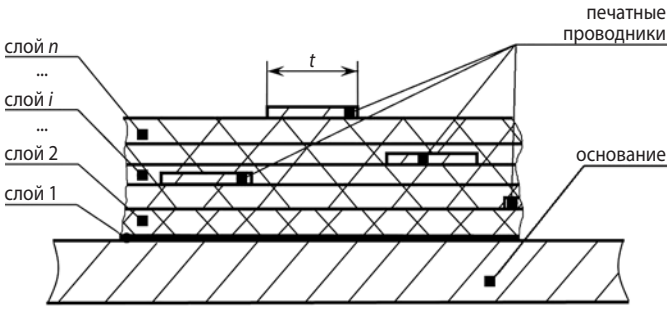


рисунок 1. Разрез фрагмента печатной платы

При расчёте ширины ПП первым делом необходимо определить температуру основания. На основание, помимо ПП, тепло сбрасывают и электронные компоненты прибора. Причём практика показывает, что мощности, рассеиваемые последними, значительно выше.

Первым делом необходимо провести тепловой расчёт всего прибора, чтобы определить температуру основания. Этот расчёт можно проводить без учёта мощности, рассеиваемой на ПП.

На следующем этапе необходимо определиться с критической температурой ПП, о ней было написано ранее. Максимальная температура, до которой нагреется ПП, не должна быть больше критической. Разница между максимальной температурой ПП и температурой металлического основания называется перегревом ПП. Обычно выбирают значение перегрева в диапазоне от 10 до 30°С.

В ходе разработки метода были приняты следующие допущения:

- Температура в объёме ПП не зависит от координат.
- У гальванической меди и медной фольги одинаковые удельные электрические сопротивления и коэффициенты теплопроводности.
- Тепло отводится только через части изоляционного материала, лежащие непосредственно под ПП (дополнительный отвод тепла на краях ПП не учитывался).

Чтобы понять степень влияния указанных выше допущений, был проведён более подробный анализ без них. Чем дальше слой ПП от основания, тем выше его температура. Таким образом, температура в объёме ПП зависит от координат. Для расчёта распределения температур в объёме ПП было решено уравнение теплопроводности Фурье, которое для рассматриваемого случая имело вид формулы

$$-\lambda_{\text{ПФ}}\frac{d^2T_{\text{ПФ}}(x)}{dx^2}=\frac{I^2\rho_{\text{ПФ}}}{h_{\text{ПФ}}^2t^2}. \qquad (3)$$

Здесь индекс «Ф» означает, что рассматривается ПП, образованный фольгой без гальванической меди.

Правая часть в формуле (3) есть удельная мощность источников энергии в объёме ПП, выраженная через силу тока, геометрические размеры и удельное сопротивление ПП. Система координат для ПП, образованного медной фольгой без гальванической меди, представлена на рисунке 2.

При $x=h_{\text{Ф}}$ температура ПП будет равна сумме перегрева ПП и температуры основания. Обозначим эту величину $T_{h\text{Ф}}$. Имеем первое граничное условие. При x=0 температура не известна, но известно, что тепловой поток равен нулю. Имеем второе граничное условие, второго рода, описанное в формуле

$$q_{\text{пов.0}}=-\lambda_{\text{ПФ}}\left.\frac{dT_{\text{ПФ}}(x)}{dx}\right|_{x=0}=0, \qquad (4)$$

Решение уравнения (3), с учётом граничных условий будет иметь вид:

$$T_{\text{ПФ}}(x)=-\frac{I^2\rho_{\text{ПФ}}}{2h_{\text{ПФ}}^2t^2\lambda_{\text{ПФ}}}x^2+\frac{I^2\rho_{\text{ПФ}}}{2h_{\text{ПФ}}^2t^2\lambda_{\text{ПФ}}}h_{\text{ПФ}}^2+T_{h\text{Ф}}. \qquad (5)$$

ПП с гальваническим покрытием был представлен в виде двух резисторов, соединённых параллельно. Один образован медной фольгой, другой – гальванической медью. Ток распределяется между двумя резисторами. Распределение температур ПП было определено из уравнения теплопроводности с использованием найденного ранее решения (5). В зависимости от расположения слоя гальванической меди (на пути теплового потока или с другой стороны) выражения будут различаться. На рисунке 3 показаны

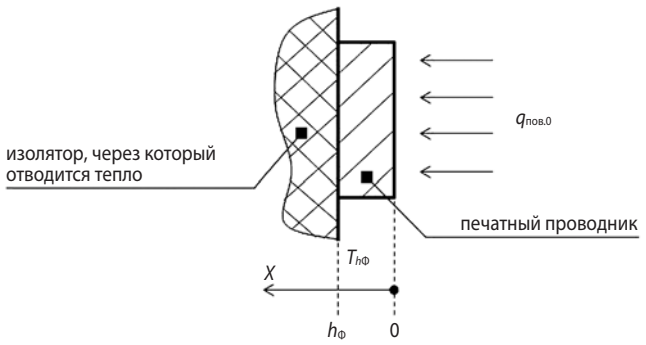


рисунок 2. Система координат для ПП, образованного медной фольгой без гальванической меди

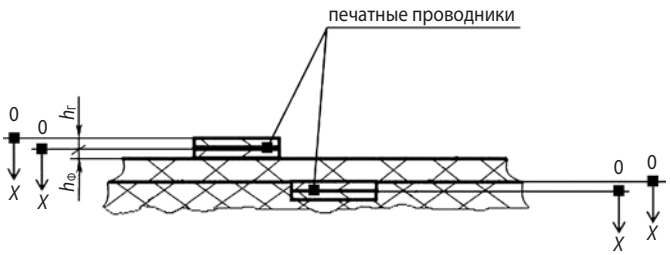


рисунок 3. ПП и расположение систем координат

такие ПП. Индекс «Г» означает, что параметр относится к гальванической меди. У ПП, расположенного ниже (нижний), слой гальванической меди расположен на пути теплового потока. У ПП, расположенного выше (верхний), наоборот.

Для верхнего и нижнего ПП формулы для расчёта максимальных перегревов будут иметь вид формул (6) и (7) соответственно:

$$\Delta T_{ПВ\,max}=\frac{I_{ПГ}^2\rho_{ПГ}h_{ПФ}}{\lambda_{ПФ}h_{ПГ}t^2}+\frac{I_{ПФ}^2\rho_{ПФ}}{2\lambda_{ПФ}t^2}+ \\ +\frac{I_{ПГ}^2\rho_{ПГ}}{2\lambda_{ПГ}t^2}+\frac{I^2\rho_{ПФ}\rho_{ПГ}}{t^2(\rho_{ПГ}h_{ПФ}+\rho_{ПФ}h_{ПГ})}\sum_{i=1}^{n}\frac{h_{И.i}}{\lambda_{И.i}}, \quad (6)$$

$$\Delta T_{ПН.max}=\frac{I_{ПФ}^2\rho_{ПФ}h_{ПГ}}{\lambda_{ПГ}h_{ПФ}t^2}+\frac{I_{ПГ}^2\rho_{ПГ}}{2\lambda_{ПГ}t^2}+ \\ +\frac{I_{ПФ}^2\rho_{ПФ}}{2\lambda_{ПГ}t^2}+\frac{I^2\rho_{ПФ}\rho_{ПГ}}{t^2(\rho_{ПГ}h_{ПФ}+\rho_{ПФ}h_{ПГ})}\sum_{i=1}^{n}\frac{h_{И.i}}{\lambda_{И.i}}, \quad (7)$$

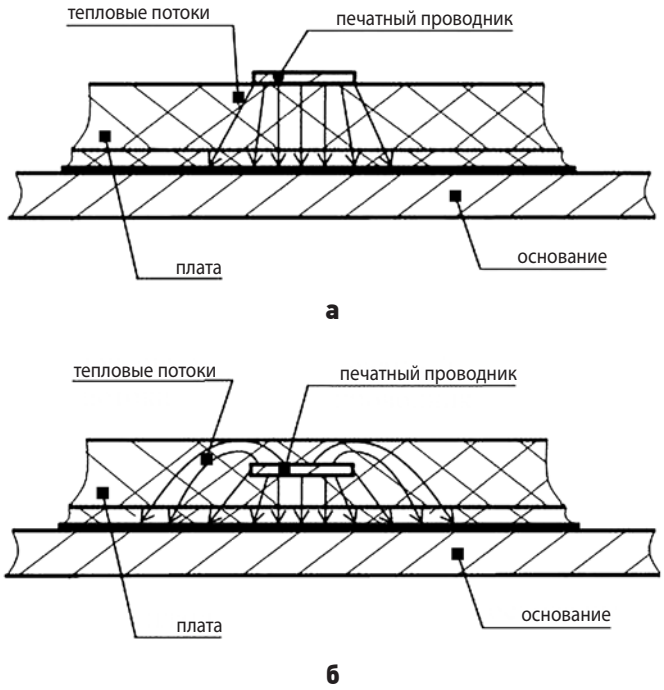
где $I=I_{ПГ}+I_{ПФ}$, $n=n_j$.

Если предположить, что фольга и гальваническая медь имеют одни и те же тепло- и электрофизические характеристики (как у медной фольги), и найти перегрев $\Delta T_П$ для верхнего или нижнего ПП по формуле (2), то можно определить относительную ошибку, связанную с принятым допущением:

$$\delta_{ПВ}=\frac{\Delta T_{ПВ.max}-\Delta T_{ПВ}}{\Delta T_{ПВ.max}}\cdot 100\%. \quad (8)$$

Формула (8) записана для верхнего ПП. Аналогично можно записать и для нижнего ПП, если индекс В заменить на индекс Н. Расчёты по формуле (8) показывают, что несмотря на разницу тепло- и электрофизических характеристик медной фольги и гальванической меди фактическое значение перегрева ПП будет больше заданного, но не более чем на 1%. Таким образом, был проведён анализ второго и частично первого допущения, они вполне справедливы.

В процессе работы было рассмотрено влияние дополнительного отвода тепла на краях ПП на температуры ПП. Схемы распределения тепловых потоков от внешнего и внутреннего ПП представлены на рисунке 4. Под внешним ПП понимается ПП, проложенный по внешней поверхности платы. Внутренний ПП проложен внутри изоляционного слоя платы или на внешнем слое, который приклеен к основанию.



а – для внешнего ПП; **б** – для внутреннего ПП.

рисунок 4. Схемы распределения тепловых потоков

На рисунке 5 представлено распределение температур в слоях изоляционных материалов для медного внешнего ПП печатной платы со следующими характеристиками: I=2 А; t=0,5 мм; $h_П$=35 мкм; $H_И$=0,578 мм; W=5t=2,5 мм (ширина изоляционного материала); $\lambda_И$=0,3 Вт/(м·К); $\lambda_П$=390 Вт/(м·К); $\rho_П=1{,}72\cdot10^{-8}$ Ом·м.

На рисунке 6 представлено распределение температур в слоях изоляционных материалов для внутреннего ПП печатной платы со следующими характеристиками: I=14 А; t=1 мм; $h_П$=100 мкм; $H_И$=0,328 мм; $H_{ИО}$=0,578 мм (общая толщина печатной платы); W=7t=7 мм; $\lambda_И$=0,3 Вт/(м·К); $\lambda_П$=390 Вт/(м·К); $\rho_П=1{,}72\cdot10^{-8}$ Ом·м.

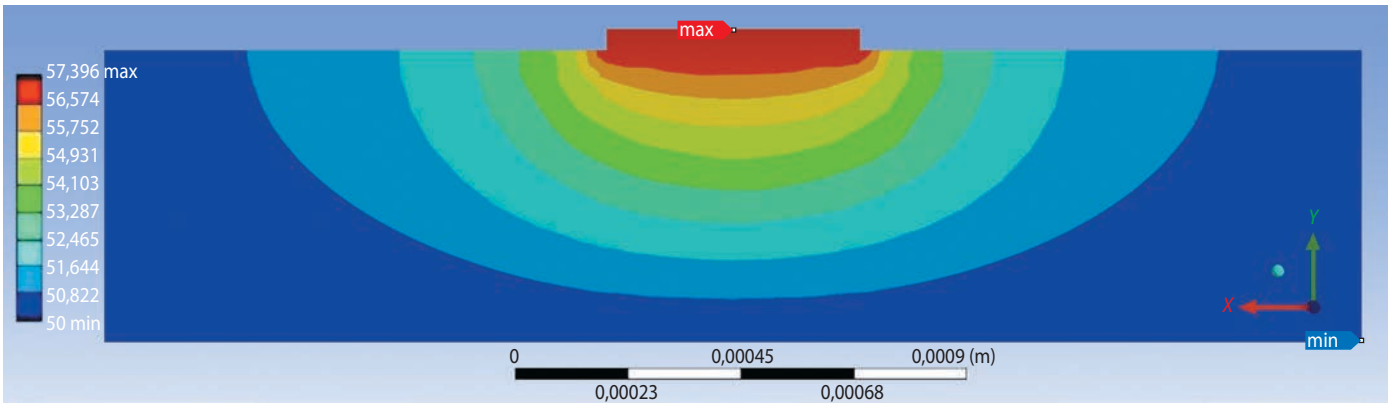


рисунок 5. Распределение температур при отводе тепла от внешнего ПП

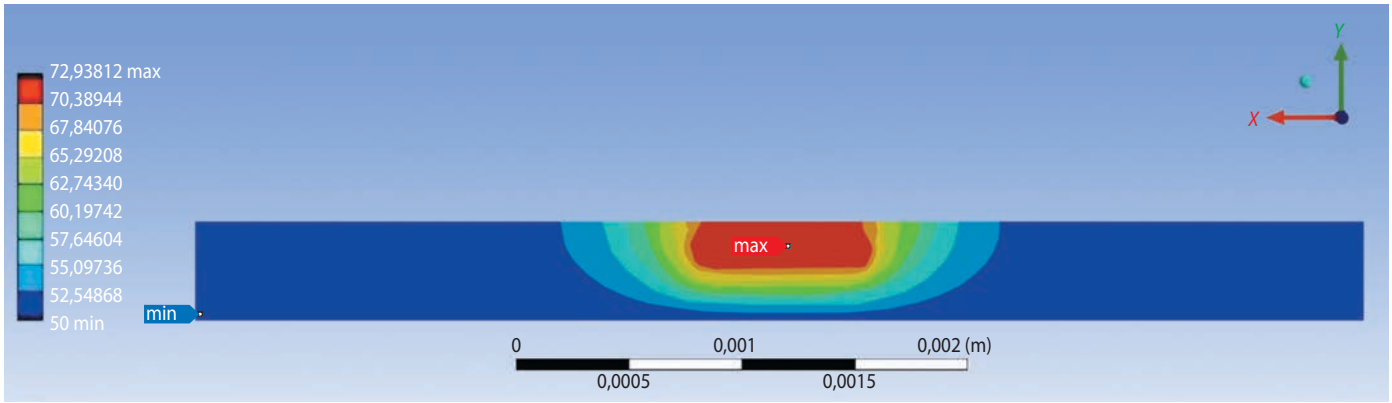


рисунок 6. Распределение температур при отводе тепла от внутреннего ПП

Расчёт проводился в ANSYS 2019 R2 модуле Steady-State Thermal. В обоих случаях температура основания составляла 50°C. Из рисунков видно, что наличие дополнительного отвода тепла на краях ПП существенно влияет на температуру, снижая её. В таблице приведены сравнительные данные температур ПП для рассматриваемых вариантов с указанными значениями W и с $W=t$, причём последнее рассчитывалось как в ANSYS, так и по формуле (2) выразив из неё перегрев. Для сравнения: для ПП шириной 1 мм расчёт был проведён и без слоёв изоляционного материала над ним.

Как видно из рисунков 5 и 6 и таблицы, дополнительные тепловые потоки существенно снижают температуру ПП, причём у внутренних ПП этот эффект проявляется заметно сильнее. Наличие дополнительных тепловых потоков приводит к тому, что при расчёте ширины ПП получается не заниженное, а завышенное значение. Это не снижает надёжность ПП. Следует заметить, что если параллельно проходят два ПП и один из них интенсивно выделяет тепло, он подогреет второй. Это следует учитывать при разработке печатных плат, например, используя принцип суперпозиции температурных полей.

таблица – Значение перегрева ПП (в °C) при разных W

W	способ расчёта	тип ПП		примечание
		внутренний	внешний	
$W=5t$	ANSYS	7,396	–	I=2 А, t=0,5 мм, $h_П$=35 мкм, $H_И$=0,578 мм
$W=t$	ANSYS	15,153	15,153	
	формула (2)	15,149	15,149	
$W=7t$	ANSYS	22,938	28,463	I=14 А, t=1 мм, $h_П$=100 мкм, $H_И$=0,328 мм, $H_{ИО}$=0,578 мм
$W=t$	ANSYS	36,859	36,859	
	формула (2)	36,858	36,858	

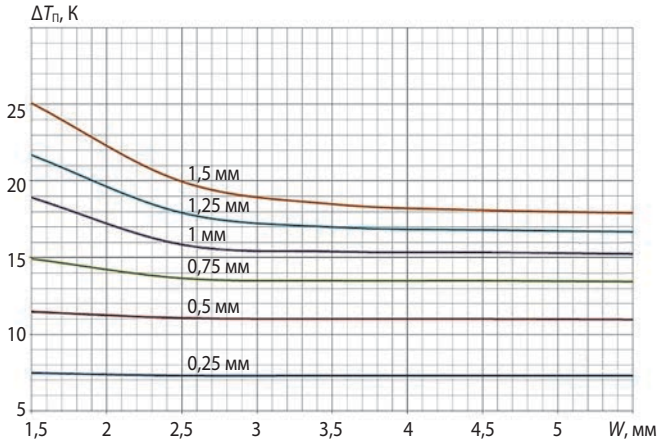


рисунок 7. Зависимость перегрева от ширины подложки при разных толщинах платы

Что касается температуры в ПП, то она слабо зависит от координат. Это ещё раз подтверждает первое допущение.

С увеличением $H_И$ отношения тепловых сопротивлений на пути основных потоков (строго под поверхностью ПП) и краевых (за пределами поверхности ПП) приближается к единице. Отчасти это происходит из-за расширения зоны протекания краевых потоков. За счёт перераспределения тепловых потоков краевые тепловые потоки увеличиваются относительно основных. Таким образом, при увеличении $H_И$ тепловое сопротивление между ПП и основанием будет расти, но не прямо пропорционально $H_И$. Рост теплового сопротивления будет замедляться. Перегрев будет вести себя так же, как тепловое сопротивление.

Если значение $H_И$ достаточно мало, то увеличение W слабо влияет на тепловое сопротивление, так как будет слабее влияние краевых потоков (рисунок 7). Отношение W/t нельзя определить константой, как для печатной платы без металлического основания – оно зависит от $H_И$.

Анализ справочной литературы показывает, что в диапазоне температур ПП теплофизические свойства материалов слабо зависят от температуры. Однако увеличение электрического сопротивления будет достаточно существенно влиять на мощность рассеиваемую ПП. Это даст занижение значения минимальной ширины ПП, что может снизить надёжность ПП. Так, в РД50-708-91 даются значения электрического сопротивления ПП при разных температурах. Чтобы учесть влияние температуры на электрическое сопротивление, его нужно умножить на $(1+\alpha\Delta T_П)$, где α – температурный коэффициент сопротивления. (Значения коэффициента даётся в справочной литературе.) Тогда формула (2) примет вид:

$$t_{kj}=I_{kj}\sqrt{(1+\alpha\Delta T_П)\frac{\rho_П}{\Delta T_П\cdot h_{Пj}}\sum_{i=1}^{n_j}\frac{h_{Иi}}{\lambda_{Иj}}}. \qquad (9)$$

Сравнительный расчёт требуемой ширины ПП печатной платы со следующими характеристиками: I=1 А; $\Delta T_П$=10°С; $h_П$=35 мкм; $H_И$=0,578 мм; $\lambda_И$=0,3 Вт/(м·К); $\lambda_П$=390 Вт/(м·К); $\rho_П=1{,}72\cdot10^{-8}$ Ом·м, по формулам (1) и (2) показал, что результаты существенно разнятся. По формуле (1) t=0,076 мм, а по формуле (2) t=0,3 мм. Расчёт по формуле (1) даёт заниженный результат даже для ПП на плате с W больше 7t и при наличии излучения с ПП (это было подтверждено при расчёте в ANSYS). Уменьшение ширины ПП приведёт к неприемлемому снижению его надёжности. Применение формулы (1) недопустимо при расчёте ширины ПП печатных плат приборов космических аппаратов.

Таким образом, был разработан инженерный метод, позволяющий рассчитывать ширину ПП приборов космических аппаратов. Как следствие снижаются количество ошибок при проектировании печатных плат, количество доработок и объём ремонта приборов на стадии наземных испытаний; повышается надёжность космических аппаратов в целом. Все задачи были решены, цель достигнута.

список литературы

Бабаков А.В., Финченко В.С. Численное моделирование аэродинамики лобового аэродинамического экрана спускаемого аппарата проекта «ЭКЗОМАРС» и анализ структуры потока в донной области и ближнем следе // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 4. С. 45-51.

Бабаков А.В., Шматов С.И. Математическое моделирование и анализ аэродинамического и теплового воздействия на десантный модуль космического аппарата «ЭКЗОМАРС-2020» при мягкой посадке // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 4. С. 22-30.

Малышев В.В., Разумов Д.А. Концепция применения системно-ориентированного проектирования и виртуальных испытаний изделий в космической промышленности // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 4. С.41-44.

Муравьёв Ю. Особенности проектирования и производства печатных плат на металлическом основании // Производство электроники: Технология, оборудования, материалы. 2010. № 2. С. 35-38.

Поляков А.А. Опыт АО «НПО Лавочкина» в организации процесса разработки изделий для космической отрасли в PLM-системе // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 1. С. 79-83.

Статья поступила в редакцию 01.06.2021
Статья после доработки 08.06.2021
Статья принята к публикации 08.06.2021

УДК 629.783

ПРИНЦИПЫ И ОСНОВНЫЕ СХЕМЫ РАДИКАЛОВ ДЛЯ ПОСТРОЕНИЯ БАЗЫ ДАННЫХ СИСТЕМЫ ПЛАНИРОВАНИЯ И УПРАВЛЕНИЯ РАБОТОЙ ЦЕЛЕВОЙ АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

PRINCIPLES AND BASIC RADICAL LAYOUTS FOR DEVELOPMENT OF THE PLANNING AND CONTROL SYSTEM DATABASE FOR THE OPERATION OF THE SPACECRAFT PURPOSE DESIGNED HARDWARE

А.Ю. Колобов[1],
доцент, кандидат технических наук,
kolobov@laspace.ru;
A.Yu. Kolobov

М.В. Пирогов[1],
кандидат физико-математических наук,
polvad@laspace.ru;
M.V. Pirogov

В.В. Рожков[1],
polvad@laspace.ru;
V.V. Rozhkov

Рассматривается задача построения базы данных системы планирования и управления работой целевой аппаратуры космического аппарата для обеспечения формирования плана наблюдения объектов космической съёмки (списка объектов наблюдения). Для решения задачи предлагается следовать сформулированным принципам, реализация которых основана на применении схем радикалов – конструкций универсального языка RADICAL. Схемы радикалов предлагаются в качестве средства формального представления объектов рассматриваемой проблемной области, а также в качестве основы её математической стандартизации.

Ключевые слова: космическая съёмка; целевая аппаратура космического аппарата; радикал; среда радикалов; схема радикалов; радикальное моделирование; радикальное программирование; язык RADICAL; информационно-системная безопасность; информационная форма.

DOI: 10.26162/LS.2021.52.2.010

The article deals with the issue of development a database of the planning and control system for the operation of a spacecraft purpose designed hardware to ensure the generation of space survey observation plan (a list of observation objects). In order to solve the task, it is proposed to follow the set forth principles, which implementation is based on the application of radical layouts – the universal RADICAL language constructions. Radical schemes are proposed as a means of formal representation of the objects of the problem domain under consideration, as well as a basis for its mathematical standardization.

Key words: space survey; purpose designed spacecraft hardware; radical; radical environment; radical layout; radical simulation; radical programming; RADICAL language; information system safety; information pattern.

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

введение

Список подлежащих съёмке объектов наблюдения (ОН) (с указанием соответствующих временных промежутков) формируется при решении задачи формирования рабочей программы (РП) целевой аппаратуры (ЦА) космического аппарата (КА), входящего в состав космической системы (КС). Для рассматриваемой проблемной области характерно возрастающее применение разнообразных программно-технических средств (ПТС), баз данных (БД), с помощью которых должно обеспечиваться автоматизированное хранение и обработка данных о многочисленных составляющих изменяющейся проблемной области, об их свойствах и связях.

Для КС характерны как успехи, так и существенные недостатки и значительные потери. Например, имеют место проблемы верификации и безотказности, затрудненность модифицирования, возможность (на практике часто – неизбежность) семантических ошибок – все это характерно для ПТС и БД, применяемых в КС. Видимо, такая ситуация сложилась по причине широкого (но не афишируемого) применения для проблемной области ПТС сложных целенаправленных систем (ЦС) технологии, которую можно назвать технологией серых модулей (ТСМ). Эта технология приводит к ситуациям, в которых сам автор программы не может оперативно и с достаточной полнотой пояснить её устройство и работу.

Появление и развитие ТСМ проходило стихийно в стремлении к быстрому получению результатов при решении практических задач. Представляется, что в ходе развития ТСМ не уделялось достаточного внимания выработке единого подхода к моделированию сложных проблемных областей с помощью ПТС. В результате возникла фрагментарность автоматизации проблемной области и значительные нагрузки на специалистов, работающих в ней. Вследствие этого возрастает вероятность ошибок.

Технология серых модулей в значительной степени ориентирована на документацию, основанную на естественном языке. Автоматизация работы с такой документацией, с точки зрения заключающихся в ней знаний, затруднена (невозможна). В настоящее время уровень формализации проблемных областей сложных ЦС (КС) не соответствует решаемым задачам. Он должен быть существенно выше и качественно иным. Все объекты проблемной области должны рассматриваться как математические объекты. Они должны представляться единообразно и формально и преобразовываться по определённым правилам. Таким образом, необходима единообразная математическая стандартизация проблемной области, в нашем случае – проблемной области базы данных системы планирования и управления работой целевой аппаратуры космического аппарата (СПУ ЦА КА).

Цель работы – формулировка основных принципов и формирование основных схем радикалов для математической стандартизации построения базы данных системы планирования и управления работой целевой аппаратуры космического аппарата.

1. Основные принципы математической стандартизации построения базы данных системы планирования и управления работой целевой аппаратуры космического аппарата и язык RADICAL

Очевидно, что необходима систематическая работа по выявлению и устранению проблем рассматриваемой проблемной области. Сформулируем основные принципы математической стандартизации, в соответствии с которыми эта работа должна проводиться: принцип выделения всех значимых составляющих проблемной области, всех их значимых свойств и связей и их единообразное формальное описание; принцип реализации формальных описаний с помощью ПТС и обеспечения соответствия прикладных ПТС формальным описаниям; принцип всестороннего анализа формальных описаний и прогнозирования состояния проблемной области; принцип обеспечения жизненного цикла БД СПУ ЦА КА на основе процесса создания и модификации формальных описаний, реализуемых с помощью ПТС.

В качестве основы математической стандартизации рассматриваемой проблемной области предлагаются метод радикального моделирования и язык RADICAL, на которые опирается реализация рассмотренных выше принципов (*Васенин В.А., Пирогов М.В., Чечкин А.В.*, 2018). Формализация и математическая стандартизация проблемной области осуществляются с помощью математических объектов – радикалов. Радикальное моделирование и радикальное программирование, основанное на понятии информационно-системной безопасности (ИСБ) и понятии радикала, предлагается в качестве основополагающего средства разрешения проблем как ПТС, БД ЦС, так и проблем ЦС вообще. Аспекты ИСБ – это информационная безопасность, а также системная безопасность. Под последней понимается обеспечение системной целостности КС (ЦС), а также обеспечение обработки последствий всех изменений проблемной области.

Любая функциональная система (подсистема), обеспечивающая функции по своему назначению и имеющая два типа состояний – активные (система «включена») и пассивные (система «выключена»), называется радикалом. Среда радикалов (СР) – радикальная модель (РМ) проблемной области – образует-

ся связанными между собой радикалами, формально представляется схемами радикалов – конструкциями универсального языка RADICAL и является языковой средой.

Сложная проблемная область КС (ЦС) внутренне объективно едина, отсюда – необходимость единства формы её описания. Обеспечение ИСБ сложной проблемной области требует её единообразной формализации, избыточного моделирования (в предположении нештатных ситуаций) и, на основании этого, интеллектуализации (успешного решения не только штатных, но и нештатных задач).

Сложная КС (ЦС), её подсистемы должны рассматриваться как автоматизированные системы (АС), у которых имеются такие виды обеспечения (компоненты), как: организационное; методическое; техническое; математическое; программное; информационное; лингвистическое; правовое и эргономическое. Процессы создания, эксплуатации и модификации компонентов обеспечения соответствующей АС должны реализовывать жизненные циклы её подсистем и системы в целом с обеспечением её ИСБ.

Основа единообразной формализации рассматриваемой сложной проблемной области – радикальное моделирование и язык RADICAL. Объективному единству направленной на решение целевых задач сложной проблемной области соответствует единообразная формализация. Представление всех значимых составляющих проблемной области ЦС, всех их значимых свойств и связей (в статике, в динамике, эволюции), представление всех преобразований проблемной области обеспечивается с помощью конструкций языка RADICAL, подлежащих реализации посредством ПТС.

В рассматриваемой проблемной области объективно необходимо проведение постоянных исследований, имеющих систематический характер. Структурированные с помощью схем радикалов знания должны сертифицироваться, надёжно храниться и использоваться в дальнейшем при решении задач проблемных областей. Язык RADICAL универсален и может быть применён для проблемной области любой ЦС, что облегчает решение задач обеспечения взаимодействия ЦС в составе единой системы.

Выделены радикалы двух основных типов – радикалы-уникумы и радикалы-контейнеры. Радикалы-уникумы соответствуют составляющим проблемной области, их имена начинаются символом «u»; радикалы-контейнеры соответствуют свойствам и связям составляющих, начало их имен – символ «c». Имеются также радикалы других типов, например, радикалы-ультраконтейнеры, представляющие правила. Уникумы, контейнеры и ультраконтейнеры служат средством построения схем радикалов. Схема радикалов – средство для представления СР, РМ проблемной области ЦС. Все составляющие проблемной области, например объекты наблюдения, их характеристики, КА и их характеристики, описываются схемами радикалов. Разработаны стандартные представления схем радикалов – символьные, геометрические, табличные. На их основе могут быть введены любые дополнительные представления, удобные пользователям. Предусмотрены возможности: формирования сечений СР, дающих доступ к тем или иным фрагментам среды; управление видимостью схем радикалов; вырезания из СР фрагментов и склеивания их. Для схем радикалов, изменяющихся во времени, применяются специальные радикалы представления времени. Имеются контейнеры для представления иерархических структур, а также контейнеры представления целевой обстановки (объектов наблюдения). Идея координатной системы контейнеров – основная системообразующая идея координатизации СР – реализуется контейнерами и вложенными в них уникумами (каждый уникум может быть вложен в различные и разнотипные контейнеры). Схемы радикалов могут быть выделены (окрашены) и активированы. Возможно формулирование запросов к СР и получение ответов на них. Представление конфликтов в СР осуществляется на основе описаний допустимых (недопустимых) заполнений контейнеров. Прогнозирование конфликтов, уход от них, разрешение конфликтов должно обеспечиваться с помощью ультраконтейнеров (правил). Преобразования схем радикалов должны сопровождаться оцениванием приближения СР к конфликтам (удаления её от конфликтов).

С помощью схем радикалов в СР должны представляться задачи всех типов и все методы их решения. Двунаправленный (ДН) метод получения (построения) целевого уникума, решающего поставленную задачу, является общим методом решения задач в СР, предполагающим использование избыточной библиотеки радикалов. Основную задачу управления и развития ЦС – задачу реализации целевых уникумов решает введённый основной оператор радикального моделирования, использующий ДН-метод.

Схемы радикалов являются средством представления как дискретных, так и непрерывных математических объектов. Компоненты, относящиеся к программному обеспечению (программные функции, классы и т.п.); компоненты информационного обеспечения (базы данных, таблицы баз данных и т.п.); компоненты технического обеспечения представимы схемами радикалов. Схемами радикалов, реализованными с помощью ПТС, должны быть представлены все виды обеспечения ЦС (АС), все их компоненты.

Язык RADICAL – это стандартизованная многоуровневая языковая среда, находящаяся в развитии. К развитию языковой СР ведёт процесс ИСБ-решения основной задачи радикального моделирования, в котором делаются попытки достижения целевой схемы радикалов из исходной схемы.

Сформулирован следующий тезис о выразительных возможностях языка RADICAL: любая математическая модель любой значимой составляющей проблемной области ЦС, которая описывается в терминах сущностей, свойств, связей, событий, преобразований, правил, выделения, активации и построения, реализации одних математических объектов с помощью других математических объектов, может быть представлена схемами радикалов как в статике, так и в динамике.

С учётом важности задач КС и значительности необходимых средств надёжность КС и их составляющих, надёжность информационного обеспечения (в том числе БД) и взаимодействующего с ним программного обеспечения (ПО) требуют особого внимания. Например, для БД СПУ ЦА КА должна обеспечиваться её высокая, на уровне 0,99995–0,99999, надёжность, не допускающая семантических ошибок при обращении к БД. Подтверждение требований надёжности информационного и программного обеспечения должно проводиться как при их создании и тестировании, так и при эксплуатации в составе СПУ. Представляется, что оценки надежности должны осуществляться систематически в автоматизированном режиме на основе единой РМ проблемной области СПУ, рассматриваемой как АС. Системой автоматизированных оценок надёжности, представленных схемами радикалов, реализованными с помощью ПТС, должен быть охвачен весь жизненный цикл КС.

Эффективным средством оценки и подтверждения надёжности взаимодействующих программного и информационного обеспечения СПУ является регистрационный метод (*ГОСТ 28195-89*), в соответствии с которым регистрируются и оцениваются определённые события (например сбои, отказы, их время и число; время передачи управления одним модулем другому; начало и окончание работы, их время). Вероятность безотказной работы информационного и программного обеспечения оценивается по схеме «успех – неуспех»:

$$P = 1 - Q/N,$$

где P – вероятность безотказной работы; Q – число зарегистрированных отказов; N – число экспериментов (тестов). Оценочные элементы фактора «надёжность ПС» вместе с методами оценки должны быть представлены в РМ проблемной области СПУ согласно (*ГОСТ 28195-89*). Для повышения достоверности оценок надёжности БД допускается использовать априорную информацию, например оценки надёжности БД-аналогов (*Колобов А.Ю., Блинов Д.С., Дикун Е.В.*, 2019). Схемы радикалов, представляющие такую информацию вместе с методами её использования, должны быть включены в РМ проблемной области СПУ и активироваться её управляющей подсистемой. Статистическую однородность априорной информации и информации, относящейся к оцениваемой БД, проверяют по Z-критерию Фишера (*Колобов А.Ю., Блинов Д.С., Дикун Е.В.*, 2019).

2. Основные схемы радикалов для построения баз данных

Рассмотрим основные схемы радикалов для построения БД СПУ КА. На расположенных ниже рисунках представлены схемы радикалов – формальные описания частей (сечений) рассматриваемой проблемной области на одном из этапов разработки БД (информационного обеспечения) СПУ. Схемы радикалов даются в табличном представлении. На рисунке 1 представлена схема радикалов, описывающая базы данных проблемной области, таблицы этих баз данных, связи между различными таблицами, между базами данных и таблицами.

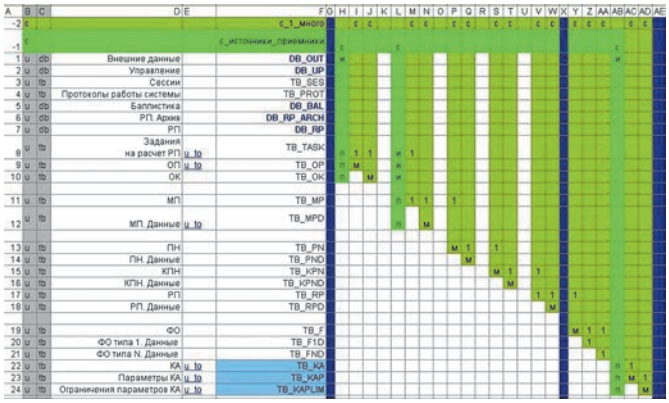


рисунок 1. Базы данных, их таблицы и связи

Таблица, описывающая схему радикалов, имеет следующие столбцы: столбец A – поле первичного ключа таблицы; столбец B – его ячейки содержат либо символ «u» (данная строка соответствует u-объекту – составляющей проблемной области), либо символ «c» (строка соответствует типу применяемого «контейнера» – c-объекта, связи); столбец C – тип u-объекта (db – БД, tb – таблица БД); столбец D – наименования u-объектов (наименования БД и их таблиц); столбец E – служебные u-объекты u_to для перехода к описаниям полей таблиц БД; столбец F – имена типов связей (c_1_много – одной строке

таблицы соответствует много строк другой таблицы, с_источники_приёмники – источники данных и их приёмники), имена u-объектов (БД DB_OUT, DB_UP,…, таблиц БД TB_SES, TB_PROT,…); столбцы G, X, AE – по ним может быть осуществлён разрез плоскости формального описания для последующего сокрытия выбранных фрагментов (при этом скрытые области вновь могут быть сделаны видимыми – описанный приём позволяет обеспечить удобство и эффективность работы со сложной проблемной областью при помощи вычленения необходимых фрагментов и их модификации); столбцы H,…, AD – столбцы экземпляров контейнеров (связей) (пустые столбцы K, O, R и U добавлены для лучшей читаемости описания).

В рассматриваемых столбцах экземпляров контейнеров ячейки, содержащие символ «с», позволяют определить тип контейнера – он расположен в поле F соответствующей строки (в нашем случае это либо тип с_источники_приёмники, либо с_1_много). Символы «и» и «п» в ячейках соответствуют источникам и приёмникам данных, поименованным в поле F соответствующих строк. Ячейки с символами «1» и «м» применяются в контейнерах типа с_1_много.

Приведём пример управления видимостью схем радикалов.

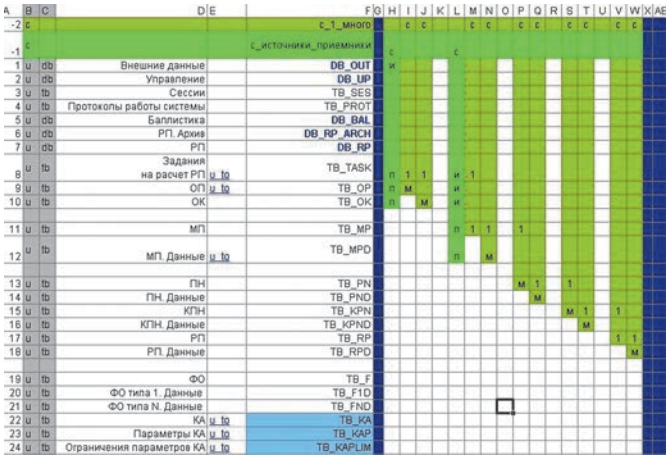


рисунок 2. Сокрытие выбранного фрагмента таблицы представления схемы радикалов

A	B	C	D	E	F	G	H
1	u	tb			TB_TASK	Задания	
2	u	field	PK	int	T_T	Порядковый номер задания	
3	u	field	PK	int	T_KA	KA	
4	u	field		int	T_STATUS	Статус задания	// Тестовое, рабочее
5	u	field		datetime	T_IN	Время получения задания	// Временные характеристики
6	u	field		datetime	T_CALC_BEGIN	Время начала расчета	
7	u	field		datetime	T_CALC_END	Время конца расчета	
8	u	field		datetime	T_RP_BEGIN	Время начала работы РП	// Вводит оператор
9	u	field		datetime	T_RP_END	Время конца работы РП	// Вводит оператор
10	u	field		int	T_MP	МП	// Текущее состояние работы над заданием
11	u	field		int	T_PN	ПН	
12	u	field		int	T_KPN	КПН	
13	u	field		int	T_RP	РП	
14	u	field		int	T_F1	ФО типа 1	
15	u	field		int	T_FN	ФО типа N	

рисунок 3. Описание таблицы TB_TASK заданий на разработку РП

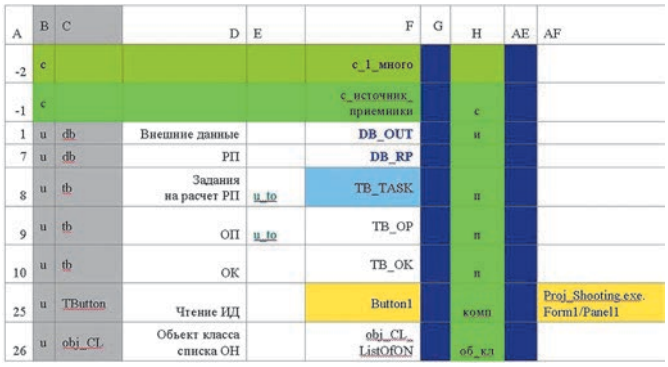


рисунок 4. Чтение исходных данных

На рисунке 2 (см. также рисунок 1) столбцы экземпляров контейнеров H,…, W – видимы, столбцы экземпляров контейнеров Y,…, AD – не видимы.

На рисунке 3 приведено табличное представление схемы радикалов, описывающей таблицу TB_TASK (БД DB_RP) заданий на разработку рабочей программы (РП).

Доступ к описанию таблицы TB_TASK можно получить, активировав служебный u-объект таблицы описания u_to (см. рисунок 1), расположенный в столбце E и в строке таблицы описания, соответствующей TB_TASK. Описание таблицы TB_TASK имеет следующие столбцы: столбец A – поле первичного ключа таблицы описания; столбец B – его ячейки содержат символ «u» (т.е. данная строка соответствует u-объекту, составляющей проблемной области); столбец C – тип u-объекта (tb – таблица БД, field – поле таблицы БД); столбец D – PK – поле первичного ключа описываемой таблицы; столбец E – тип значения поля описываемой таблицы (int, datetime); столбец F – имя описываемой таблицы БД, имя её поля; столбец G – наименование описываемой таблицы, наименование её поля (здесь МП – матрица планирования, ПН – план наблюдения, КПН – корректированный ПН, ФО – форма обмена); столбец H – примечание.

На рисунке 4 представлено сечение СР, описывающее чтение исходных данных.

Контейнер с_источник_приёмники, объединяющий БД-источник исходных данных DB_OUT и таблицы-приёмники данных TB_TASK, TB_OP и TB_OK(DB_RP), изменён (дополнен). В него включен компонент – кнопка Button1, по событию OnClick которого осуществляется чтение данных, а также объект класса списка ОН obj_CL_ListOfON, используемый обработчиком этого события. Согласно ячейке, расположенной в столбце AF и строке F=Button1, компонент Button1 принадлежит запускаемому модулю Proj_Shooting.exe и располагается на компоненте-панели Panel1, принадлежащей экранной форме Form1.

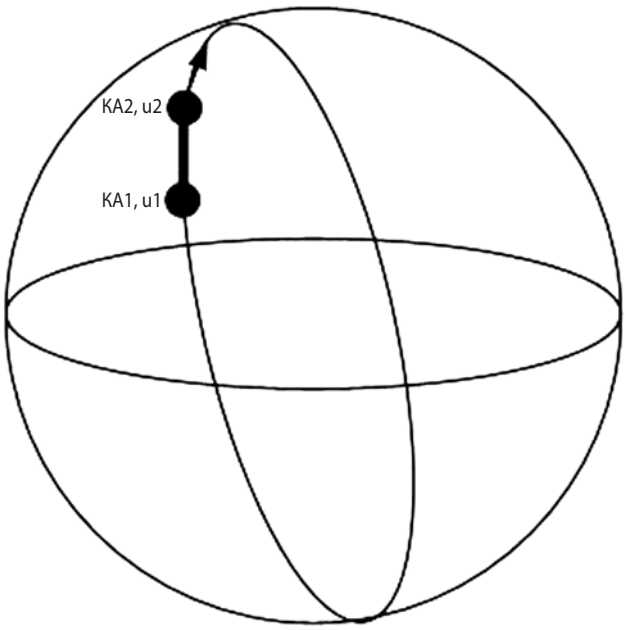


рисунок 5. Начальное (А) G-представление проблемной области

Приведённые на рисунках 1–4 табличные представления схем радикалов относятся к так называемым L-представлениям схем (L – от слова logic), в которых акцент делается на связях радикалов, на их логике. Имеются и другие типы представлений, некоторые из них будут рассмотрены ниже. Модели будут рассматриваться с точки зрения выразительных возможностей языка RADICAL. Например, в статье (*Евграфов А.Е., Поль В.Г., Симонов А.В., Ширшаков А.Е.*, 2019) рассмотрена задача оценки потенциальных возможностей определения рельефа местности при космической радиолокационной съёмке. Для измерения высоты рельефа используется вектор базы, построенный на двух КА, а также пара определений дальности от пары КА до точки рельефа. В том числе описана методика предварительной оценки баллистических вариантов. В ней, во избежание столкновений КА, принят их обязательный разнос по аргументу широты *u*. Рассмотрим эту ситуацию более подробно с точки зрения применения схем радикалов.

Пусть в первом, начальном, варианте (А) пары КА движутся по одинаковым орбитам, отличаясь значениями единственного параметра *u* (см. рисунки 5 и 6).

На рисунке 5 приведено начальное G-представление проблемной области (G – от слова geometry) как плоскости (в общем случае – плоскостей) проекций, характеризующей рассматриваемую проблемную область с геометрической точки зрения и реализованную с помощью элементарных радикалов-квадратов, формирующих соответствующую геометрическую модель.

На рисунке 6 имеем начальное векторное L-представление проблемной области. Здесь c* означает некоторый контейнер. Вертикали H=1, 2, … соответствуют экземплярам контейнеров. Числа 0, 1, …, расположенные рядом с вертикалями, идентифицируют направления в контейнерах, по которым доступны вложенные в эти контейнеры радикалы-уникумы.

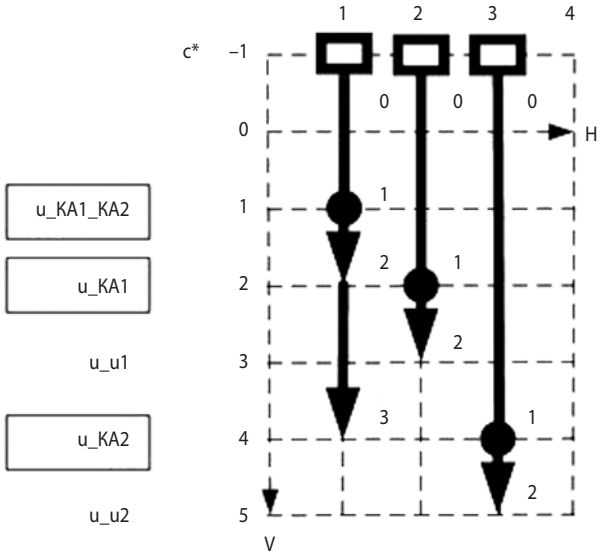


рисунок 6. Начальное (А) векторное L-представление проблемной области

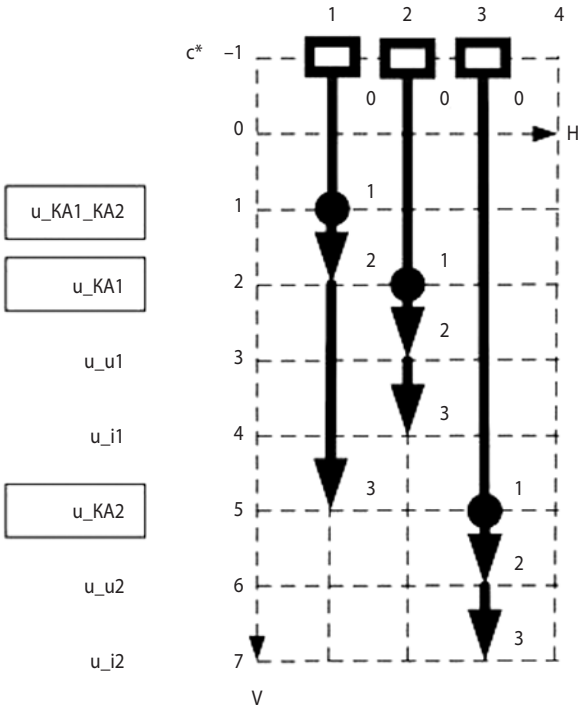


рисунок 7. Векторное L-представление для второго варианта (Б) состояния проблемной области

Пусть во втором, следующем, варианте (Б) имеем ту же пару орбит, но уже различающихся трассами за счёт малой дополнительной расстройки по параметру наклонения орбиты *i* (см. рисунок 7 – векторное L-представление проблемной области).

Модель усложнилась. В ней должны быть представлены, реализованы с помощью ПТС и БД, учтены в вычислительных экспериментах все – как новые, так и старые – уникумы со всеми объединяющими их в единое целое контейнерами.

Далее, при необходимости, можно добавить в модель еще другие параметры и рассмотреть их изменения с учётом всех имеющихся связей. При этом любая такая модель может быть описана с необходимой полнотой L- и G-представлениями соответствующих схем радикалов, а значения параметров должны храниться в базах данных, причём в унифицированном, стандартном виде.

3. Обсуждение результатов

Рассмотрена задача построения БД СПУ ЦА КА. Для ПТС и БД, применяемых в КС (ЦС), характерны существенные трудности разработки и модифицирования, возможность семантических ошибок, проблемы безотказности. Сформулированы принципы, которым предлагается следовать при решении рассмотренной задачи. Основа реализации этих принципов – схемы радикалов универсального языка RADICAL. Необходима единообразная математическая стандартизация рассматриваемой проблемной области, основанная на применении схем радикалов. Предлагаемый подход к построению БД СПУ, основанный на применении схем радикалов, направлен на практическое применение, в том числе на: постепенное создание полной (избыточной) системы контрольных примеров; оперативное изучение специалистами проблемной области; оперативную и полную, без потерь, передачу знаний от одних специалистов другим; автоматизированный полный анализ проблемной области на всех этапах её жизненного цикла; постепенный переход к полным и строгим формальным описаниям проблемной области.

заключение

При анализе проблемной области СПУ ЦА КА и разработке прикладного программного обеспечения получен значительный опыт практического применения языка RADICAL. Этот опыт позволяет говорить о необходимости разработки и ведения каталога информационных форм с учётом их реализации с помощью ПТС и на основе схем радикалов. Применение информационных форм позволит приступить к систематической работе по разрешению проблемы серых модулей. На основе формализации станет возможным переход к интеллектуализации проблемной области – к решению не только штатных задач, но и к организации успешных попыток решения нештатных задач. Отметим быстро возрастающее значение для предприятий, работающих по задачам сложных систем, наличия полных (избыточных) хорошо структурированных и реализованных с помощью ПТС сертифицированных систем знаний, допускающих оперативную модификацию и развитие в рамках математической стандартизации. Во всех таких системах знаний важную роль должны играть БД. Ввиду своей универсальности, предлагаемый подход к построению БД СПУ ЦА КА представляется перспективным для развития автоматизации моделирования проблемной области синтеза информационного тракта КС (*Дарнопых В.В., Ефанов В.В., Занин К.А., Малышев В.В.,* 2010) и других сложных проблемных областей КС. Универсальность, единство предлагаемого формализма – языка RADICAL – соответствует при таком подходе объективному единству сложной проблемной области КС.

список литературы

Васенин В.А., Пирогов М.В., Чечкин А.В. Информационно-системная безопасность критических систем: монография. М.: КУРС, 2018. 348 с.

ГОСТ 28195-89. Оценка качества программных средств. Общие положения. М.: Издательство стандартов, 1989.

Дарнопых В.В., Ефанов В.В., Занин К.А., Малышев В.В. Синтез информационного тракта при планировании целевого функционирования космических систем наблюдения по критериям качества // Изв. Российской академии наук. Теория и системы управления. 2010. № 4. С. 100-107.

Евграфов А.Е., Поль В.Г., Симонов А.В., Ширшаков А.Е. Оценка потенциальных возможностей определения рельефа местности при космической радиолокационной съёмке // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 3. С. 35-45.

Колобов А.Ю., Блинов Д.С., Дикун Е.В. Определение надежности средств выведения с использованием априорной информации // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 4. С. 52-55.

Статья поступила в редакцию 21.05.2021
Статья после доработки 21.05.2021
Статья принята к публикации 21.05.2021

ТРЕБОВАНИЯ К МАТЕРИАЛАМ ДЛЯ ПУБЛИКАЦИИ В ЖУРНАЛЕ

1. К публикации в журнале «Вестник «НПО им. С.А. Лавочкина» принимаются статьи по космическим технике и технологиям, отвечающие критериям ВАК РФ по научной новизне и апробации представленных результатов натурными экспериментами (испытаниями), летной эксплуатацией или патентами на изобретения (полезные модели). Тема и основное содержание статей предварительно согласовываются с редколлегией журнала.

2. Статьи из других организаций направляются в адрес АО «НПО Лавочкина» с сопроводительным письмом на имя генерального директора. К статье необходимо приложить оформленный акт экспертизы, заключение комиссии по экспортному контролю и рецензию.

3. Между авторами статей и редакцией журнала заключается лицензионный договор о передаче неисключительных прав.

4. Статья должна быть подписана всеми авторами. Объём статьи не должен превышать 15 страниц текста и 8 рисунков. Все страницы должны быть пронумерованы.

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

6. Рукопись статьи предоставляется в одном экземпляре, напечатанном на принтере на одной стороне стандартного листа формата **А4**.

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

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

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

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

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

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

13. К статье следует приложить диск с файлами:
- сформированной статьи;
- рисунков, графиков (выполняются в форматах **jpeg** или **tiff** с разрешением не менее 300 dpi и размером не более формата А4);
- фотографий авторов (размер фотографий не менее 10×15);
- сведений об авторах.

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

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

издатель
ОРДЕНА ЛЕНИНА, ДВАЖДЫ ОРДЕНОВ ТРУДОВОГО КРАСНОГО ЗНАМЕНИ
АО «НПО ЛАВОЧКИНА»
редактор В.В. Ефанов
корректоры М.С. Винниченко, Н.В. Пригородова
вёрстка А.Ю. Титова
художественное оформление журнала, обложек, оригинал-макета –
«СТУДИЯ Вячеслава М. ДАВЫДОВА»
подписано в печать 21.06.2021. формат 60×84/8.
бумага офсетная. печать офсетная. объём 9,5 печ. л. тираж 300 экз. цена свободная

отпечатано с готового оригинал-макета в книжной типографии ИП Дудкин В.А.,
614 090, Пермский край, г. Пермь, ул. Емельяна Ярославского, 42-10.

ВЕСТНИК
НПО имени С.А. ЛАВОЧКИНА

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

идея В. Давыдов · съёмка Д. Моисеенко · комп. обр. А. Титова

ВЕСТНИК

2 2021
апрель
июнь

В АО «НПО Лавочкина» готовится к выпуску книга «Автоматический космический аппарат нового поколения «ЛУНА-25» – от исследования к освоению лунных ресурсов. В ней представлено описание лунной станции и комплекса научной аппаратуры для контактных исследований естественного спутника Земли в районе Южного полюса, в том числе, с целью обоснования возможности освоения лунных ресурсов в дальнейшем. Этот аппарат будет базовой платформой для создания перспективных лунников с широкой научно-прикладной программой работы. Разделы книги написаны учёными и специалистами АО «НПО Лавочкина», ГК «Роскосмос» и ИКИ РАН.

НАУЧНО-ПРОИЗВОДСТВЕННОЕ ОБЪЕДИНЕНИЕ
имени Семёна Алексеевича ЛАВОЧКИНА

Является головным в ракетно-космической отрасли по созданию автоматических космических комплексов для фундаментальных научных исследований Вселенной, в том числе Солнечной системы и её планет.

Для реализации этого направления предприятие осуществляет разработку, испытания, производство, дистанционное управление в полёте космическими аппаратами научного и прикладного назначения, а также средств выведения (космических межорбитальных буксиров, головных обтекателей, переходных отсеков).

АО «НПО ЛАВОЧКИНА»
ул. Ленинградская, д. 24, город Химки, Московская область, Российская Федерация, 141402
+7(495) 251-6744, факс: +7(495) 573-3595 NPOL@LASPACE.RU HTTP://WWW. LASPACE.RU