

13 ИЮЛЯ 2019

С КОСМОДРОМА
БАЙКОНУР
РАКЕТой КОСМИЧЕСКОГО
НАЗНАЧЕНИЯ

ПРОТОН-М

С РАЗГОННЫМ

БЛОКОМ ДМ

В ТОЧКУ ЛАГРАНЖА L2

СИСТЕМЫ

СОЛНЦЕ-ЗЕМЛЯ

ЗАПУЩЕНА

УНИКАЛЬНАЯ

РОССИЙСКАЯ

РЕНТГЕНОВСКАЯ

АСТРОФИЗИЧЕСКАЯ

ОБСЕРВАТОРИЯ

СПЕКТР-РГ

(С УЧАСТИЕМ ГЕРМАНИИ)



ОБСЕРВАТОРИЯ СПЕКТР-РГ

ПРЕДНАЗНАЧЕНА ДЛЯ ОСУЩЕСТВЛЕНИЯ САМОГО ГЛУБОКОГО ОБЗОРА НЕБА В РЕНТГЕНОВСКОМ ДИАПАЗОНЕ ДЛИН ВОЛН И РЕШЕНИЯ ФУНДАМЕНТАЛЬНЫХ ЗАДАЧ АСТРОФИЗИКИ И КОСМОЛОГИИ. ЭТО КРУПНЕЙШИЙ СОВМЕСТНЫЙ ПРОЕКТ РОССИИ И ГЕРМАНИИ В ОБЛАСТИ АСТРОФИЗИКИ. СТАНЕТ ВОЗМОЖНЫМ ПРОВЕДЕНИЕ УНИКАЛЬНОГО ОБЗОРА ВСЕГО НЕБА В РЕНТГЕНОВСКИХ ЛУЧАХ В НЕСКОЛЬКО ДЕСЯТКОВ РАЗ ПРЕВОСХОДЯЩЕГО ПО ЧУВСТВИТЕЛЬНОСТИ СУЩЕСТВУЮЩИЕ ОБЗОРЫ. ЭТО ПОЗВОЛИТ РЕШАТЬ ШИРОЧАЙШИЙ КРУГ ЗАДАЧ - ОТ ПРИРОДЫ ТЁМНОЙ МАТЕРИИ ДО ФИЗИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ В СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЕ.



с о д е р ж а н и е

Колмыков В.А., Ширшаков А.Е., Ишин С.В., Асюшкин В.А., Викуленков В.П., Федоскин Д.И. Концепция создания системы двойного запуска космических аппаратов в составе РБ типа «Фрегат»	3
Власенков Е.В., Зефилов И.В., Хамидуллина Н.М., Комбаев Т.Ш. Особенности проектирования луноходов с учётом радиационного воздействия космического пространства и бортовых радиоизотопных источников тепла	12
Гордиенко Е.С., Худорожков П.А., Симонов А.В. Оптимизация траекторий возвращения с Луны для доставки грунта в заданный район на поверхности Земли	20
Иванов Н.Н., Добрица Д.Б., Яценко Б.Ю. Новый способ автоматизированного контроля запылённости внешней атмосферы космического аппарата при тепловакуумных испытаниях	28
Евграфов А.Е., Поль В.Г., Симонов А.В., Ширшаков А.Е. Оценка потенциальных возможностей определения рельефа местности при космической радиолокационной съёмке	35
Кузин Е.Н., Загарских В.И., Ефанов В.В., Гашеев Д.В. Модель развития и передачи инициирующего импульса в детонационных малогабаритных устройствах	46
Багров А.В., Вернигора Л.В., Казмерчук П.В., Сысоев В.К. Методика вычисления времени видимости оптических лазерных маяков на борту околоземных КА с помощью наземных оптических средств наблюдения	52
Пелевин Ф.В., Пономарев А.В., Шацкий О.Е., Лоханов И.В. Снижение гидравлических потерь в реакторе с шаровой засыпкой для ядерных энергодвигательных установок перспективных космических аппаратов	57
Ловцов Д.А., Чернов В.В. Оптимизация бортового антенного комплекса объекта испытаний при обмене телеметрической информацией через спутник-ретранслятор	64
Вязанкин А.С., Цветкова Н.Д., Варгин П.Н., Юшков В.А. Атмосферное моделирование для обеспечения управления движением спускаемого аппарата	74

журнал является рецензируемым изданием

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

ежеквартальный научно-технический журнал издаётся с 2009 года

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

главный редактор –
к.э.н. **Х.Ж. Карчаев**
заместитель главного редактора –
д.т.н., профессор **В.В. Ефанов**
редакционная коллегия
чл. СХ СССР, России **В.М. Давыдов**
д.т.н. **К.А. Занин**
д.т.н. **А.А. Иванков**
к.т.н. **А.А. Мошшеев**
д.т.н. **А.Е. Назаров**
А.В. Савченко
д.т.н., профессор **С.Н. Шевченко**
к.т.н. **А.Е. Ширшаков**

редакционный совет

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

журнал является рецензируемым изданием

у ч р е д и т е л ь

АО «НПО ЛАВОЧКИНА».

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

ISSN 2075-6941



19003



9 772075 694002

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

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

**the journal is a reviewed
 publication**

f o u n d e r
 «LAVOCHKIN ASSOCIATION»

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

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

**Kolmykov V.A., Shirshkov A.E.,
 Ishin S.V., Asushkin V.A.,
 Vikulenkov V.P., Fedoskin D.I.**
 The concept of design & development of the spacecraft
 double launch system as a part of the Upper Stages of Fregat family 3

**Vlasenkov E.V., Zefirov I.V.,
 Khamidullina N.M., Kombaev T.S.**
 Peculiarities of the lunar rovers designing taking into
 account the radiation effect from the space
 and on-board radioisotopic heat units 12

Gordienko E.S., Khudorozhkov P.A., Simonov A.V.
 The return from the Moon trajectories optimization
 for delivering soil to the given area of the Earth's surface 20

Ivanov N.N., Dobritsa D.B., Yaschenko B.Yu.
 A new way of automated dust control of the spacecraft
 outer atmosphere at thermal-vacuum testing 28

**Evgrafov A.E., Pol V.G.,
 Simonov A.V., Schirhakov A.E.**
 Estimation of potential possibility of determining
 the topography of the locality in space radar survey 35

**Kuzin E.N., Zagarskih V.I.,
 Efanov V.V., Gasheev D.V.**
 Model of impulse progression and transmission
 in small detonation devices 46

**Bagrov A.V., Vernigora L.V.,
 Kazmerchuk P.V., Sysoev V.K.**
 Prediction of observation sessions of the spacecraft
 equipped with optical laser beacons by means of ground-based
 optical observation facilities 52

**Pelevin F.V., Ponomarev A.V.,
 Shatskii O.E., Lokhanov I.V.**
 Reduction of hydraulic losses in pebble bed reactor
 for the nuclear power propulsion systems for the advanced spacecraft 57

Lovtsov D.A., Chernov V.V.
 Optimization of on-board antenna complex of the test
 object when the telemetry transmit through relay satellite system 64

**Vyazankin A.S., Tsvetkova N.D.,
 Vargin P.N., Yushkov V.A.**
 Atmospheric modeling for ensuring controlling
 the movement of the returned vehicle 74

the journal is a reviewed publication

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

**scientific and technical quarterly journal
 published since 2009**

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

КОНЦЕПЦИЯ СОЗДАНИЯ СИСТЕМЫ ДВОЙНОГО ЗАПУСКА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В СОСТАВЕ РБ ТИПА «ФРЕГАТ»

В.А. Колмыков¹,
профессор, кандидат технических наук,
kolmykov@laspace.ru;
V.A. Kolmykov

В.А. Асюшкин¹,
кандидат технических наук,
ray@laspace.ru;
V.A. Asushkin

В статье представлена концепция разработки систем двойного запуска КА СДЗ-Ла2 в составе РБ «Фрегат» и РН «Союз-2» и СДЗ-Ла5 в составе РБ «Фрегат-СБУ» и РН «Союз-5».

Предложенная концепция является инновационной, по логике, содержанию и исполнению отличной от существующих разработок СДЗ.

Высокая эффективность и надёжность представленных СДЗ подтверждена результатами работ по созданию СДЗ SYLDA-S. Результаты разработки защищены рядом патентов.

Ключевые слова: двойной запуск; концепция; оптимизация; трансформация.

DOI: 10.26162/LS.2019.45.3.001

ВВЕДЕНИЕ

Разработка и применение систем двойного запуска (СДЗ) КА является одним из приоритетных направлений оптимизации общей системы и программы запусков, с целью увеличения объёма и перечня предоставляемых услуг по выведению полезной нагрузки (ПН) на различные целевые орбиты и повышению их экономической эффективности.

Расширение возможности по выведению обеспечивается за счёт запуска на одну или разные орбиты двух или более ПН по сравнению с одиночным запуском. Экономическая эффективность создаётся значительным снижением стоимости запуска одного КА.

Благодаря указанным преимуществам применения СДЗ создаются выгодные конкурентные условия на международном рынке космических услуг, особенно при реализации возможностей средств выве-

THE CONCEPT OF DESIGN & DEVELOPMENT OF THE SPACECRAFT DOUBLE LAUNCH SYSTEM AS A PART OF THE UPPER STAGES OF FREGAT FAMILY

А.Е. Ширшаков¹,
кандидат технических наук,
shirshakov@laspace.ru;
A.E. Shirshakov

В.П. Викуленков¹,
доцент, кандидат технических наук,
ray@laspace.ru;
V.P. Vikulenkov

С.В. Ишин¹,
ishin@laspace.ru;
S.V. Ishin

Д.И. Федоскин¹,
fedoskin@laspace.ru;
D.I. Fedoskin

The article presents the concept of design & development of SDZ-La2 spacecraft double-launch system onboard of Fregat Upper Stage and Soyuz-2 LV and SDZ-La5 onboard of Fregat-SBU Upper Stage and Soyuz-5 LV.

The proposed concept is an innovative one and is being different on logic, contents and implementation from the existing double-launch systems developments.

High efficiency and reliability of the presented double-launch systems are proved by the activities results on development of SDZ SYLDA-S. The development results are protected by several patents.

Key words: double launch; concept; optimization; transformation.

дения с СДЗ на высокоэнергетические орбиты (ГСО, ГПО, ВКО, ВЭО).

В настоящей статье представлена концепция разработки систем двойного запуска применительно к РБ типа «Фрегат» в составе РН среднего класса типа «Союз-5». Концепция была реализована при разработке СДЗ SYLDA-S для РБ «Фрегат» с РН «Союз-2». В рамках эскизного проекта выполнен большой объём исследовательских, проектно-конструкторских и экспериментальных работ. Подтверждена высокая эффективность положений концепции, включающая как основное условие разработки комплексную оптимизацию разрабатываемой системы.

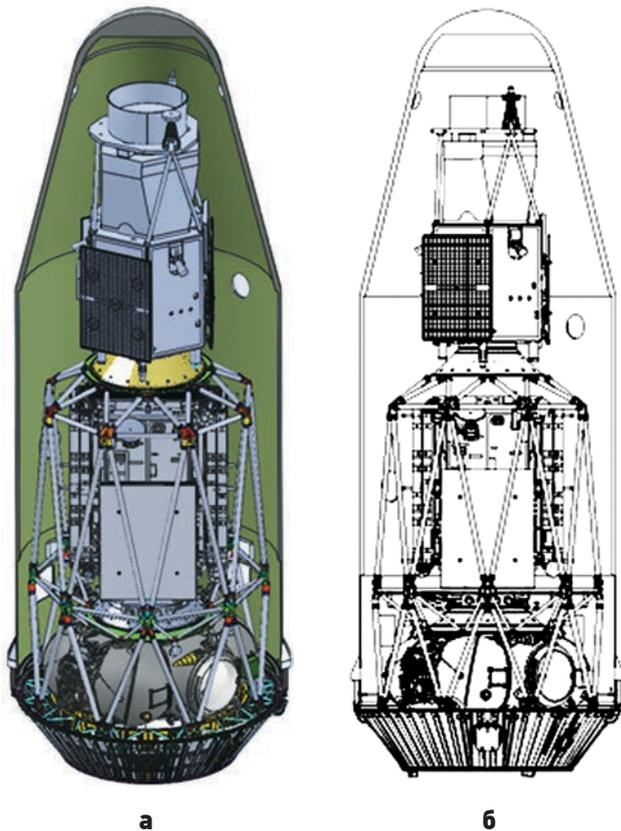
В статье обосновывается значительное расширение возможностей СДЗ в результате её применения в системе разрабатываемого РБ «Фрегат-СБУ» на РН «Союз-5».

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

Результаты, полученные при разработке СДЗ для РБ «Фрегат» и «Фрегат-СБУ», а также сравнение с имеющимися аналогами дают основание считать, что создаваемые СДЗ являются инновационным и более универсальным и эффективным направлением в разработке систем двойного запуска и могут быть также использованы в проектировании других космических систем.

Общий вид космической головной части (КГЧ) с SYLDA-S представлен на рисунке 1.



а – общий вид; **б** – компоновочная схема.
рисунк 1. Общий вид КГЧ с SYLDA-S

Концепция создания СДЗ, а также ряд новых конструкторских решений защищены патентами (Асюшкин В.А., Ишин С.В., Викуленков В.П., Федоскин Д.И. и др., № 111573, 2017; Асюшкин В.А., Ишин С.В., Викуленков В.П., Федоскин Д.И. и др., № 111594, 2017; Асюшкин В.А., Ишин С.В., Викуленков В.П., Федоскин Д.И. и др., 2018; Хартов В.В., Асюшкин В.А., Ишин С.В., Викуленков В.П. и др., 2014; Ишин С.В., Викуленков В.П., Федоскин Д.И., Порешнев А.Ю. и др., 2018). Основные результаты разработки СДЗ представлены в (Ишин С.В., Викуленков В.П., Лемешевский С.А., Порешнев А.Ю. и др., 2017; Ишин С.В., Викуленков В.П., Федоскин Д.И., Лемешевский С.А. и др., 2017; Лемешевский С.А., Ишин С.В., Асюшкин В.А., Викуленков В.П. и др., 2018; Асюшкин В.А., Викуленков В.П., Ишин С.В., Федоскин Д.И. и др., 2017).

1. Проектная оптимизация СДЗ

Система двойного запуска входит в состав головного блока (ГБ), выводимого с помощью разгонного блока (РБ) на целевую орбиту КА. Масса СДЗ полностью входит в конечную массу ГБ и снижает выводимую массу КА на величину массы СДЗ, поэтому актуальна задача обеспечения минимальной массы конструкции и систем СДЗ.

Задачей оптимизации является удовлетворение установленных критериев оптимальности с учётом различных требований и ограничений. Для СДЗ это такие критерии: обеспечение минимально допустимой массы конструкции, максимальный объём, предоставляемый для полезных нагрузок, минимальная стоимость СДЗ.

Ограничения, накладываемые на систему, соответствуют техническим требованиям, установленным на её разработку:

- масса целевых полезных нагрузок, в том числе и для группового запуска;
- использование имеющихся в распоряжении или вновь разрабатываемых головных обтекателей (ГО), обладающих габаритными размерами (внешний диаметр $\varnothing_{ГО}$ и общая высота $L_{ГО}$) и соответственно располагаемой зоной полезного груза: внешней для конструкции СДЗ и внутренней для КА, в критических зонах конструкции, которая определяется диаметром огибающей конструкции;
- обеспечение жёсткости конструкции, выраженной через собственные частоты первого тона колебаний в поперечном и продольном направлении;
- обеспечение прочности конструкции СДЗ, а также прочности применяемых РБ, ПхО, верхней ступени РН, от нормированных или определённых в результате совместного динамического анализа продольных и поперечных перегрузок и полученных в результате интегрирования внутренних силовых факторов (N^p , Q^p , $M^p_{из}$ – расчётная осевая сила, перерезывающая сила и изгибающий момент соответственно);
- конструкция СДЗ должна быть трансформируемой, обеспечивающей безопасное отделение нижних КА в условиях ограниченной зоны ПГ применяемых ГО. В общем случае, из соображений незасорения космического пространства, в ней не должно быть отделяемых элементов;
- конструкция СДЗ должна быть модифицируемой, для повышения универсальности, обеспечивающей внешние различные зоны ПГ нижней и верхней ПН в продольном направлении;
- должны быть обеспечены механические и электрические интерфейсы для стандартных адаптеров, и вновь разрабатываемых ПН, а также

общий интерфейс для РБ (в случае РБ «Фрегат» восьмиточечный интерфейс $\varnothing 2000$ мм);

- обеспечение требуемого уровня надёжности, особенно систем трансформации.

Процесс оптимизации сложных технических систем, к которым относится СДЗ, является итерационным, состоящим из ряда задач (технических, математических, функциональных, технологических и др.). Она проводится как на этапе разработки, так и в процессе всего жизненного цикла системы с целью совершенствования её тактико-технических характеристик, с учётом требований заказчика, а также научно-технических достижений в соответствующей отрасли применения системы. Создание наиболее рациональной СДЗ связано с решением следующих задач:

- анализ возможностей применения располагаемых и разрабатываемых средств выведения ПН, РН, ГБ и ГО;
- анализ энергомассовых характеристик средств выведения;
- разработка основной и, возможно, альтернативной концепции разработки СДЗ;
- исследование возможностей оптимизации системы запусков с применением СДЗ;
- определение экономической и конкурентной эффективности разрабатываемой системы;
- мониторинг потребностей и возможностей на рынке космических услуг по внедрению разрабатываемой системы;
- проведение патентных поисков аналогов системы и её блоков с целью возможного патентования технической системы и её составных частей.

2. Анализ энергомассовых характеристик средств выведения

Одним из направлений оптимизации при применении СДЗ является включение в общую программу запусков ПН выведения КА с использованием СДЗ.

Для программы запусков с космодрома ГКЦ предполагалось включение в эту программу выведения ПН на РН «Ариан», «Союз-2» и «Вега» с использованием в составе РН «Союз-2» РБ «Фрегат», оснащённых СДЗ. С этой целью была разработана на этапе эскизных проектов система двойного запуска с РН «Союз-2» – SYLDA-S. Разработка выполнена АО «НПО Лавочкина». Её эффективность была подтверждена отчётами, утверждёнными комиссией АО «Арианспас» с участием ЕКА. Общий вид SYLDA-S представлен на рисунке 1.

В настоящей статье рассматривается возможность комплексного применения СДЗ-Ла2 на РБ «Фрегат» с РН «Союз-2», а также применение СДЗ-Ла5, которая должна представлять модифицированную систему SYLDA-S, адаптированную к применению на «Союз-5» с разгонным блоком «РБФ2У-СБУ».

Следует учесть, что применение SYLDA-S эффективно и целесообразно при запусках на низкие целевые орбиты, в основном ССО, составляющих ~60% числа всех запусков, с космодромов Байконур, Восточный и ГКЦ, так как масса полезной нагрузки в этих случаях составляет до 5500 кг.

Значительно более широкие возможности имеются при использовании СДЗ-Ла5 в составе «РБФ2У-СБУ» на РН «Союз-5». Эти средства выведения целесообразно использовать для выведения ПН на высокоэнергетические и средние орбиты. ГСО, ГПО и им близкие по энергетическим потребностям (Глонасс, ВКО, ВЭО), на перелётные траектории и т.д.

Ниже приведён энергомассовый анализ двух средств выведения:

- РН «Союз-2», РБ «Фрегат» с СДЗ-Ла2 (адаптированная SYLDA-S);
- РН «Союз-5», РБ «Фрегат-СБУ» с СДЗ-Ла5.

Методики расчёта приводятся в (Асюшкин В.А., Викуленков В.П., Ишин С.В., Федоскин Д.И. и др., 2017; Лемешевский С.А., Ишин С.В., Асюшкин В.А., Викуленков В.П. и др., 2018).

Конечные формулы для расчёта:

Располагаемая характеристическая скорость разгонного блока со сбрасываемым блоком баков:

$$V_{\text{хар}}^{\text{РБ}} = W^{\text{РБ}} \ln \frac{1 - \frac{M^{\text{СБ}}}{M_{\text{н}}^{\text{ГБ}}}}{\left(1 - \frac{M_{\text{р}}^{\text{СБ}}}{M_{\text{н}}^{\text{ГБ}}}\right) \left(1 - \frac{M^{\text{СБ}} + M_{\text{р}}^{\text{РБ}}}{M_{\text{н}}^{\text{ГБ}}}\right)}, \quad (1)$$

где

$$M_{\text{н}}^{\text{ГБ}} = M^{\text{ПН}} + M_{\text{р}}^{\text{РБ}} + M_{\text{к}}^{\text{РБ}} + M_{\text{р}}^{\text{СБ}} + M_{\text{к}}^{\text{СБ}},$$

$$M^{\text{СБ}} = M_{\text{р}}^{\text{СБ}} + M_{\text{к}}^{\text{СБ}},$$

$M_{\text{н}}^{\text{ГБ}}$ – начальная масса ГБ (масса ГБ после отделения от РН на опорной или незамкнутой орбите); $M^{\text{ПН}}$ – масса полезной нагрузки (равна массе КА и адаптера КА); $M_{\text{р}}^{\text{РБ}}$ – масса рабочего топлива РБ; $M_{\text{к}}^{\text{РБ}}$ – конечная масса РБ; $M_{\text{р}}^{\text{СБ}}$ – масса рабочего топлива СБ; $M_{\text{к}}^{\text{СБ}}$ – конечная масса СБ.

$$M_{\text{к}}^{\text{РБ}} = M_{\text{к}}^{\text{РБ}} + M_{\text{гз}}^{\text{РБ}} + M_{\text{ост}}^{\text{РБ}},$$

$$M_{\text{к}}^{\text{СБ}} = M_{\text{к}}^{\text{СБ}} + M_{\text{гз}}^{\text{СБ}} + M_{\text{ост}}^{\text{СБ}},$$

где $M_{\text{к}}^{\text{РБ}}$, $M_{\text{гз}}^{\text{РБ}}$, $M_{\text{ост}}^{\text{РБ}}$, $M_{\text{к}}^{\text{СБ}}$, $M_{\text{гз}}^{\text{СБ}}$, $M_{\text{ост}}^{\text{СБ}}$ – массы конструкции, гарантийного запаса топлива и невыработанных остатков топлива разгонного блока и сбрасываемого блока баков; $W^{\text{РБ}} = I_{\text{уд}} g \left[\frac{M}{C} \right]$ – скорость истечения газов; $I_{\text{уд}}$ – удельный импульс двигателя [с]; $g = 9,81 \text{ м/с}^2$.

Потребная характеристическая скорость $V_{\text{хар}}^{\text{П}}$ определяется в результате расчёта скорости выведения КА на целевую орбиту с опорной орбиты $V_{\text{хар}}^{\text{О}}$ и скорости $V_{\text{хар}}^{\text{Д}}$ довыведения в случае выведения ГБ ракетой-носителем на незамкнутую орбиту:

$$V_{\text{хар}}^{\text{П}} = V_{\text{хар}}^{\text{О}} + V_{\text{хар}}^{\text{Д}}. \quad (2)$$

КОНЦЕПЦИЯ СОЗДАНИЯ СИСТЕМЫ ДВОЙНОГО ЗАПУСКА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В СОСТАВЕ РБ ТИПА «ФРЕГАТ»

Скорость $V_{\text{хар}}^{\text{д}}$ определяется в каждом конкретном случае, максимальная скорость определяется по формуле:

$$V_{\text{хар}}^{\text{д max}} = W^{\text{РН}} \ln \frac{\frac{M_{\text{max}}^{\text{ГБ}}}{M_{\text{к}}^{\text{РН}}} + 1}{\frac{M_{\text{о}}^{\text{ГБ}}}{M_{\text{к}}^{\text{РН}}} + 1}, \quad (3)$$

где $W^{\text{РН}}$ – скорость истечения газов последней ступени РН; $M_{\text{max}}^{\text{ГБ}}$ – максимально допустимая масса ГБ, выводимая на незамкнутую орбиту; $M_{\text{о}}^{\text{ГБ}}$ – масса ГБ, выводимая РН на опорную орбиту без довыведения.

Для РН «Союз-2» можно принять $W^{\text{РН}}=3520$ м/с; $M_{\text{к}}^{\text{РН}}=3260$ кг.

Для РН «Союз-5», $W^{\text{РН}}=3520$ м/с; $M_{\text{к}}^{\text{РН}}=5849$ кг.

Масса ГБ на опорной орбите после довыведения с помощью МДУ РБ:

$$M_{\text{о}}^{\text{ГБ}} = M_{\text{н}}^{\text{ГБ}} e^{-\frac{V_{\text{хар}}^{\text{д}}}{W^{\text{РБ}}}}. \quad (4)$$

Масса ПН определяется по формуле:

$$M^{\text{ПН}} = M_{\text{н}}^{\text{ГБ}} \left(1 - \frac{M_{\text{к}}^{\text{СБ}}}{M_{\text{н}}^{\text{ГБ}} - M_{\text{р}}^{\text{СБ}}} \right) \mu - M_{\text{к}}^{\text{РБ}}, \quad (5)$$

где $\mu = e^{-\frac{V_{\text{хар}}^{\text{п}}}{W^{\text{РБ}}}}$.

В формуле (5) член $\frac{M_{\text{к}}^{\text{СБ}} \mu}{M_{\text{н}}^{\text{ГБ}} - M_{\text{р}}^{\text{СБ}}}$ равен конечной массе СБ, приведённой к конечной массе РБ. $M_{\text{пр}}^{\text{РБ}} = M_{\text{к}}^{\text{РБ}} + M_{\text{пр}}^{\text{СБ}}$ и $M^{\text{ПН}} = M_{\text{н}}^{\text{ГБ}} \mu - M_{\text{пр}}^{\text{РБ}}$.

Для РБ без СБ применимы формулы:

$$V_{\text{хар}}^{\text{р}} = W^{\text{РБ}} \ln \frac{M_{\text{н}}^{\text{ГБ}}}{M_{\text{н}}^{\text{ГБ}} - M_{\text{р}}^{\text{РБ}}}; \quad (6)$$

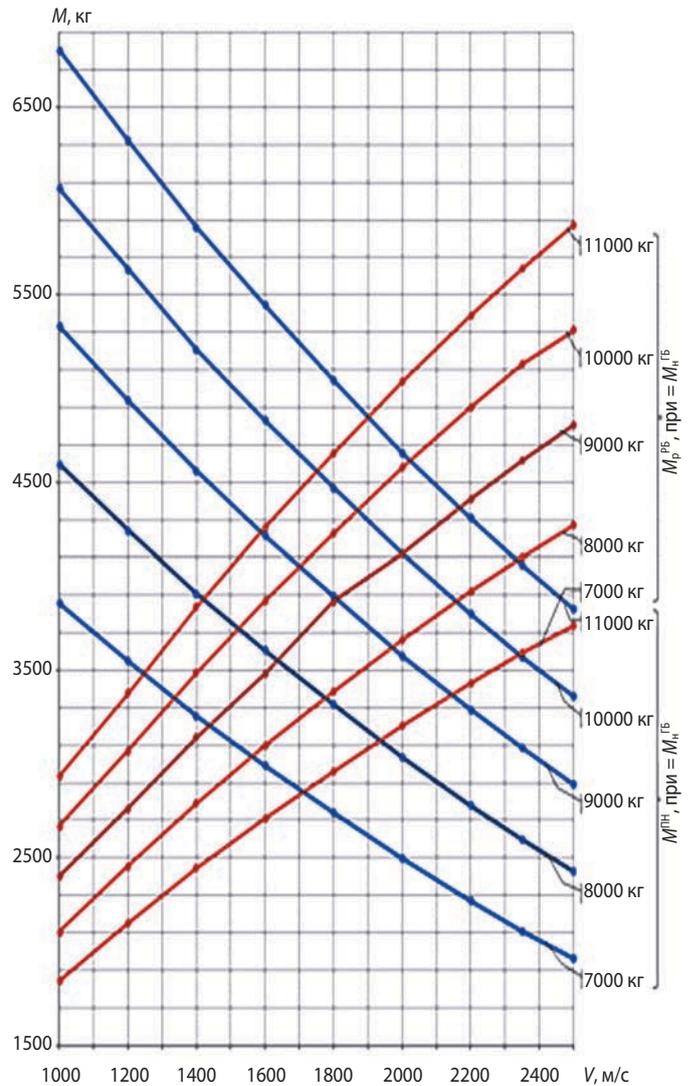
$$M_{\text{н}}^{\text{ГБ}} = \frac{M_{\text{р}}^{\text{РБ}}}{1 - \mu}; \quad (7)$$

$$M^{\text{ПН}} = \frac{M_{\text{р}}^{\text{РБ}}}{\frac{1}{\mu} - 1}; \quad (8)$$

или $M^{\text{ПН}} = M_{\text{н}}^{\text{ГБ}} \mu - M_{\text{к}}^{\text{РБ}}$.

На рисунке 2 представлены диаграммы зависимостей $M^{\text{ПН}} = f(V_{\text{хар}}^{\text{п}}, M_{\text{н}}^{\text{ГБ}})$ и $M_{\text{р}}^{\text{РБ}} = f(V_{\text{хар}}^{\text{п}}, M_{\text{н}}^{\text{ГБ}})$ для разгонного блока «Фрегат» (РБФ) и РН «Союз-2» при следующих массовых характеристиках: масса СДЗ-Ла2 380 кг, масса незаправленного РБФ 850 кг, с дополнительными сферическими ёмкостями Ø620 мм, полная масса конструкции РБФ с СДЗ-Ла2 1230 кг, конечная масса РБФ 1300 кг. Масса рабочего топлива 5630 кг. Полная масса РБФ 6990 кг.

Ограничение на массу ГБ принято равным предельно допустимому для РН «Союз-2» значению 11000 кг, ограничение на массу рабочего топлива 5630 кг.



рисунк 2. РБФ с СДЗ-Ла2, диаграммы $M^{\text{ПН}} = f(V_{\text{хар}}^{\text{п}}, M_{\text{н}}^{\text{ГБ}})$, $M_{\text{р}}^{\text{РБ}} = f(V_{\text{хар}}^{\text{п}}, M_{\text{н}}^{\text{ГБ}})$

Учитывая, что масса головного блока, выводимая из Байконура на опорную орбиту $H=200$ км с наклонением 51,6 градус, равна 8200 кг, при больших начальных массах ГБ (>10000 кг) требуется высокая скорость довыведения (~ 500 м/с), поэтому возможная величина $M_{\text{н}}^{\text{ГБ}}$ составит ≤ 10000 кг, а значения масс полезных нагрузок с РБ, оснащённым СДЗ-Ла2, 5500–3000 кг.

На рисунке 3 представлены диаграммы $M^{\text{ПН}} = f(V_{\text{хар}}^{\text{п}}, M_{\text{н}}^{\text{ГБ}})$ и $M_{\text{р}}^{\text{СБ}} = f(V_{\text{хар}}^{\text{п}}, M_{\text{н}}^{\text{ГБ}})$ для разгонного блока «Фрегат-СБУ».

Горизонтальная жирная линия определяет ограничения массы рабочего топлива СББ – 5900 кг, жирная кривая – максимальные значения массы ПН с рабочей заправкой РБ2У с СДЗ-Ла5 8100 кг и СББ с заправкой 5900 кг.

Ниже приведены энергомассовые характеристики РБФ2У-СБУ с СДЗ-Ла5.

Значения $V_{\text{хар}}^{\text{п}}$ определяется по формулам (2) и (3) с учётом текущего значения $M_{\text{н}}^{\text{ГБ}}$.

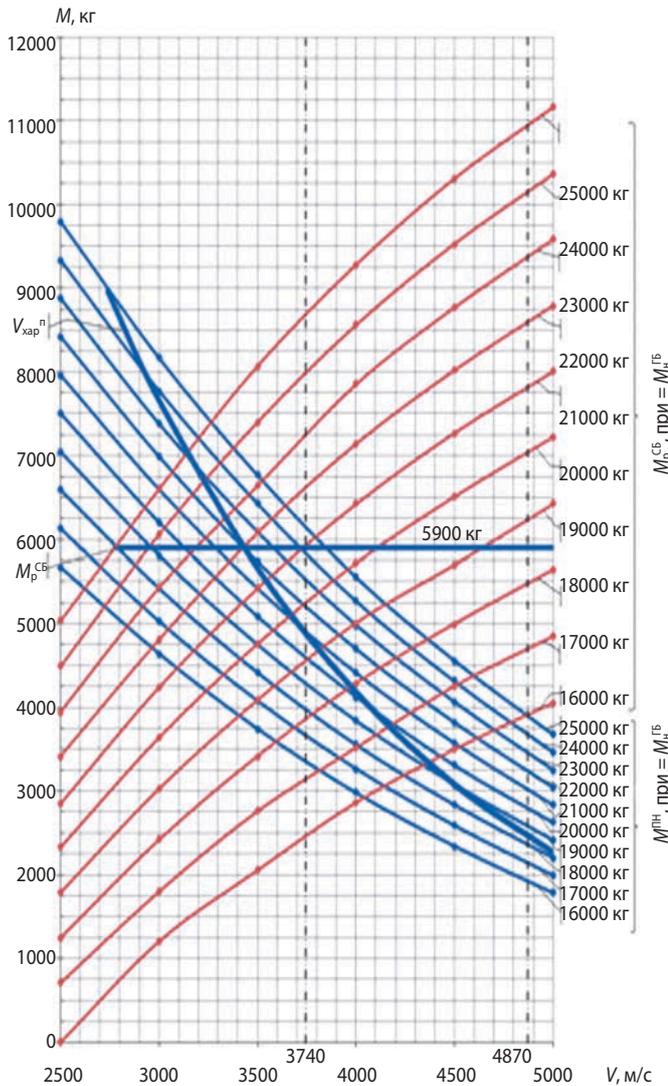


рисунок 3. РБФ с СДЗ-Ла5, диаграммы $M^{\text{ПН}}=f(V_{\text{хар}}^{\text{П}}, M_{\text{Н}}^{\text{ГБ}})$, $M_{\text{р}}^{\text{СБ}}=f(V_{\text{хар}}^{\text{П}}, M_{\text{Н}}^{\text{ГБ}})$

Масса незаправленного РБФ2У – 970 кг, масса СДЗ-Ла5 460 кг, полная масса конструкции РБФ2У – 1430 кг. Конечная масса – 1520 кг, рабочая заправка РБФ2У – 8100 кг.

Масса конструкции СББ – 450 кг, конечная масса – 540 кг, масса рабочего топлива – 5900 кг, полная масса топлива – 6000 кг. Полная масса РБФ2У – СБУ 16060 кг.

Из диаграмм, представленных на рисунке 3, можно сделать следующие выводы:

- рациональный диапазон применения СДЗ-Ла5 $V_{\text{хар}}^{\text{П}}=2500\text{--}5000$ м/с, нижний диапазон ограничен целесообразностью применения в составе РБФ2У-СБУ сбрасываемого блока баков. При $V_{\text{хар}}^{\text{П}} < 2500$ м/с достаточно использования РБФ2У;
- выводимая масса ПН разгонным блоком РБФ2У-СБУ с СДЗ-Ла5 с космодрома Байконур (Восточный) на ГСО составляет 2440 кг при минимальной массе ГБ 18500 кг и необходимой скорости доведения на 70 м/с, что подтверждает полное

соответствие энергетических возможностей разгонного блока «Фрегат-СБУ» и РН «Союз-5»;

- максимальная масса ПН, выводимая на ГПО с «Морского старта», равна 7000 кг при начальной массе ГБ 23000 кг и скорости доведения ~ 600 м/с.

Значения выводимых масс разгонным блоком «Фрегат-СБУ» с СДЗ-Ла5 на основные целевые орбиты приведены в таблице.

таблица – Значения выводимых масс разгонным блоком «Фрегат-СБУ» с СДЗ-Ла5

целевая орбита	космодром	$M_{\text{пн}}$, кг
ГСО	Байконур	2440
	Восточный	2440
	Морской старт	3800
ГПО	Байконур	4840
	Восточный	4840
	Морской старт	7000
орбита «Глонасс»	Байконур	4600
	Восточный	4600

3. Концепция разработки и применения СДЗ

Анализ патентов по созданию систем двойного запуска, и учёт вышеперечисленных требований к разработке СДЗ подтверждают, что принятая при разработке СДЗ SYLDA-S концепция является эффективной и в то же время проверенной в результате большого объема проектных, теоретических и экспериментальных работ по разработке SYLDA-S.

Кроме того, необходимо иметь в виду следующие преимущества применения единой концепции для разработки СДЗ:

Единая концепция обеспечивает преемственность при разработке конструктивно-компоновочных схем космических головных частей для различных задач двойного запуска по выведению ПН, с большой разницей в массе и габаритах ПН, выводимых с разных космодромов, в зависимости от целевых орбит выведения. Это позволит снизить объем проектно-конструкторских работ, количество вновь создаваемой технологической оснастки, объем наземных испытаний, в том числе квалификационных.

Как следует из предыдущего раздела, СДЗ-Ла2, в составе разгонного блока «Фрегат», на РН «Союз-2» предполагается применить для двойного запуска ПН на низкие орбиты (в основном ССО) при характеристических скоростях $V_{\text{хар}}^{\text{П}}=750\text{--}2500$ м/с, с максимальной ПН массой до 5500 кг.

СДЗ-Ла5 предполагается использовать в составе РБФ-СБУ на РН «Союз-5» для двойного запуска на высокоэнергетические орбиты (ГСО, ГПО, ВКО, ВЭО) с ПН до 7000 кг.

КОНЦЕПЦИЯ СОЗДАНИЯ СИСТЕМЫ ДВОЙНОГО ЗАПУСКА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В СОСТАВЕ РБ ТИПА «ФРЕГАТ»

Указанные исполнения СДЗ будут иметь близкие конструктивно-компоновочные схемы в части размещения ПН и, следовательно, основные положения обобщённой концепции, подтверждающей выполнение основных технических требований.

1. Существующие ГО $\varnothing 4100$ мм разработки РКЦ «Прогресс» имеют зону ПГ, достаточную для размещения ГБ с СДЗ-Ла2 и двумя КА. Аналогично ГО $\varnothing 4350$ мм имеет зону ПГ, достаточную для размещения ГБ с СДЗ-Ла5 и двумя КА. Общие виды предлагаемых ГО в составе КГЧ представлены на рисунках 4, 5.

В традиционных применяемых схемах обеспечение безопасности отделения нижнего КА после отделения верхнего КА обеспечивается разделением СДЗ и отделением её верхней части, поэтому конструкция СДЗ имеет большой диаметр, значительно превышающий диаметр КА, а следовательно, и большой диаметр ГО.

В частности, СДЗ SYLDA-5 для РН «Ариан-5» имеет диаметр 4,6 м, а диаметр ГО – 5,4 м.

В настоящих проектах применяется ферменная конструкция раскрывающегося типа, состоящая из стержневых элементов, изготовленных из высоко-модульного углепластика.

Указанная схема трансформации рациональна, т.к. она включается в общую схему оптимизации СДЗ по следующим признакам:

- ферменная конструкция по силовой схеме оптимально обеспечивает точечный механический интерфейс с РБ «Фрегат»;
- стержневые элементы из углепластика способны воспринимать значительные осевые усилия без потери устойчивости;
- высокий модуль упругости, полученный при разработке конструкции SYLDA-S для стержневых элементов, 260 ГПа, позволяет обеспечить высокие допустимые значения собственных частот ГБ на ПхО и КГЧ на РН с относительно низкой массой конструкции. Проведённые работы по применению оболочечных сетчатых конструкций и трёхслойных конструкций показали значительно худшие результаты по массе конструкции и, тем более, по рациональности схемы трансформирования;
- как показали последующие работы по созданию схемы раскрытия и разделения, ферменная конструкция позволяет обеспечить трансформирование СДЗ с помощью очень простых и низких по массе механических элементов, а также ранее отработанных и применяемых пиротехнических систем, обеспечивающих системе трансформации высокую надёжность 0,9995.

Раскрытие ферм, центральной и ПхО, являются операциями трансформации, которые обеспечивают

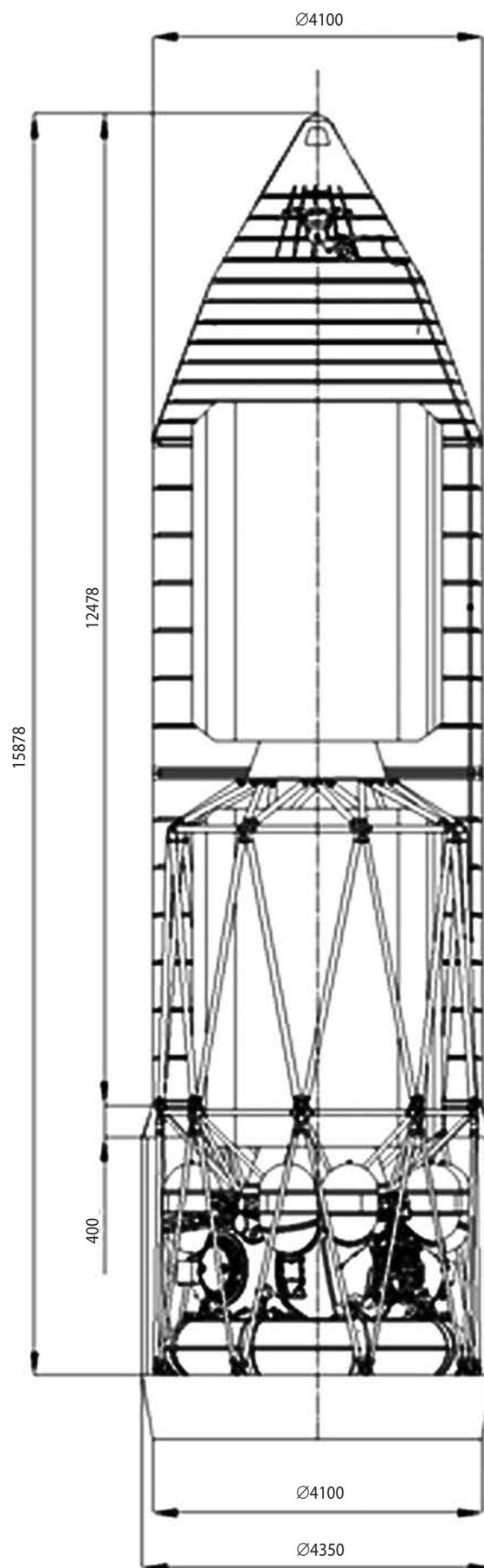


рисунок 4. Общий вид КГЧ с СДЗ-Ла5, ГО $\varnothing 4100$ мм и $\varnothing 4350$ мм

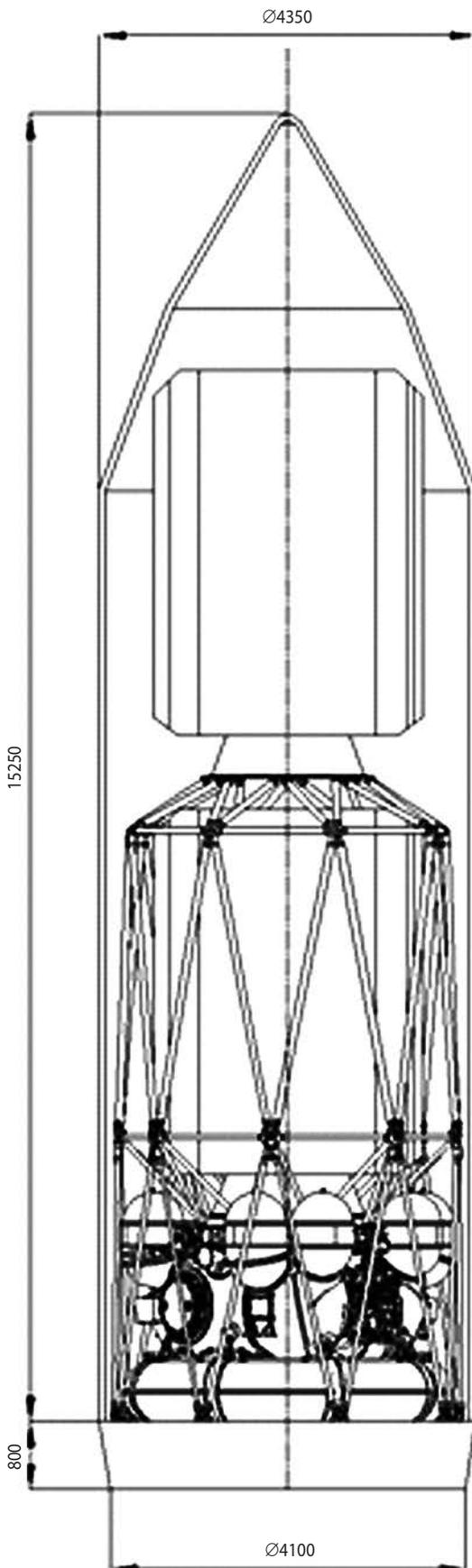


рисунок 5. Общий вид КГЧ с СДЗ-Ла5, ГО Ø4350 мм

необходимую зону выхода ГБ и нижней ПН из зон фермы ПхО и центральной фермы при значительно ограниченной зоне ПГ существующих головных обтекателей.

2. Увеличение массы ПН за счёт применения СДЗ-Ла2 в составе РБ «Фрегат» и РН «Союз-2» до 5500 кг и СДЗ-Ла5 в составе РБ «Фрегат-СБУ» РН «Союз-5» до 7000 кг при возросших продольных центровках суммарно двух КА до четырёх метров относительно стыка с РБФ, а также при увеличенных поперечных перегрузках для верхнего КА до 3,0 вместо 1,5 оказалось несовместимым с прочностью РБ «Фрегат» и, кроме того, потребует утяжеления конструкции СББ РБФ-СБУ.

Изгибающий момент по стыкам СДЗ с РБФ и РБФ с ПхО (и СББ) может возрасти в ~2,5 раза, при расчётных нагрузках по стыкам при традиционной последовательной силовой схеме соединения частей, входящих в состав ГБ, при одноконтурном соединении ГБ с внутренней проставкой ПхО.

Для обеспечения прочности РБ «Фрегат» и ПхО, а также собственных частот ГБ и КГЧ в состав ПхО включена ферма (ферма ПхО), соединяющая нижний стык СДЗ дополнительно с внешним корпусом ПхО. Раскрывающаяся ферма ПхО состоит из стержневых углепластиковых элементов, аналогичных элементам центральной фермы.

Распределение усилий в двухконтурной силовой схеме зависит от соотношения жёсткостей элементов, входящих в последовательность каждого контура.

Как показали расчёты, дополнительный контур воспринимает ~90% инерционных нагрузок, действующих на верхний КА, что составляет ~65% от суммы всех нагрузок, действующих на ГБ.

Доработка ПхО для установки фермы для РН «Союз-2» потребует увеличения его массы на ~50 кг, что снизит конечную массу ГБ на (25–12) кг в зависимости от орбиты выведения КА. Полученный выигрыш в массе СДЗ, а также исключение необходимости доработки РБ «Фрегат» значительно выше по массе и значимости. В частности, за счёт применения фермы ПхО масса SYLDA-S была снижена на 70 кг.

Следует учесть, что для применения РБ «Фрегат-СБУ» в составе РН «Союз-5» должен быть разработан новый ПхО, состоящий из внешнего корпуса с интерфейсом для ГО Ø4350 мм и внутренней фермы с интерфейсом Ø2962 для ГБ (СББ). На внешнем корпусе следует предусмотреть восемь мест для установки кронштейнов крепления фермы ПхО. Нагрузки на внутреннюю ферму в случае применения фермы ПхО будут значительно снижены (~ в два раза). Для внешнего корпуса расчётными являются аэродинамические нагрузки от ГО. Из этого следует, что при установке фермы ПхО, масса ПхО может возрасти незначительно.

КОНЦЕПЦИЯ СОЗДАНИЯ СИСТЕМЫ ДВОЙНОГО ЗАПУСКА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В СОСТАВЕ РБ ТИПА «ФРЕГАТ»

3. Возможность отделения и выхода нижней ПН из зоны центральной фермы обеспечивается системой трансформации СДЗ, которая выполняет два сценария:

- первый сценарий – отделение верхнего корпуса с адаптером верхнего КА и последующего раскрытия центральной фермы с фиксацией на угле раскрытия (15–20 градусов), с последующим отделением нижнего КА;
- второй сценарий – верхняя ферма с адаптером не отделяется, а остаётся прикреплённой к одной из створок фермы. Створка поворачивается на угол ~60 градусов, достаточный для безопасного выхода нижнего КА из зоны раскрытия фермы. Остальные створки повернуты на угол 15–20 градусов. После отделения нижнего КА створка с верхней фермой и адаптером КА поворачивается в положение, близкое к исходному. Остальные створки остаются повернутыми на угол их раскрытия.

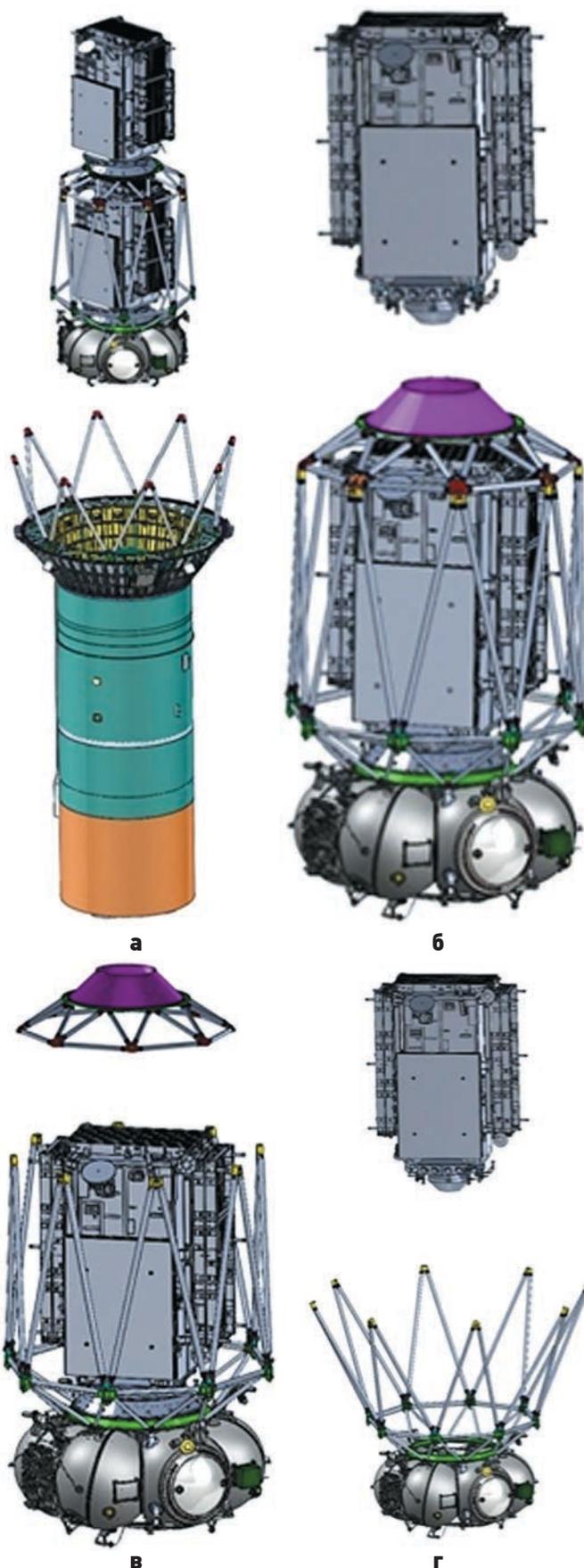
Второй сценарий применяется для выполнения требований снижения количества отделяемых фрагментов в космическое пространство.

Оба варианта трансформации конструкции СДЗ представлены в патентах (Асюшкин В.А., Ишин С.В., Викуленков В.П., Федоскин Д.И. и др., № 111573, 2017; Асюшкин В.А., Ишин С.В., Викуленков В.П., Федоскин Д.И. и др., № 111594, 2017; Асюшкин В.А., Ишин С.В., Викуленков В.П., Федоскин Д.И. и др., 2018).

4. В системах отделения используются детонационные замки и толкатели, прошедшие все виды испытаний, в том числе лётные. Применены узлы раскрытия, включающие консольные треугольные пластины, изготовленные из материала, обладающего высоким коэффициентом гибкости $\sigma_{0,2}/E$, где $\sigma_{0,2}$ – предел текучести; E – модуль упругости, а также малоразмерные механические фиксаторы и малоразмерные демпферы, совмещённые с фиксаторами. Узлы раскрытия прошли лабораторные испытания при проведении совместных испытаний. Патент на узлы раскрытия (Асюшкин В.А., Ишин С.В., Викуленков В.П., Федоскин Д.И. и др., 2018).

Для раскрытия створки с верхним корпусом предложен пневмопривод с совмещённым аккумулятором давления, закрытие створки – с помощью предварительно закрученного торсиона. Все элементы системы отделения и раскрытия – закрытия обладают высокой надёжностью.

Алгоритмы трансформации включают использование систем ориентации и стабилизации на всех этапах трансформации, в том числе и отделение нижнего КА, с участием бортового комплекса системы управления и исполнительных органов, двигателей малой тяги.



а – раскрытие фермы ПхО и отделение ГБ от третьей ступени РН «Союз»; **б** – отделение верхнего КА; **в** – отделение верхнего корпуса СДЗ; **г** – раскрытие центральной фермы и отделение нижнего КА.

рисунок 6. Этапы трансформации КГЧ

5. Раскрытие фермы ПхО является одним из этапов алгоритма отделения ГБ от ПхО, который заключается в следующем:

- отделение фермы ПхО от нижней рамы конструкции СДЗ с помощью пирозамков;
- раскрытие и фиксация створок фермы ПхО;
- срабатывание пиротолкателей и отделение ГБ от ПхО.

Раскрытие и фиксация створок выполняются элементами, аналогичными для раскрытия центральной фермы.

На рисунке 6 представлены этапы трансформации КГЧ.

6. Требование модифицируемости с целью изменения зоны полезного груза верхнего и нижнего КА в осевом направлении обеспечивается изменением направления оси верхнего корпуса на противоположные, или замена верхнего корпуса на плоскую раму.

ВЫВОДЫ

1. В статье представлена концепция разработки системы двойного запуска космических аппаратов СДЗ-Ла2 в составе РБ «Фрегат» и РН «Союз-2» и СДЗ-Ла5 в составе РБ «Фрегат-СБУ» и РН «Союз-5».

2. Эффективность концепции подтверждена результатами разработки СДЗ SYLDA-S, проведёнными ранее по Техническим требованиям АО «Арианэспас».

3. Разработанная концепция является инновационной. По логике, содержанию и исполнению она отличается от существующих разработок СДЗ. Результаты разработки защищены рядом патентов.

4. Основные преимущества, представляемые СДЗ:

- универсальность применения в составе РН среднего класса;
- возможность применения разработанных и разрабатываемых элементов средств выведения: ГО, ПхО, РБ типа «Фрегат», с необходимой адаптацией;
- относительно низкая масса конструкции, позволяющая выведение на разные орбиты двух и более ПН массой до 5500 кг для СДЗ-Ла2 и 7000 кг СДЗ-Ла5 с повышенной центровкой до 4,0 м относительно стыка с РБ;
- простота, универсальность и высокая надёжность системы трансформации КГЧ, обеспечивающей безопасный выход ПН из зоны конструкции СДЗ, при ограниченной зоне ПГ;
- возможность применения системы трансформации, не имеющей отделяемых фрагментов;
- возможность применения частей общей концепции в проектировании других космических систем.

Продолжение в статье «Реализация концепции системы двойного запуска космических аппаратов в составе РБ типа «Фрегат» в последующих номерах журнала «Вестник «НПО им. С.А. Лавочкина».

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

Асюшкин В.А., Викуленков В.П., Ишин С.В., Федоскин Д.И. и др. Универсальный разгонный блок повышенной энерговооружённости «Фрегат-СБУ» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 2. С. 147-156.

Асюшкин В.А., Ишин С.В., Викуленков В.П., Федоскин Д.И. и др. Система двойного запуска космических аппаратов // Патент на промышленный образец № 111573. 21.12.2017.

Асюшкин В.А., Ишин С.В., Викуленков В.П., Федоскин Д.И. и др. Система двойного запуска космических аппаратов // Патент на промышленный образец № 111594. 21.12.2017.

Асюшкин В.А., Ишин С.В., Викуленков В.П., Федоскин Д.И. и др. Система двойного запуска и опорный узел // Патент на изобретение № 2694487. 21.10.2018.

Ишин С.В., Викуленков В.П., Лемешевский С.А., Порешнев А.Ю. и др. Создание инновационной системы двойного запуска космических аппаратов // Актуальные вопросы проектирования автоматических космических аппаратов для фундаментальных и прикладных научных исследований / Сост. В.В. Ефанов. Химки: Изд-во АО «НПО Лавочкина», 2017. Вып. 2. С. 226-238.

Ишин С.В., Викуленков В.П., Федоскин Д.И., Лемешевский С.А. и др. Комплексная оптимизация системы двойного запуска космических аппаратов // Актуальные вопросы проектирования автоматических космических аппаратов для фундаментальных и прикладных научных исследований / Сост. В.В. Ефанов. Химки: Изд-во АО «НПО Лавочкина», 2017. Вып. 2. С. 239-250.

Ишин С.В., Викуленков В.П., Федоскин Д.И., Порешнев А.Ю. и др. Шпангоут // Патент на изобретение № 2694486. 05.10.2018.

Лемешевский С.А., Ишин С.В., Асюшкин В.А., Викуленков В.П. и др. Усовершенствованный разгонный блок типа «Фрегат» для перспективных ракет космического назначения среднего класса // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 2. С. 3-13.

Хартов В.В., Асюшкин В.А., Ишин С.В., Викуленков В.П. и др. Разгонный блок и топливный отсек // Патент на промышленный образец № 96547. 19.12.2014.

Статья поступила в редакцию 02.09.2019 г.

Статья после доработки 03.09.2019 г.

Статья принята к публикации 03.09.2019 г.

ОСОБЕННОСТИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ЛУНОХОДОВ С УЧЁТОМ РАДИАЦИОННОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА И БОРТОВЫХ РАДИОИЗОТОПНЫХ ИСТОЧНИКОВ ТЕПЛА

PECULIARITIES OF THE LUNAR ROVERS DESIGNING TAKING INTO ACCOUNT THE RADIATION EFFECT FROM THE SPACE AND ON-BOARD RADIOISOTOPIC HEAT UNITS



Е.В. Власенков¹,
аспирант,
veb@laspace.ru;
E.V. Vlasenkov

И.В. Зефирова²,
кандидат технических
наук,
zefirov@laspace.ru;
I.V. Zefirov

Н.М. Хамидуллина²,
кандидат физико-
математических наук,
nmx@laspace.ru;
N.M. Khamidullina

Т.Ш. Комбаев¹,
аспирант,
kombayev@laspace.ru;
T.S. Kombayev

В статье рассматривается дозовое воздействие на бортовую аппаратуру лунохода от ионизирующего излучения космического пространства и от радиоизотопных источников, предназначенных для обеспечения теплового режима КА в условиях лунной ночи. Расчёт произведён с целью определения требований к радиационной стойкости приборов и их комплектующих, а также возможности применения в перспективной миссии с луноходом приборного задела, разработанного для актуальных проектов исследования Луны.

Ключевые слова:
ионизирующие излучения космического пространства; радиоизотопные источники; луноход; бортовая аппаратура; прибор.

DOI: 10.26162/LS.2019.45.3.002

В программах ведущих мировых национальных космических агентств, таких как Роскосмос, NASA, ESA, CNSA, JAXA, занимают важную позицию исследования дальнего космоса автоматическими космическими аппаратами (КА). На них для обеспече-

The article discusses the dose effect on the onboard equipment of the lunar rover (Lunokhod) from the ionizing radiation of outer space and from radioisotope units intended to ensure the SC thermal regime in a moonlit night. The calculation is made to determine the requirements for radiation hardness of devices and its elements, as well as the possibility of using the instrumentation developed for current Moon research projects in a prospective mission with a lunar rover.

Keywords:
ionizing radiation of cosmic space; radioisotope sources (units); lunar rover; onboard equipment; device.

ния электропитания на большом удалении от Солнца и для поддержания теплового режима работы бортовой аппаратуры (БА) применяются радиоизотопные термоэлектрические генераторы и радиоизотопные источники тепла (РИТ). Мощные потоки нейтронов

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

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

от таких источников создают в БА дозовые ионизационные и неионизационные эффекты, а также случайные одиночные сбои и отказы, которые могут доминировать в качестве разрушающего фактора для БА по сравнению с влиянием ионизирующих излучений космического пространства (ИИ КП). Таким образом, важной задачей ещё на этапе проектирования является расчёт радиационных характеристик на борту КА с учётом воздействия радиоизотопных источников.

Российская программа изучения и освоения Луны разбита на этапы, объединённые общей стратегической целью и различающиеся по методам работы на Луне. Первый этап предполагает изучение Луны автоматическими космическими аппаратами, станциями и планетоходами (луноходами).

Настоящая статья содержит результаты расчёта локальных поглощенных доз (ЛПД) в типовой бортовой аппаратуре лунохода от ионизирующих излучений космического пространства и от радиоизотопных источников тепла с прогнозированием уровня радиационной стойкости комплектующих электро-радиоизделий (ЭРИ).

1. Размещение РИТ на луноходе

Выполнение приоритетных фундаментальных научных задач с помощью поисково-разведочных луноходов (рисунок 1), функционирующих в лунных кратерах в окрестностях Южного полюса Луны, неизбежно приводит к необходимости поддержания заданного теплового режима БА лунохода после про-

хождения лунной ночи, длительность которой может составлять 354 часа.

На луноходе, массой до 300 кг, возможно обеспечение теплового режима, а именно обогрев бортового оборудования в условиях лунной ночи, с применением тепловых блоков (ТБ), представляющих собой радиоизотопные источники тепла на основе диоксида плутония-238, которые разработаны для российских проектов по освоению Луны и имеют тепловую мощность 8,5 Вт. Тепловой блок имеет цилиндрическую форму с высотой 60 мм и диаметром основания 40 мм.

Основным конструктивным элементом, предназначенным для размещения бортовой аппаратуры, является приборный контейнер – негерметичный контейнер в виде прямоугольного параллелепипеда. Контейнер собран по бескаркасной технологии из трехслойных сотовых панелей (ТСП). ТСП является силовым элементом конструкции контейнера и представляет собой четырехугольную плоскую трехслойную панель, внутри которой расположены тепловые трубы для обеспечения заданного теплового режима БА. 12 штук ТБ-8,5 размещаются на ТСП приборного контейнера (рисунок 2), один блок ТБ-8,5 размещается на штанге технического зрения для обеспечения теплового режима оптических приборов (рисунок 3а). Размещение БА в приборном контейнере показано на рисунке 3б.

Как видно из рисунков 2 и 3, тепловые блоки ТБ-8,5 размещаются в непосредственной близости к БА, что приводит к необходимости оценки их радиационного воздействия на аппаратуру с учётом компоновки лунохода.

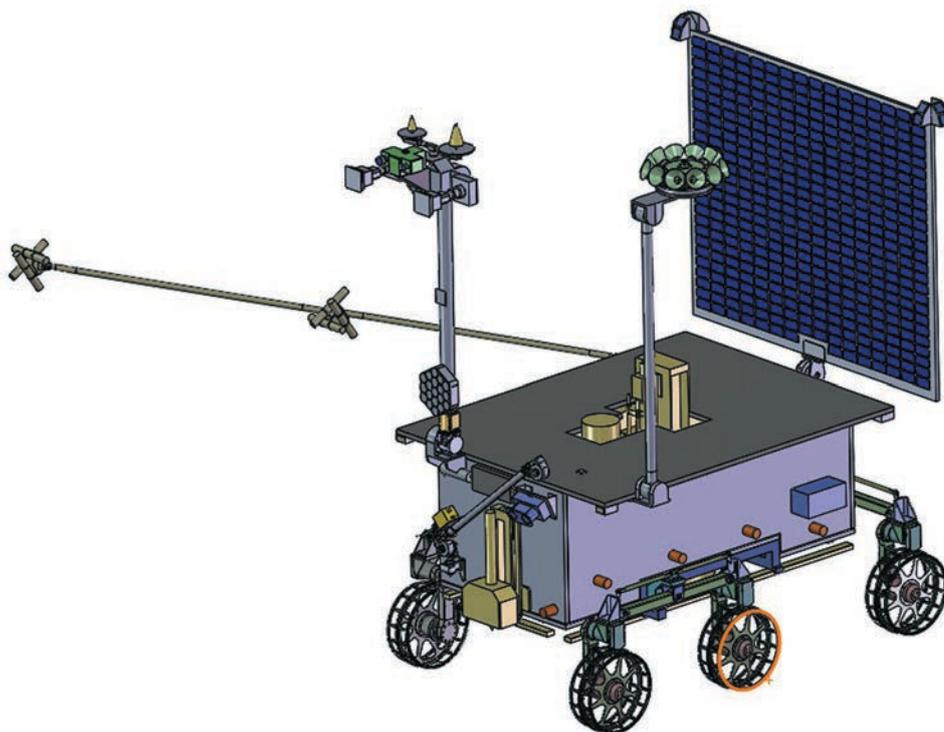


рисунок 1. Общий вид лунохода

ОСОБЕННОСТИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ЛУНОХОДОВ С УЧЁТОМ РАДИАЦИОННОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА И БОРТОВЫХ РАДИОИЗОТОПНЫХ ИСТОЧНИКОВ ТЕПЛА

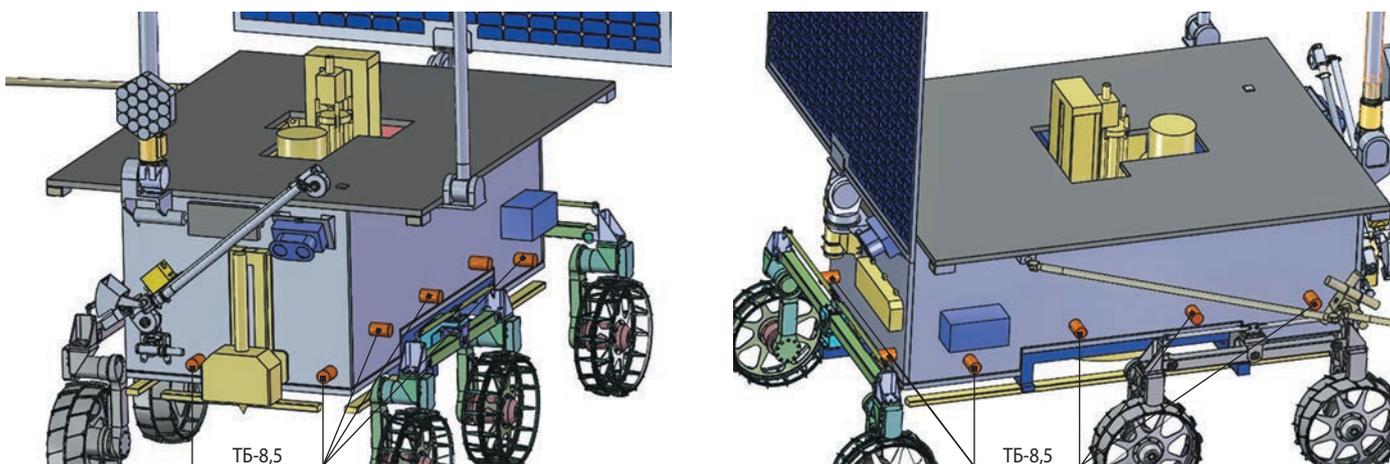


рисунок 2. Размещение ТБ на приборном контейнере

2. Радиационные условия функционирования лунохода

Срок активного существования (САС) лунохода определяется научными задачами, планируемыми к реализации в рамках миссии по исследованию кратеров в приполярных областях Луны, и составляет не менее одного года. За это время БА лунохода подвергается воздействию как ионизирующих излучений космического пространства, так и излучений от ТБ-8,5.

Расчёты параметров воздействия ИИ КП проводились в соответствии с (ОСТ 134-1044-2007, 2016), с помощью программного комплекса COSRAD (Кузнецов Н.В. и др., 2011), включающего в себя общепринятые в мировой практике модели AE8 для электронов и AP8 для протонов радиационных поясов Земли, РПЗ (заряженные частицы РПЗ вносят вклад в дозу только на коротком участке выведения КА

на межпланетную траекторию), динамическую модель галактических космических лучей, ГКЛ (ГОСТ 25645.150-90, 1991; Модель космоса, 2007, с. 208) и вероятностную модель солнечных космических лучей, СКЛ (ГОСТ Р 25645.165-2001, 2001; Модель космоса, 2007, с. 402).

Результаты расчётов поглощенных доз (в Si) за сферическими защитными экранами (из Al) различной толщины от СКЛ и ГКЛ за 1 год САС, протонов и электронов РПЗ на кратковременном этапе выведения КА на межпланетную траекторию, представлены в таблице 1.

ТБ-8,5 вносит вклад в локальную поглощенную дозу в соответствии с расчётными данными о значениях мощности поглощённой дозы излучения в зависимости от расстояния до ТБ-8,5 (см. таблицу 2 и рисунок 4).

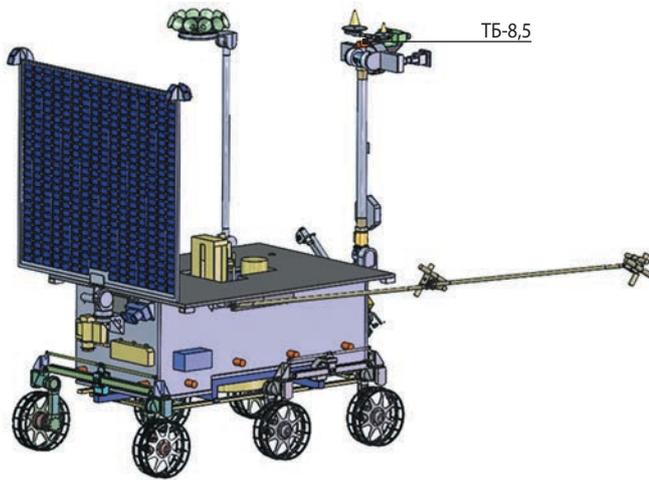
таблица 1 – Поглощённые дозы (в Si) за сферическими защитными экранами различной толщины за САС 1 год, Гр

толщина защиты (Al), г/см ²	СКЛ	ГКЛ	электроны РПЗ	протоны РПЗ	суммарная поглощённая доза
1,00E-02	1,49E+03	1,19E+00	6,10E+01	4,40E+02	1,99E+03
1,00E-01	3,33E+02	1,91E-01	4,84E+00	4,98E-01	3,39E+02
1,00E+00	2,77E+01	9,83E-02	1,18E-01	6,29E-04	2,79E+01
3,00E+00	5,79E+00	9,01E-02	5,55E-04	3,62E-05	5,88E+00
1,00E+01	9,49E-01	8,40E-02	2,20E-04	0,00E+00	1,03E+00
3,16E+01	1,33E-01	6,83E-02	0,00E+00	0,00E+00	2,01E-01
1,00E+02	1,16E-02	6,44E-02	0,00E+00	0,00E+00	7,60E-02

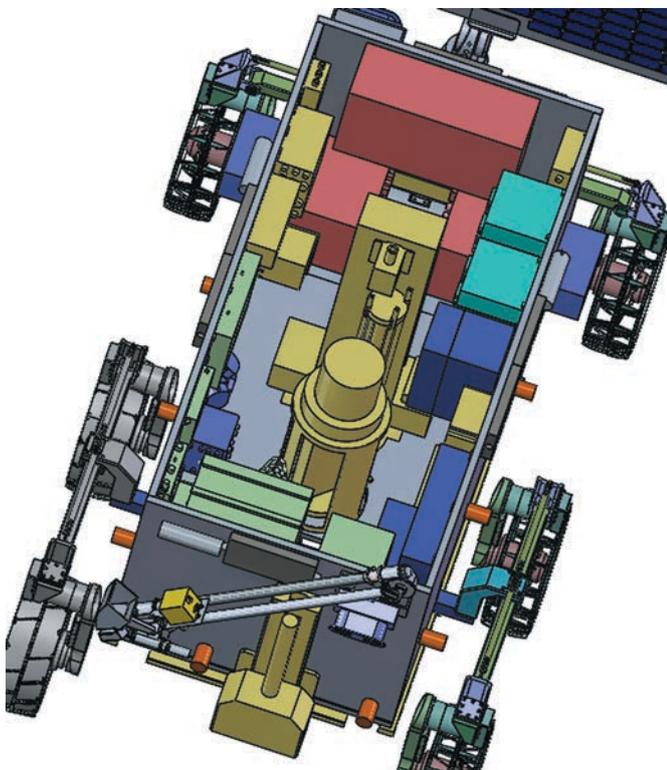
примечание: число 1,49E+05 читать как $1,49 \times 10^5$ рад.

таблица 2 – Мощность поглощённой дозы (Гр/с) и поглощённая доза (рад) в Si от ТБ-8,5 за 1 год САС в зависимости от расстояния до источника ионизирующего излучения

расстояние до ТБ, см	мощность дозы от гамма-излучения и рентгеновского излучения, Гр/с	мощность дозы от потока нейтронов, Гр/с	суммарная мощность дозы от гамма-излучения и рентгеновского излучения и нейтронов, Гр/с	суммарная поглощённая доза за 1 год полёта КА, рад
10	1,62E-07	1,10E-08	1,73E-07	5,46E+02
50	6,30E-09	4,40E-10	6,74E-09	2,11E+01
100	1,60E-09	1,10E-10	1,71E-09	5,36E+00
200	4,00E-10	2,80E-11	4,28E-10	1,36E+00



а



б

рисунок 3. Размещение ТБ на штанге (а) и БА в приборном контейнере (б)

3. Краткое описание методики расчёта локальных поглощённых доз

3.1. Ионизирующие излучения космического пространства

Применяемый в настоящей работе программный комплекс (ПК) LocalDose&SEE (Пичхадзе К.М. и др., 2006; Хамидуллина Н.М., 2008; Свидетельство..., 2008; Хамидуллина Н.М. и др., 2014) позволяет рассчитывать значения локальной поглощённой дозы методом пространственного интегрирования с использованием трёхмерной модели лунохода и функ-

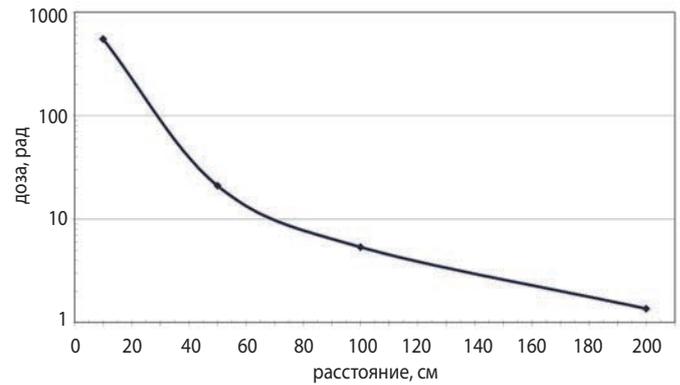


рисунок 4. Зависимость суммарной (от всех видов излучений) поглощённой дозы от расстояния до одного ТБ за 1 год САС КА

ции зависимости величины поглощённой дозы от толщины сферической защиты (таблица 1) – так называемым методом секторирования.

При этом расчёт локальной поглощённой дозы от данного вида излучения в точке с координатами (X, Y, Z) проводится по формуле

$$\text{ЛПД}(X, Y, Z) = 1 / 4\pi \sum_i^N D(x_i) \Delta\Omega_i, \quad (1)$$

где суммирование производится по всем N направлениям (количество точек на сфере интегрирования, окружающей выбранную точку на изделии); $\Delta\Omega_i$ – величина телесного угла в i -том направлении (зависит от точности вычислений, т.е. от числа точек на сфере интегрирования); x_i – суммарная толщина защиты всех элементов конструкции изделия в i -м направлении (в массовых единицах, г/см²); $D(x_i)$ – значение поглощённой дозы за сферическим защитным экраном толщиной x_i (см. таблицу 1).

3.2. Радиоизотопные источники тепла

Поглощённая доза за 1 год, создаваемая одним ТБ-8,5, зависит от расстояния до него и может быть, в приближении точечного источника, описана следующей зависимостью:

$$D(\text{рад}) = D_0 / R^2, \quad (2)$$

где $D_0 = 5,36$ рад·м² (определяется аппроксимацией кривой на рисунке 5); R – расстояние от расчётной точки до ТБ-8,5 (в метрах).

Для решения задачи учёта влияния радиоизотопных источников был разработан дополнительный программный модуль в ПК LocalDose&SEE, позволяющий с применением трёхмерной модели КА и расположенных на ней источников рассчитывать вклад их излучений в дозу. Задавая координаты расположения всех ТБ-8,5 на луноходе, мы с помощью подпрограммы, основанной на уравнении (2), определяем суммарную ЛПД от всех РИТ.

4. Точки для расчёта ЛПД на КА (локации)

Для оценки и сравнения уровней дозовой нагрузки на комплектующие ЭРИ БА для дальнейшего расчёта выделим несколько групп типовых приборов, существенно различающихся расположением на луноходе. Учитывая, что ЛПД от ИИ КП зависит от массовой защиты, а ЛПД от РИТ зависит от расстояния до него, выберем, во-первых, БА с минимальной защищённостью от космической радиации, т.е. расположенную на внешней поверхности приборного контейнера и на выносных элементах; во-вторых, БА, максимально защищённую конструкцией лунохода, т.е. внутри приборного контейнера, и, в-третьих, несколько приборов максимально близко расположенных к ТБ-8,5.

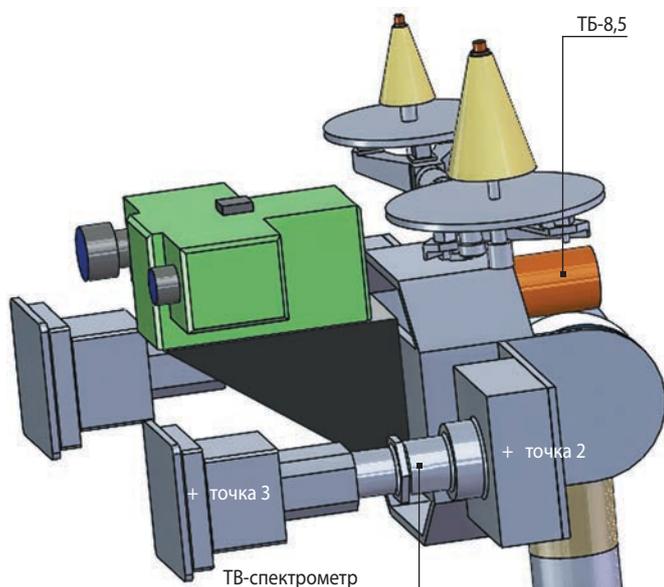


рисунок 5. ТВ-спектрометр

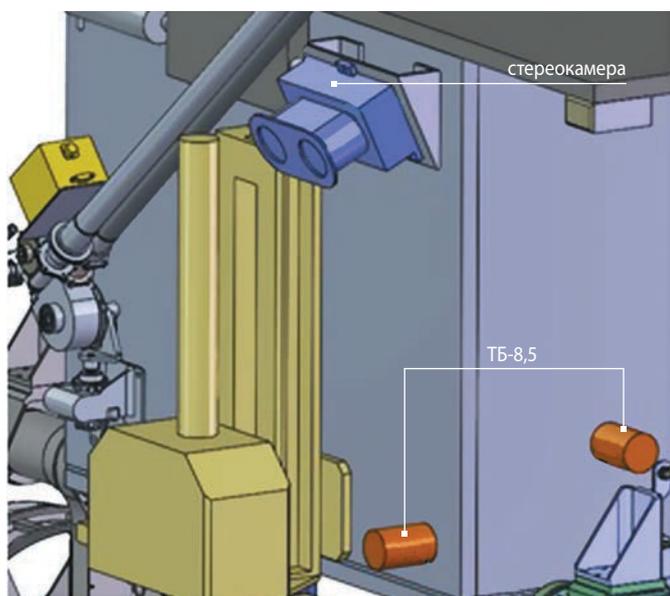


рисунок 6. Стереокамера

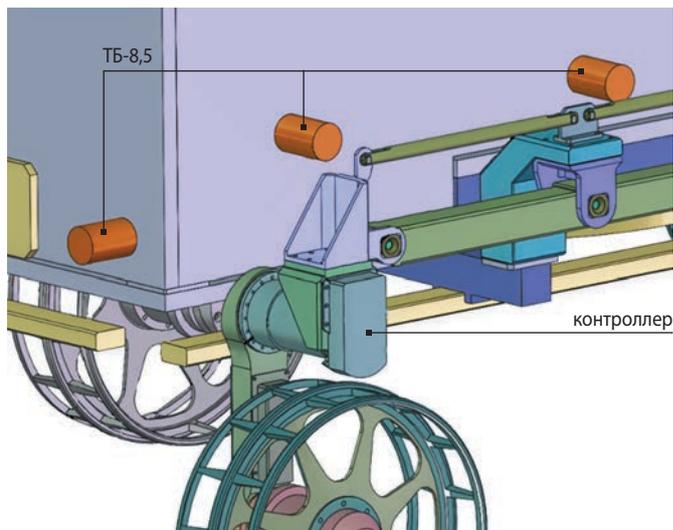


рисунок 7. Контроллер мотор-колеса

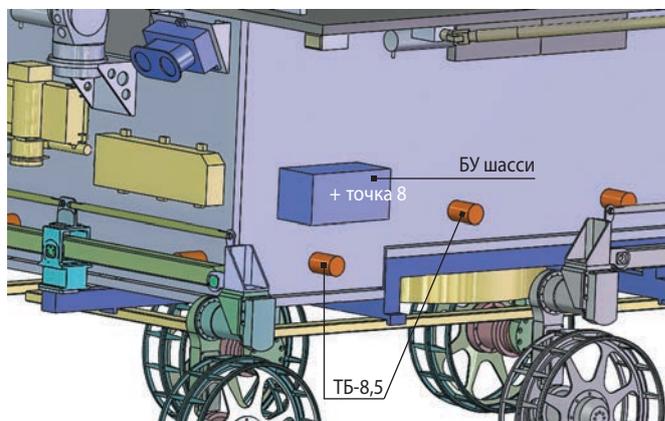


рисунок 8. Блок управления (БУ) шасси

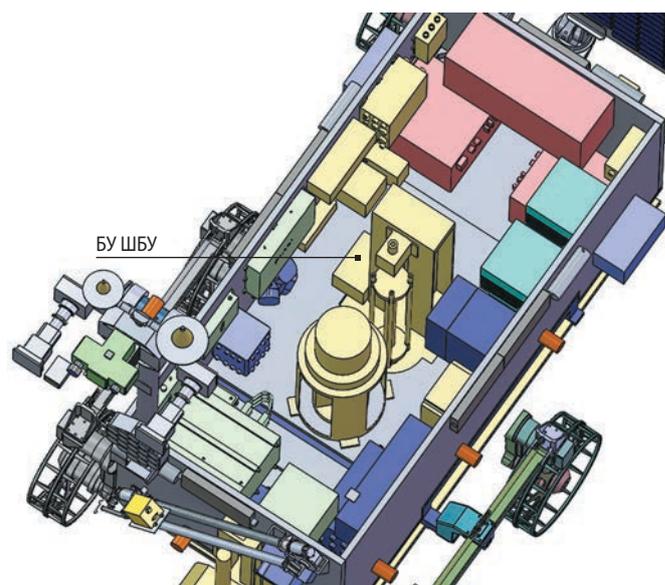


рисунок 9. Блок управления шнековой буровой установки (ШБУ)

Расчётные точки на луноходе, представляющие собой геометрические центры определённых приборов, представлены на рисунках 5–11.

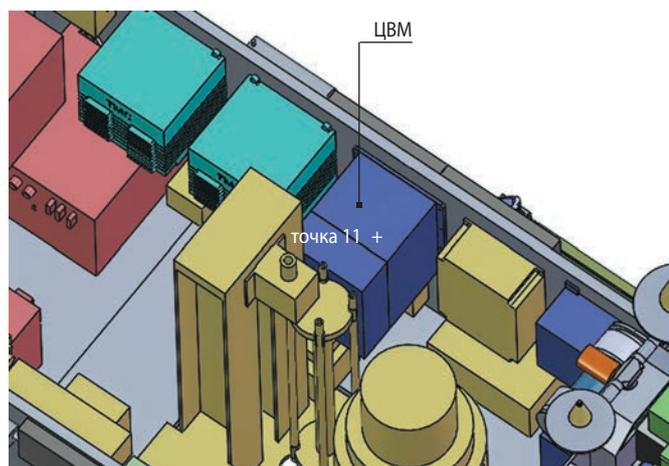


рисунок 10. Центральная вычислительная машина (ЦВМ)

5. Результаты расчёта локальных поглощённых доз

Модифицированный программный комплекс LocalDose&SEE позволяет рассчитывать значения ЛПД от КП и ТБ как в геометрическом центре прибора (с учётом массовой защиты самого прибора), так и в месте расположения прибора (без учёта).

Расчитанные значения ЛПД в расчётных точках от всех действующих на луноход видов ионизирующего излучения представлены в таблице 3.

Суммарная ЛПД в приборе от всех видов излучения рассчитана для точки в геометрическом центре, при этом при расчёте ЛПД использовалось следую-

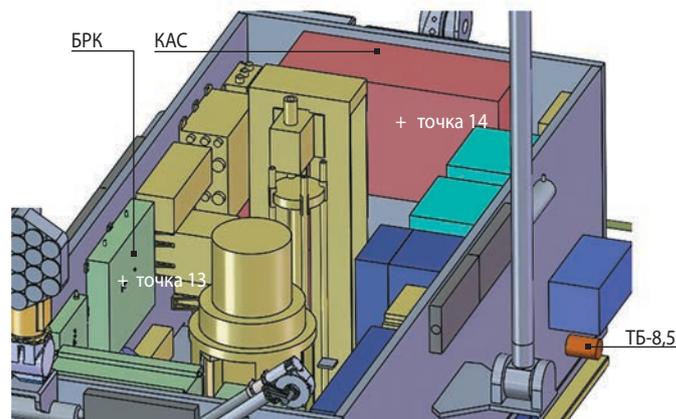


рисунок 11. Комплекс автоматики и стабилизации (КАС) и бортовой радиокомплекс (БРК)

щее приближение: прибор рассматривался как «монокристаллический» блок со средней плотностью, определяемой с помощью габаритно-массовых характеристик прибора по формуле $\rho = m/V$, где m – масса прибора; V – его объём.

Суммарная доза в расчётной точке включает ЛПД в геометрическом центре прибора от ИИ КП и ЛПД в этой точке от всех ТБ-8,5. Процентный вклад дозы от ТБ-8,5 в суммарную ЛПД представлен в таблице 4.

Данные таблицы 4 подтверждают тот факт, что в приборах, расположенных близко к ТБ-8,5, влияние ионизирующего излучения от радиоизотопных источников доминирует по сравнению с ИИ КП.

таблица 3 – Результаты расчёта ЛПД, Гр

наименование локации	суммарная поглощённая доза от ИИ КП		до за от ТБ-8,5 в геометрическом центре прибора	суммарная накопленная доза прибора от всех видов излучения
	в месте расположения (без учёта самого прибора)	в геометрическом центре прибора		
блок электроники ТВ-спектрометра	1,82E+02	4,34E+00	1,55E+00	5,89E+00
контроллер мотор-колеса	9,21E+01	3,21E+00	1,90E+00	5,11E+00
блок управления шасси	1,59E+02	2,97E+00	4,16E+00	7,13E+00
блок электроники стереокамеры	1,49E+02	1,73E+00	1,23E+00	2,96E+00
ЦВМ	3,00E+01	8,78E-01	1,87E+00	2,75E+00
блок управления ШБУ	1,09E+02	1,55E+00	9,04E-01	2,45E+00
БРК	5,28E+01	6,47E+00	1,90E+00	8,37E+00
КАС	4,75E+01	1,76E+00	1,36E+00	3,12E+00

таблица 4 – Процентный вклад дозы от ТБ-8,5 в суммарную ЛПД

наименование прибора	процент вклада накопленной дозы от ТБ-8,5 в суммарную ЛПД
блок электроники ТВ-спектрометра	26,3%
контроллер мотор-колеса	37,2%
блок управления шасси	58,3%
блок электроники стереокамеры	41,6%
ЦВМ	68,0%
блок электроники ШБУ	36,9%
БРК	22,7%
КАС	43,5%

6. Использование расчётных значений локальных доз при проектировании лунохода

В рассматриваемом проекте лунохода предполагается использовать бортовую аппаратуру, разрабатываемую для других космических проектов или доступную как покупное изделие, поэтому важно ещё на этапе проектирования понимать, удовлетворяет ли данная БА требованиям по стойкости к дозовым эффектам.

Как пример рассмотрим условия использования в качестве ЦВМ лунохода прибор, разработанный для посадочного аппарата проекта «ЛУНА-ГЛОБ». В соответствии с (ОСТ 134-1034-2012, 2012) прибор, радиационная стойкость (РС) которого подтверждена справочным путём (т.е. он не подвергался радиационным испытаниям), должен иметь коэффициент запаса не менее трёх, соответственно, минимальная стойкость его комплектующих ЭРИ должна быть в три раза выше расчётной ЛПД в месте расположения рассматриваемого ЭРИ.

В соответствии с (ОСТ 134-1034-2012, 2012) последовательность расчётной оценки радиационной стойкости по дозовому эффекту выполняется в несколько этапов. На первом этапе проводится расчёт дозового коэффициента запаса по «наихудшему случаю» при минимальной полной массовой защите прибора, а именно с применением только значения дозы в месте расположения прибора (т.е. без учёта самого прибора).

Минимальная стойкость ЭРИ (определяющая РС прибора в целом) в ЦВМ (прибор, заимствованный из проекта «ЛУНА-ГЛОБ») составляет $9,20 \times 10^3$ рад. Результат расчёта представлен в таблице 5.

Как видно из таблицы 5, коэффициент запаса заимствованной ЦВМ лунохода составляет менее трёх, что говорит о необходимости второго более точного расчётного этапа, а именно необходимо рассчитать ЛПД в месте расположения критичного ЭРИ (с минимальной стойкостью 9,2 крад) внутри прибора, учитывая толщину его корпуса 2 мм алюминия, но без учёта массовой защиты другими платами и ЭРИ. Результат расчёта представлен в таблице 6.

Результаты, приведённые в таблице 6, показывают, что, даже без учёта существенных дополнительных защитных свойств внутренних элементов прибора (платы, ЭРИ, конструктивные особенности), дозовый коэффициент запаса больше трёх, что говорит о стойкости прибора по дозовому эффекту в пределе САС одного земного года для использования в составе БА лунохода.

В некоторых случаях, при использовании ранее разработанных приборов или покупных изделий в новых проектах, обеспечение необходимого уровня радиационной стойкости прибора по дозовому эффекту может быть выполнено только установкой дополнительной массовой радиационной защиты. Однако следует понимать, что дополнительная защита эффективна только для снижения уровня ЛПД от ИИ КП и практически не даёт снижения уровня дозовой нагрузки от источников «искусственной» радиации – ТБ-8,5. Единственной эффективной мерой здесь является изменение компоновки БА, а именно расположение приборов, которые имеют низкую радиационную стойкость, на максимально возможном удалении от радиоизотопных источников.

таблица 5 – Результат расчёта РС (в рад) ЦВМ с учётом только ЛПД в месте расположения прибора

прибор	поглощённая доза в месте расположения прибора (без учёта самого прибора)	поглощённая доза от ТБ-8,5 в геометрическом центре прибора	суммарная поглощённая доза в месте расположения прибора за САС 1 год	минимальная стойкость ЭРИ БИВК	коэффициент запаса
ЦВМ	3,00E+03	1,87E+02	3,19E+03	9,20E+03	2,89

таблица 6 – Результат расчёта РС ЦВМ с учётом ЛПД (в рад) в месте расположения «критичного» ЭРИ внутри корпуса прибора

прибор	поглощённая доза внутри прибора от ИИ КП (с учётом толщины стенки 2 мм алюминия)	накопленная доза от ТБ-8,5 в геометрическом центре прибора	суммарная поглощённая доза внутри прибора за САС 1 год	минимальная стойкость ЭРИ БИВК	коэффициент запаса
ЦВМ	2,30E+03	1,87E+02	2,49E+03	9,20E+03	3,70

заключение

Современные подходы в проектировании КА, такие как модульность и унификация, предполагают использование созданного задела для реализации новых перспективных космических миссий, в частности применение имеющих лётную квалификацию систем и приборов. Поэтому для обеспечения надёжной работы в космосе служебной и научной аппаратуры важно ещё на стадии проектирования КА при выборе приборного состава понимать, подходит или нет заимствованный или покупной прибор для использования в условиях данной космической миссии.

В статье на основании прогноза радиационных условий функционирования лунохода на поверхности Луны произведена оценка дозовой нагрузки на комплектующие ЭРИ приборов от всех видов ионизирующих излучений космического пространства и бортовых радиоизотопных источников с учётом как компоновки КА, так и особенностей конструкции самих приборов. Рассчитанные значения локальных доз в ЭРИ могут быть использованы для формирования требований к радиационной стойкости аппаратуры по дозовому эффекту (Хамидуллина Н.М., 2014), а также для определения необходимости проведения испытаний отдельных ЭРИ (или аппаратуры в целом).

Показано, что важнейшие для функционирования лунохода служебные приборы, разработанные для существующих миссий (околорунные орбитальные или посадочные КА), могут быть применены на луноходах с установленными на них радиоизотопными источниками.

С другой стороны, знание радиационной стойкости приборов и дозовых нагрузок на них позволяет ещё на этапе компоновки КА или планетохода размещать бортовую аппаратуру таким образом, чтобы максимально обеспечить её защиту другими приборами и конструкциями, а также оптимально расположить её относительно радиоизотопных источников для выполнения требований по радиационной стойкости.

список литературы

ГОСТ 25645.150-90. Галактические космические лучи. Модель изменения потоков частиц. Введ. 01.01.1992. М.: Госстандарт, 1991. 10 с.

ГОСТ Р 25645.165-2001. Лучи космические солнечные. Вероятностная модель потоков протонов. Введ. 01.01.2002. М.: Госстандарт, 2001. 10 с.

Кузнецов Н.В., Малышкин Ю.М., Николаева Н.И., Ныммик Р.А. и др. Программный комплекс COSRAD для прогнозирования радиационных условий на борту космических аппаратов // Вопросы атомной науки и техники (ВАНТ). Сер. Физика радиационного

воздействия на радиоэлектронную аппаратуру. 2011. Вып. 2. С. 72-78.

Модель космоса / Под ред. Л.С. Новикова. 8-е изд. Т. 1: Физические условия в космическом пространстве. М.: КДУ, 2007. 871 с.

ОСТ 134-1044-2007 (изменение 1). Аппаратура, приборы, устройства и оборудование космических аппаратов. Методы расчета радиационных условий на борту космических аппаратов и установление требований по стойкости радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов к воздействию заряженных частиц космического пространства естественного происхождения. Введ. 01.01.2008. Переизд. в 2016 г. с изменением 1. 258 с.

ОСТ 134-1034-2012. Аппаратура, приборы, устройства и оборудование космических аппаратов. Методы испытаний и оценки стойкости бортовой радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов к воздействию электронных и протонных излучений космического пространства по дозовым эффектам. введ. 01.07.2013. 37 с.

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

Хамидуллина Н.М. Расчет радиационных характеристик бортовой аппаратуры с использованием трехмерной модели КА // Полет. 2008. № 10. С. 49-55.

Свидетельство о государственной регистрации программ для ЭВМ № 2008613789 Российская Федерация. LocalDose&SEE / Н.М. Хамидуллина, И.В. Зефирова; заявитель и правообладатель АО «НПО Лавочкина»; опублик. 08.08.2008.

Хамидуллина Н.М., Артемов М.Е., Зефирова И.В. Компьютерные методики расчета параметров радиационных условий в космическом пространстве и на борту космических аппаратов // Проектирование автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований / Под ред. В.В. Хартова, В.В. Ефанова: в 3-х т. Т. 2. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2014. С. 864-947.

Хамидуллина Н.М. Влияние радиационных условий полета космических аппаратов на радиационную стойкость электрорадиоизделий бортовой радиоэлектронной аппаратуры // Проектирование автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований / Под ред. В.В. Хартова, В.В. Ефанова: в 3-х т. Т. 2. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2014. С. 948-961.

Статья поступила в редакцию 24.06.2019 г.

Статья после доработки 29.07.2019 г.

Статья принята к публикации 29.07.2019 г.

ОПТИМИЗАЦИЯ ТРАЕКТОРИЙ ВОЗВРАЩЕНИЯ С ЛУНЫ ДЛЯ ДОСТАВКИ ГРУНТА В ЗАДАННЫЙ РАЙОН НА ПОВЕРХНОСТИ ЗЕМЛИ

THE RETURN FROM THE MOON TRAJECTORIES OPTIMIZATION FOR DELIVERING SOIL TO THE GIVEN AREA OF THE EARTH'S SURFACE



Е.С. Гордиенко¹,
кандидат технических наук,
gordienko.evgenyu@gmail.com;
E.S. Gordienko



П.А. Худорожков¹,
pavelkhud@gmail.com;
P.A. Khudorozhkov



А.В. Симонов¹,
кандидат
технических наук,
alex.simonov@laspace.ru;
A.V. Simonov

Рассматривается построение траекторий возвращения космического аппарата (КА) с Луны на Землю для доставки лунного грунта на полигон, заданный соответствующими географическими координатами ($\varphi_{П}$, $\lambda_{П}$). Для достижения этой цели разрабатывается методика построения траектории возвращения КА с Луны на Землю. Отлёт КА происходит с окололунной полярной орбиты высотой 100 км. Анализ энергетических характеристик траекторий возвращения КА проводится для 2024 года. Выбираются диапазоны дат, наиболее выгодные с точки зрения минимальной величины разгонного импульса. Полёт спутника с Луны на Землю рассматривается при учёте возмущений от гравитационных полей Земли, Луны и Солнца в геоцентрической геоэкваatorialной невращающейся системе координат.

Ключевые слова:

космический аппарат;
лунные траектории;
траектории возвращения;
искусственный спутник Луны.

DOI: 10.26162/LS.2019.45.3.003

The construction of the trajectories that return spacecraft from the Moon to the Earth for delivering lunar soil to the polygon specified by the corresponding geographical coordinates ($\varphi_{П}$, $\lambda_{П}$) is considered. To achieve this goal a technique of building the return from the Moon to the Earth trajectories is developed. Spacecraft departs from polar orbit of the Moon with the height of 100 km. Energy characteristics of the trajectories that return spacecraft from the Moon to the Earth analysis is carried out for a range of dates during 2024 year. Most advantageous date ranges in terms of the minimum value of the acceleration impulse are selected. Satellite's flight from the Moon to the Earth is simulated under the influence of perturbations from the Earth, the Sun and the Moon in the geocentric geoequatorial non-rotating coordinate system.

Key words:

spacecraft;
lunar trajectory;
return trajectories;
lunar artificial satellite.

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

Одной из наиболее важных целей освоения Луны является доставка на Землю образцов лунного грунта в заданные районы на территории Российской Федерации. Учёные из ИКИ РАН считают, что анализ реголита позволит дать ответ на извечный вопрос о том, как зарождалась и развивалась Вселенная, а также поможет выбрать место для российской лунной базы (Ефанов В.В., Долгополов В.П., 2016; Иванов М.А. и др., 2017; Ефанов В.В. и др., 2017).

1. Схема экспедиции

Основными этапами полёта КА являются:

- выведение КА с разгонным блоком (РБ) «ФРЕГАТ-СБУ» с помощью ракеты-носителя (РН) «Союз-5» на околокруговую опорную орбиту ИСЗ с космодрома «Восточный»;
- перелёт КА от Земли к Луне в течение 4–6 суток, проведение двух коррекций траектории;
- торможение при подлёте к Луне и выход на орбиту спутника Луны;
- коррекция орбиты ИСЛ;
- формирование посадочной орбиты;
- посадка КА на поверхность Луны;
- функционирование на поверхности Луны в течение 2–7 суток;
- старт КА с поверхности Луны и его выведение на траекторию возвращения к Земле;
- перелёт КА к Земле в течение 4–6 суток;
- вход в атмосферу Земли и посадка КА в заданный район.

Основные затраты суммарной характеристической скорости при реализации миссии требуются на выведение КА с РБ «Фрегат-СБУ» с помощью РН «Союз-5» на опорную орбиту ИСЗ, на сообщение разгонного импульса с помощью РБ «Фрегат-СБУ», на выдачу тормозного импульса при переходе на низкую круговую орбиту ИСЛ, на прилунение и на формирование опорной орбиты ИСЛ для отлёта к Земле и на выдачу разгонного импульса при построении траектории возвращения КА к Земле (Ефанов В.В. и др., 2010; Долгополов В.П. и др., 2011).

Возможности современных ракет-носителей и разгонных блоков позволяют выводить КА на траектории перелёта к Луне с большой полезной массой. Наибольший выигрыш может быть получен при оптимизации манёвра торможения, когда КА переходит с селеноцентрической гиперболы подлёта КА к Луне на орбиту спутника Луны, и манёвра разгона, когда спутник выводится на траекторию возвращения к Земле (Гордиенко Е.С. и др., 2015).

Методика построения траектории перелёта КА от Земли к Луне с манёвром перехода КА на полярную орбиту ИСЛ высотой в 100 км, а также оценка характеристической скорости на коррекцию

траектории перелёта КА были рассмотрены в (Гордиенко Е.С., Худорожков П.А., 2016; Gordienko E.S., Khudorozhkov P.A., 2017). В данной статье проводится анализ манёвра разгона КА с орбиты ИСЛ на траекторию возвращения к Земле.

2. Постановка задачи

Целью статьи является сокращение энергетических затрат (характеристической скорости) на выведение КА с опорной круговой орбиты у Луны с заданными радиусом a_0 и селенографическим наклонением i_0^* на траекторию возвращения КА к Земле, попадающей в точку на поверхности Земли с заданными географическими координатами $\varphi_{\text{п}}$, $\lambda_{\text{п}}$. Для достижения поставленной цели разрабатывается методика построения траектории возвращения КА от Луны к Земле, удовлетворяющая вышеуказанному требованию. Такая методика во многом опирается на рассмотренную ранее методику перелёта от Земли к Луне (Гордиенко Е.С., Худорожков П.А., 2016, Gordienko E.S., Khudorozhkov P.A., 2017), однако идеи для алгоритма получения начального приближения были взяты авторами из работы (Самтохин А.С., Тучин А.Г., 2016).

В настоящей статье решается задача перехода КА с круговой орбиты ИСЛ с заданными величинами большой полуоси $a(t_0)=a_0=R_M+H_0$ (1838.57 км), эксцентриситета $e(t_0)=e_0=0$ и селенографического наклона $i(t_0)=i_0^*$ (90°) на траекторию возвращения, попадающую в точку на поверхности Земли с заданными географическими координатами $\varphi_{\text{п}}$, $\lambda_{\text{п}}$. Масса аппарата на опорной орбите у Луны до отлёта к Земле составляет m_0 (~270 кг).

В качестве способа определения энергетических затрат на перелёт оценим величину характеристической скорости ΣW , определяемую величиной разгонного импульса, который переводит КА с опорной орбиты ИСЛ на траекторию возвращения КА к Земле ΔV_p

$$\Sigma W = \Delta V_p.$$

Далее будем рассматривать задачу минимизации разгонного импульса

$$\Sigma W = \Delta V_p \rightarrow \min.$$

3. Математическая модель и дифференциальные уравнения движения КА

Моделирование движения КА проводится путём интегрирования уравнений движения КА при учёте гравитационного поля Земли и её сжатия (C_{20}), полей Луны и Солнца в невращающейся геоцентрической геоэкваatorialной системе координат. При этом используется среднее равноденствие и средний геоэк-

ОПТИМИЗАЦИЯ ТРАЕКТОРИЙ ВОЗВРАЩЕНИЯ С ЛУНЫ ДЛЯ ДОСТАВКИ ГРУНТА В ЗАДАННЫЙ РАЙОН НА ПОВЕРХНОСТИ ЗЕМЛИ

ватор стандартной эпохи J2000.0. Дифференциальные уравнения, описывающие движение КА, имеют вид

$$\frac{d^2 \bar{r}}{dt^2} = -\frac{\mu_E}{r^3} \bar{r} + \sum_{i=1}^2 \mu_i \left(\frac{\bar{r}_i - \bar{r}}{|\bar{r}_i - \bar{r}|^3} - \frac{\bar{r}_i}{r_i^3} \right) + \bar{a}_E, \quad (1)$$

где \bar{r} – геоцентрический радиус-вектор КА; μ_E – гравитационный параметр Земли; μ_i и r_i – гравитационные параметры и радиус-векторы возмущающих небесных тел (Луна, Солнце), где $i=1$ соответствует возмущениям от притяжения Луны, а $i=2$ – от притяжения Солнца; $\bar{a}_E = \{a_{Ex}, a_{Ey}, a_{Ez}\}$ – возмущающее ускорение, вызванное нецентральностью поля тяготения Земли:

$$a_{Ex} = a_{E0} \left[-1 + \frac{5z^2}{r^2} \right] \frac{x}{r}, \quad a_{Ey} = a_{E0} \left[-1 + \frac{5z^2}{r^2} \right] \frac{y}{r},$$

$$a_{Ez} = a_{E0} \left[-3 + \frac{5z^2}{r^2} \right] \frac{z}{r}, \quad a_{E0} = \frac{3\mu_E J_2 R_e^2}{2r^4},$$

где R_e , J_2 – экваториальный радиус и коэффициент 2-й зональной гармоники геопотенциала Земли.

Векторы состояния Луны и Солнца определяются из табличных эфемерид DE-405 (Standish E.M., 1998). Используются следующие значения констант: $\mu_E = 398600.4481 \text{ км}^3/\text{с}^2$; $\mu_M = 4902.79914 \text{ км}^3/\text{с}^2$; $\mu_S = 132712439935 \text{ км}^3/\text{с}^2$; $J_2 = 0.0010826348$; $R_e = 6378.136 \text{ км}$. Эфемеридная поправка Δt (TDB-UTC) принята равной 69.184 с.

4. Методика построения траектории возвращения КА с опорной орбиты ИСЛ на Землю

Для краткости изложения некоторые элементы методики будут освещены в сжатом виде или с использованием ссылок на уже опубликованные работы. Вначале распишем основные её этапы:

1. Определение начального приближения в центральном поле Земли.
2. Удовлетворение начальных условий старта КА с круговой ($e_0=0$) орбиты ИСЛ с заданными величинами большой полуоси $a(t_0)=a_0=R_M+H_0$ (1838.57 км) и селенографического наклона $i(t_0)=i_0^*$ (90°) при анализе движения КА с учётом возмущений (3).
3. Удовлетворение конечных условий рассматриваемой задачи: построение траектории, попадающей в точку на поверхности Земли с координатами $(\varphi_{\Pi}, \lambda_{\Pi})$ в заданное время t_f .

Рассмотрим теперь каждый из этапов.

4.1. Определение начального приближения в центральном поле Земли

Наша задача – спроектировать траекторию возвращения КА на Землю, попадающую в точку на поверхности Земли с координатами $(\varphi_{\Pi}, \lambda_{\Pi})$. Далее такую

точку с географическими координатами $(\varphi_{\Pi}, \lambda_{\Pi})$ будем называть точкой Π $(\varphi_{\Pi}, \lambda_{\Pi})$.

Задаваясь датой подлёта КА к Земле t_f и точкой на орбите ИСЛ, получим траекторию возвращения КА в центральном поле Земли. Для этого рассмотрим движение КА в рамках модели точечной сферы действия Луны (МТСДЛ). 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., Ивашкин В.В., 2012; Гордиенко Е.С., Худорожков П.А., 2016; Самоухин 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, трасса которой проходит через точку Π в момент подлёта $t_f - \Omega_2(t_f)$

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

Трасса получаемой таким образом траектории при заданных геоцентрическом наклоне i_f и радиусе перигея r_{Π} изображена на рисунке 1.

При этом, как правило, возникают рассогласования по угловому расстоянию $\delta\alpha$ и по времени δt , показанные на рисунках 1 и 2.

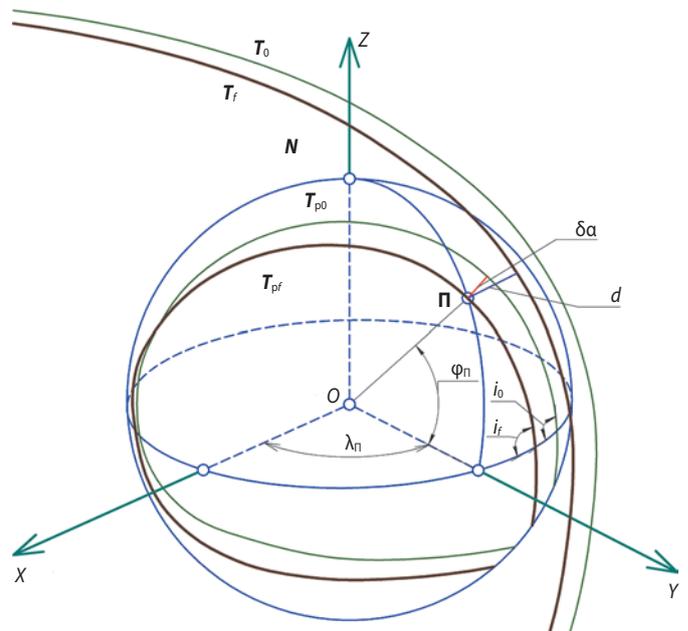


рисунок 1. Схема коррекции рассогласования траектории по угловому расстоянию $\delta\alpha$, где $d=(r-R_E)$ – минимальное расстояние до полигона Π (красный цвет), T_0 , T_{p0} и T_f , T_{pr} обозначают траекторию и трассу начального приближения (зелёный цвет) и траекторию КА и соответствующую ей трассу (коричневый цвет), проходящую через полигон Π $(\varphi_{\Pi}, \lambda_{\Pi})$

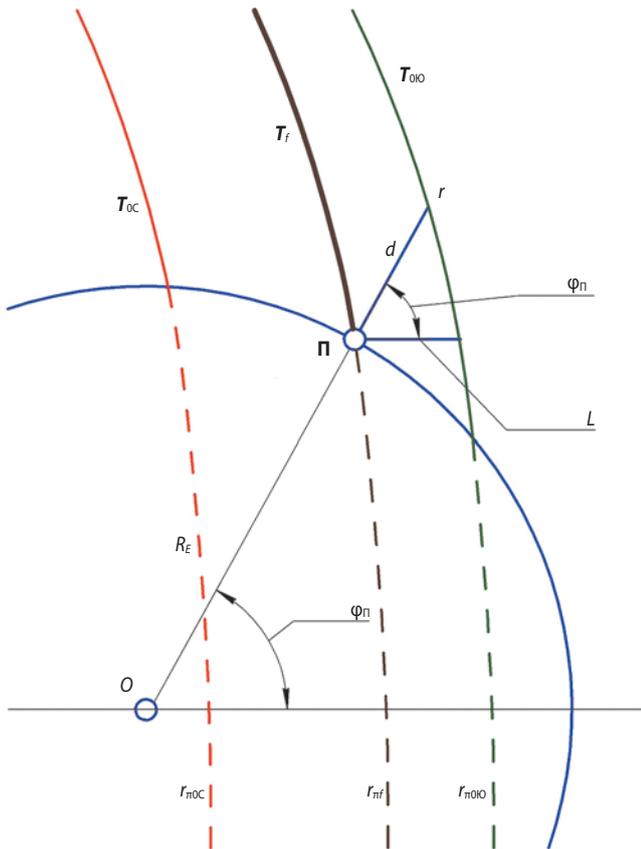


рисунок 2. Схема коррекции рассогласования траектории по времени δt

I. Рассмотрим рассогласование по угловому расстоянию $\delta\alpha$ (см. рисунок 1). Часто возникает промах $\delta\alpha = \sqrt{\delta\varphi^2 + \delta\lambda^2}$, где $\delta\varphi = \varphi^* - \varphi_{\text{П}}$, $\delta\lambda = \lambda^* - \lambda_{\text{П}}$; где $\delta\alpha$ – угол, соответствующий минимальному расстоянию d трассы полёта КА до полигона П. Величину промаха $\delta\alpha$ сводим к «нулю» малым варьированием геоцентрического наклона i_f орбиты возвращения T_f ; $i_f \sim \delta\alpha \rightarrow \varepsilon(\delta\alpha)$, $\delta\varepsilon(\alpha) = 0.25^\circ$. При этом следует учитывать, что наклонение i_f должно быть не менее широты точки посадки $\varphi_{\text{П}}$

$$i_f \geq \varphi_{\text{П}}.$$

II. Рассмотрим рассогласование по времени пересечения поверхности Земли δt . В общем случае, если трасса траектории проходит через точку П, то сама траектория при подлёте к Земле из северной полушария мира N (рисунок 2) может пересекать её поверхность или раньше, севернее полигона П (T_{0c} – красный цвет), не долетая до неё, или позже, южнее полигона П ($T_{0ю}$ – зелёный цвет) S , перелетая её. Для устранения этого рассогласования, используя формулы (2) и (3), корректируют величину радиуса перигея $r_{\pi 0}$ (рисунок 2):

$$L = d \cdot \cos(\varphi_{\text{П}}); \quad (2)$$

$$r_{\pi(i+1)} = r_{\pi i} - L. \quad (3)$$

Далее повторяют пункты I и II. Работа алгоритма завершается, когда величина L становится менее 1 км.

После выполнения всех условий, описанных в пунктах I и II, считаем, что нашли траекторию движения КА, которая в центральном поле Земли попадает в точку П с заданными координатами $(\varphi_{\text{П}}, \lambda_{\text{П}})$, см. далее рисунок 5.

4.2. Удовлетворение начальных условий

Нам необходимо получить такую траекторию, которая, отлетая с орбиты ИСЛ с заданными радиусом a_0 и селенографическим наклоном i_{0*} , будет попадать в точку П на поверхности Земли с заданными географическими координатами $\varphi_{\text{П}}, \lambda_{\text{П}}$. Полученная в центральном поле Земли траектория, а именно вектор состояния КА в перигею у Земли, используется далее в качестве начального приближения при моделировании движения КА при учёте возмущений (3).

Алгоритм решения данной задачи похож на этапы со второго по шестой методики построения траектории полёта КА на орбиту ИСЛ, описанной в (Гордиенко Е.С., Худорожков П.А., 2016). Однако полученный вектор состояния КА интегрируется назад, то есть рассматривается движение КА в обратном времени от Земли до точки на орбите у Луны. Здесь и далее рассматриваются трёхпараметрические краевые задачи, решаемые итерационным методом Ньютона. Варьируемыми параметрами на всех этапах являются долгота восходящего узла Ω_0 , аргумент широты перигея ω_0 перелётной орбиты и величина большой полуоси орбиты перелёта a_0 (Ивашкин В.В., 1975; Гордиенко Е.С., Ивашкин В.В., 2012).

Величины варьирования для решения краевых задач принимаются равными: для долготы восходящего узла $\delta\Omega = 0.1^\circ$, для аргумента широты перигея $\delta\omega = 0.01^\circ$ и для величины большой полуоси орбиты перелёта $\delta a = 100$ км.

Результатом выполнения данного этапа является траектория перелёта КА с орбиты ИСЛ на Землю, попадающая в окрестность точки с координатами $(\varphi_{\text{П}}, \lambda_{\text{П}})$, угловое рассогласование $\delta\alpha$ при этом составляет менее $10\text{--}15^\circ$ (см. рисунки 1 и 7).

4.3. Удовлетворение конечных условий

Переход КА с орбиты ИСЛ на траекторию возвращения к Земле происходит после сообщения одного, разгонного, импульса скорости. Далее спутник движется по восходящей ветви орбиты через Северный полюс Луны. Вся траекторию полёта КА от Луны к Земле можно разделить на три участка (без учёта участка движения КА в атмосфере Земли), как показано на рисунке 3. Первый участок – с момента взлёта КА t_c с поверхности Луны до момента отлёта t_0 с орбиты ИСЛ к Земле – представляет собой селеноцентрическую траекторию выведения, второй – от конца разгона t_0 до границы сферы действия Луны (СДЛ) –

ОПТИМИЗАЦИЯ ТРАЕКТОРИЙ ВОЗВРАЩЕНИЯ С ЛУНЫ ДЛЯ ДОСТАВКИ ГРУНТА В ЗАДАННЫЙ РАЙОН НА ПОВЕРХНОСТИ ЗЕМЛИ

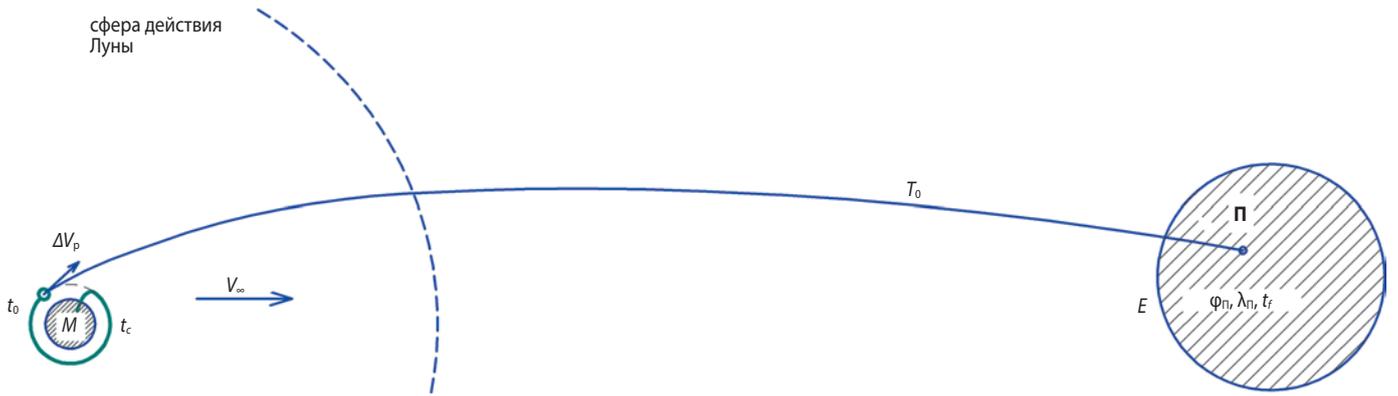


рисунок 3. Схема прямого перелёта КА от Луны к Земле с одноимпульсным переходом на траекторию возвращения

селеноцентрическую гиперболическую траекторию и третий участок начинается от границы СДЛ до момента, когда траектория возвращения пересекает поверхность Земли (рисунок 3) – геоцентрическую эллиптическую траекторию.

На заключительном, третьем, этапе разработанной нами методики построения траектории возвращения КА с опорной орбиты ИСЛ на Землю полученное на втором этапе решение уточняется с целью получения траектории КА, отлетающей с орбиты ИСЛ с заданными радиусом a_0 и селенографическим наклоном i_0^* , попадающей в заданное время t_f в точку **П** с заданными координатами $(\varphi_{\text{П}}, \lambda_{\text{П}})$.

Для этого решается трёхпараметрическая краевая задача, в которой контролируются географические широта φ^* и долгота λ^* точки приземления **П** и время t_f попадания КА в полигон **П**, а варьируются величина импульса разгона при отлёте КА с орбиты ИСЛ ΔV_p и углы его ориентации γ и ψ , задаваемые в орбитальной СК *rnб*, как показано на рисунке 4.

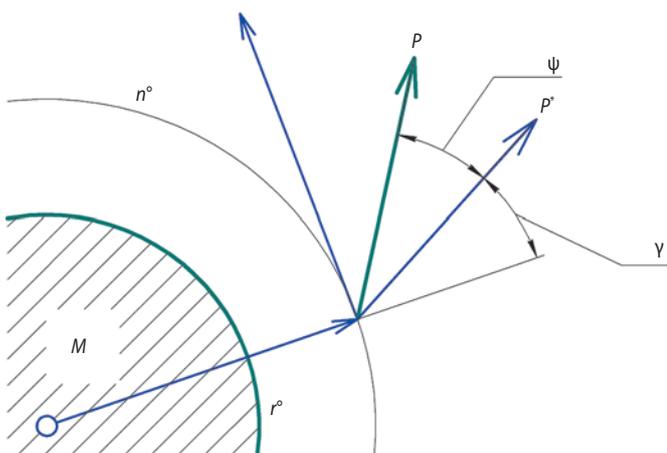


рисунок 4. Схема углов γ и ψ ориентации вектора тяги в орбитальной СК *rnб* (**P** – тяга; **P*** – проекция вектора тяги на плоскость *rn*; угол γ отсчитывается внутри плоскости (*rn*); ψ – угол выхода из плоскости)

Величина рассогласования траектории по угловому расстоянию $\delta\alpha$ при решении краевой задачи составляет менее 0.05° , что эквивалентно гарантированному попаданию траектории возвращения КА в квадрат со стороной, равной 11 км, и с центром в точке **П** с координатами $(\varphi_{\text{П}}, \lambda_{\text{П}})$.

В зависимости от даты отлёта t_0 продолжительность «обратного» перелёта $\Delta t_{\text{ЛЗ}}$ по траектории возвращения составляет от ~ 4.8 до ~ 5.7 суток.

Примером околоземного участка конечной траектории возвращения КА на Землю, попадающей в точку **П** $(\varphi_{\text{П}}, \lambda_{\text{П}})$, может служить траектория, отмеченная оранжевым цветом на рисунке 8.

5. Численные и графические результаты

В качестве примера приведём результаты решения на каждом из этапов разработанной методики. Для этого зададимся датой старта КА к Земле t_c : 07.08.2024 года и точкой на орбите ИСЛ. Время перелёта Δt равно ~ 5 суток. В качестве точки **П** на поверхности Земли зададим полигон Капустин Яр с координатами $(\varphi_{\text{П}}, \lambda_{\text{П}}) = (47.941^\circ \text{ с.ш.}, 46.632^\circ \text{ в.д.})$.

1 этап. Начальное приближение в центральном поле Земли. На рисунке 5 представлены траектории перелёта КА от Луны к Земле в центральном поле Земли в гринвичской системе координат XYZ.

Вектор состояния (ВС) КА в точке отлёта с орбиты ИСЛ для траектории, являющейся первым приближением, зелёный цвет: $t_0 = 07.08.2024 \ 22:17:24$ (UTC), $X_0 = \{-402509 \text{ км}, 35397.3 \text{ км}, 25804 \text{ км}, -0.009255 \text{ км/с}, 0.068097 \text{ км/с}, -0.185714 \text{ км/с}\}$.

ВС КА в точке отлёта с орбиты ИСЛ для конечной траектории, которая в центральном поле Земли попадает в точку **П** с заданными географическими координатами $(\varphi_{\text{П}}, \lambda_{\text{П}})$, красный цвет: $t_0 = 07.08.2024 \ 22:18:08$ (UTC), $X_0 = \{-402446 \text{ км}, 34675 \text{ км}, 25915 \text{ км}, 0.093396 \text{ км/с}, -0.092558 \text{ км/с}, 0.116995 \text{ км/с}\}$. Геоцентрическое наклонение орбиты возвращения

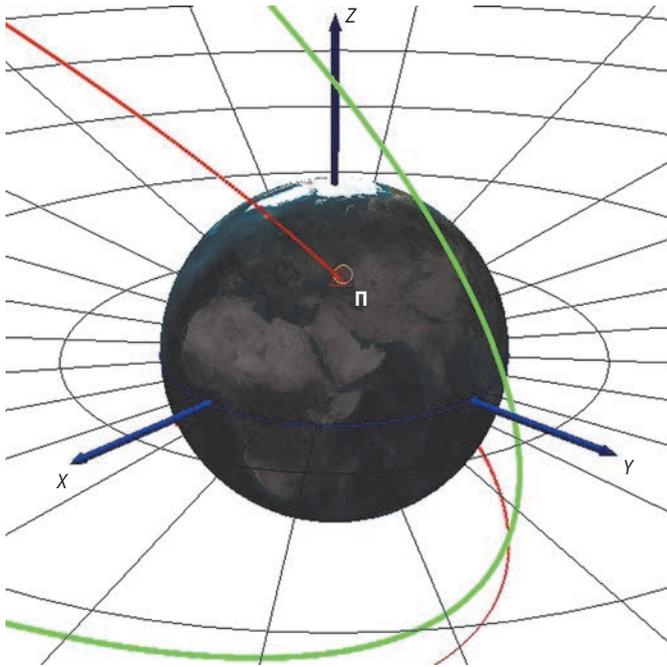


рисунок 5. Траектории перелёта КА от Луны в центральном поле Земли (околосемный участок): зелёный цвет – начальное приближение траектории в МТСДЛ, красный цвет – конечная траектория возвращения КА, которая в центральном поле Земли попадает в точку **П** с заданными географическими координатами ($\varphi_{\text{п}}$, $\lambda_{\text{п}}$)

равно $i_f=55.735^\circ$, а радиус перигея находится внутри Земли и равен $r_{\text{пг}}=4625.402$ км, как это и показано на рисунке 5. Момент попадания КА в поверхность Земли в точке **П** равен $t_f=12.08.2024$ 20:04:10 (UTC).

2 этап. Удовлетворение начальных условий. Результатом данного этапа является траектория, двигаясь по которой, КА отлетает с орбиты ИСЛ с заданными большой полуосью $a_0=1838.57$ км и наклонением $i_0=90^\circ$ к Земле и при учёте возмущений (3) попадает в полигон **П**. На рисунках 6 и 7 изображены околосемный (рисунок 6) и околосемный (рисунок 7) участки траектории возвращения к Земле с орбиты ИСЛ с заданными параметрами, попадающей в окрестность полигона **П**. Из анализа рисунка 7 видно, что для траектории, получившейся после завершения второго этапа, рассогласование по угловому расстоянию $\delta\alpha$ составляет $\sim 9^\circ$.

ВС КА в точке отлёта с орбиты ИСЛ для траектории возвращения к Земле при учёте возмущений (1), фиолетовый цвет: $t_0=07.08.2024$ 10:04:30 (UTC), $X_0=\{-395460.520$ км, 69977.568 км, 44285.239 км, 0.006697 км/с, -0.685621 км/с, 2.028940 км/с}. Момент попадания КА в поверхность Земли в окрестности точки **П** равен $t_f=12.08.2024$ 19:57:07 (UTC).

3 этап. Удовлетворение конечных условий. На данном этапе траектория, полученная в ходе выполнения предыдущего, уточняется таким образом,

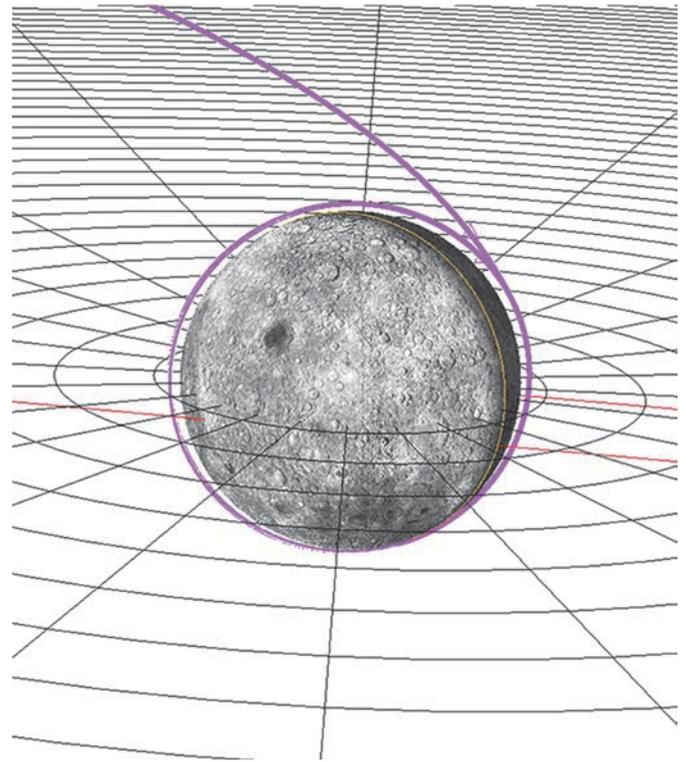


рисунок 6. Орбита ИСЛ с большой полуосью $a_f=1838.57$ км и наклонением $i_f=90^\circ$ и околосемный участок траектории возвращения КА к Земле при учёте возмущений (1)

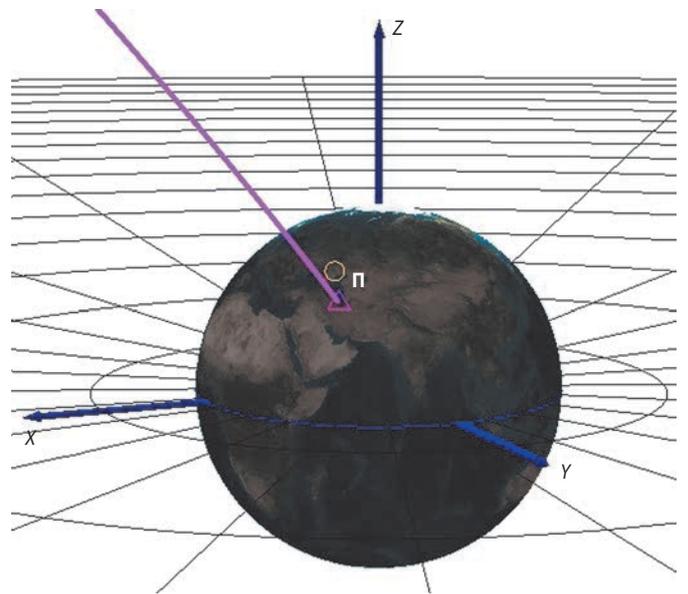


рисунок 7. Околосемный участок траектории возвращения КА на Землю при учёте возмущений (1) (фиолетовый цвет)

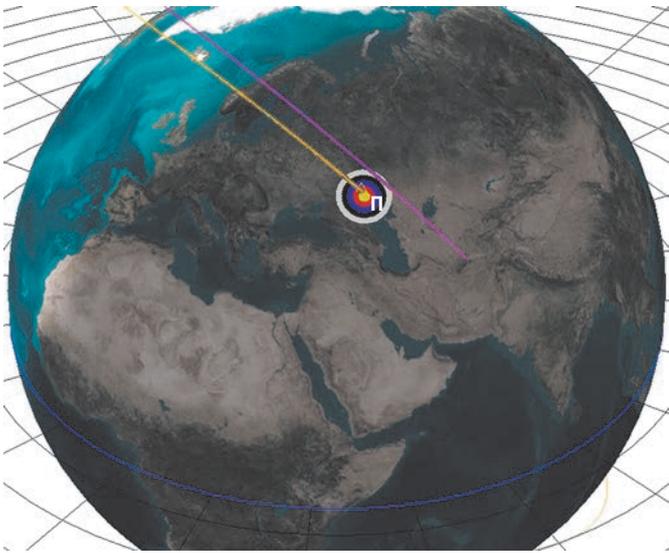
чтобы КА при учёте возмущений (1) отлетел с орбиты ИСЛ, приблизился к Земле и попал в точку **П** с координатами ($\varphi_{\text{п}}$, $\lambda_{\text{п}}$).

ВС в точке отлёта КА с орбиты ИСЛ для траектории возвращения к Земле при учёте возмущений (1), фиолетовый цвет: $t_0=07.08.2024$ 10:04:30 (UTC),

ОПТИМИЗАЦИЯ ТРАЕКТОРИЙ ВОЗВРАЩЕНИЯ С ЛУНЫ ДЛЯ ДОСТАВКИ ГРУНТА В ЗАДАННЫЙ РАЙОН НА ПОВЕРХНОСТИ ЗЕМЛИ

$X_0 = \{-395460.520 \text{ км}, 69977.568 \text{ км}, 44285.239 \text{ км}, 0.020998 \text{ км/с}, -0.666326 \text{ км/с}, 2.026620 \text{ км/с}\}$. Величина разгонного импульса равна $\Delta V_p = 862.315 \text{ м/с}$, углы ориентации разгонного импульса в орбитальной СК составляют $\gamma = 91.480^\circ$, $\psi = -0.0198^\circ$. Момент попадания КА в поверхность Земли в окрестности точки П равен $t_f = 12.08.2024 \text{ 19:04:39 (UTC)}$. Наклон траектории к горизонту в точке П составляет $\theta = 36.595^\circ$.

Траектория первого приближения (фиолетовый цвет) и конечная траектория (оранжевый цвет), двигаясь по которой, КА отлетает с орбиты ИСЛ с заданными радиусом $a_0 = 1838.57 \text{ км}$ и наклоном $i_0^* = 90^\circ$ и попадает в точку П, изображены на рисунке 8.

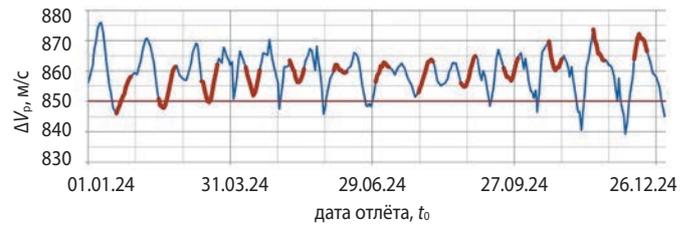


рисунк 8. Околосемный участок траектории возвращения к Земле, фиолетовый цвет – траектория после завершения второго этапа, оранжевый цвет – конечная траектория

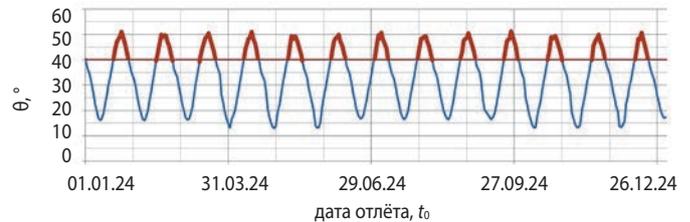
Из анализа рисунков 5–8 видно, что разработанная методика построения траектории возвращения КА с опорной орбиты ИСЛ на Землю, попадающая в точку П с координатами $(\varphi_{\text{П}}, \lambda_{\text{П}})$, позволяет получать решение для любой даты возвращения КА на Землю t_f . Приведённые в работе результаты были проверены в пакете программ STK 8.0.

6. Анализ траекторий перелёта Луна – Земля для 2024 года

Рассмотрим диапазон дат отлёта КА с орбиты ИСЛ с конца декабря 2023 года до начала января 2025 года, попадающие в точку П, заданную координатами полигона Капустин Яр. На рисунках 9–11 представлены зависимости величины разгонного импульса ΔV_p , угла θ наклона траектории в точке П и времени перелёта КА от Луны к Земле $\Delta t_{\text{ЛЗ}}$ от даты отлёта КА с орбиты ИСЛ t_0 .



рисунк 9. Зависимость разгонного импульса ΔV_p от даты отлёта КА с орбиты ИСЛ t_0



рисунк 10. Зависимость угла θ наклона траектории в точке П от даты отлёта КА с орбиты ИСЛ t_0



рисунк 11. Зависимость времени перелёта КА от Луны к Земле $\Delta t_{\text{ЛЗ}}$ от даты отлёта КА с орбиты ИСЛ t_0

Как видно из рисунков 9–11, для доставки лунного грунта на Землю в любой день в течение 2024 года на выдачу импульса разгона КА ΔV_p с орбиты ИСЛ потребуется запас характеристической скорости от ~ 840 до $\sim 880 \text{ м/с}$, при этом для любой из дат отлёта к Земле угол θ наклона траектории в точке П будет меняться от 13° до 51° , а время перелёта с Луны на Землю $\Delta t_{\text{ЛЗ}}$ – от 4.9 до 5.6 суток.

Из анализа рисунков 9 и 10 видно, что, если угол θ наклона траектории в точке П принять равным углу входа КА в атмосферу Земли и рассматривать ограничения на угол входа КА в атмосферу, который должен быть больше 40° (красная горизонтальная линия на рисунке 10) и меньше 75° , то диапазон возможных дат отлёта к Земле сократится (красные кривые на рисунках 9 и 10). Учитывая данное ограничение, наилучшими для отлёта КА от Луны к Земле являются следующие даты в начале 2024 года: 18–27 января, 14–24 февраля, 12–22 марта. При этом диапазон времён перелёта КА от Луны на Землю составит $\Delta t_{\text{ЛЗ}}$ от 4.85 до 5.35 дня, а требуемая характеристическая скорость на выдачу разгонного импульса ΔV_p будет меняться от 845 до 875 м/с.

Были также определены траектории возвращения для полигона посадки Жезказган (Казахстан)

($\varphi_{\text{П}}$, $\lambda_{\text{П}}$)=(47°47' с.ш., 67°42' в.д.). Полученные энергетические, геометрические и временные характеристики оказались очень близки к их аналогам, приведённым на рисунках 9–11.

Если проект доставки лунного грунта на Землю не удастся реализовать в 2024 году, его можно будет осуществить в последующие годы, при этом с точки зрения минимизации затрат топлива на выдачу разгонного импульса ΔV_p при полёте к Земле предпочтительным видится интервал с 2027 по 2030 годы.

заключение

В статье представлена методика построения траектории возвращения КА с опорной орбиты ИСЛ на Землю, позволяющая для любой даты подлёта КА к Земле получать траектории, доставляющие лунный грунт в заданную точку **П** на территории Российской Федерации. Проведён анализ возможных дат подлёта КА к Земле с конца декабря 2023 года по январь 2025 года по критерию минимизации характеристических затрат на выдачу разгонного импульса ΔV_p .

Приведённые результаты показывают, что для реализации траектории возвращения КА (без учёта проведения коррекции), попадающей в точку **П**, заданную координатами полигона Капустин Яр, в любую из дат на протяжении 2024 года только на выдачу разгонного импульса скорости потребуется запас характеристической скорости около 840–880 м/с, при этом для любой из дат отлёта угол наклона траектории в точке **П** будет меняться от 13° до 51°, а время перелёта с Луны на Землю – от 4.9 до 5.6 суток.

Если угол наклона траектории в точке **П** принять равным углу входа КА в атмосферу Земли и рассматривать ограничения на угол входа КА в атмосферу, который должен быть больше 40° и меньше 75°, то диапазон возможных дат отлёта к Земле сократится. При учёте данного ограничения наилучшими для отлёта КА от Луны к Земле являются следующие даты в начале 2024 года: 18–27 января, 14–24 февраля, 12–22 марта. При этом диапазон времён перелёта КА от Луны на Землю составит $\Delta t_{\text{ЛЗ}}$ от 4.85 до 5.35 дня, а требуемая характеристическая скорость будет меняться от 845 до 875 м/с.

Энергетические, геометрические и временные характеристики траекторий возвращения с Луны на полигон Капустин Яр оказались очень близки к их аналогам, полученным при возвращении КА на полигон Жезказган (Казахстан).

В случае невозможности реализации проекта по доставке образцов лунного грунта в 2024 году, он может быть осуществлён в последующие годы. С точки зрения минимизации затрат топлива на выдачу разгонного импульса при возвращении к Земле наиболее предпочтителен интервал с 2027 по 2030 годы.

список литературы

Гордиенко Е.С., Ивашкин В.В. Разработка универсального алгоритма определения траектории попадания в Луну для случая центральной траектории подлёта к Луне // Молодежный научно-технический вестник. 2012. № 5. С. 1-7.

Гордиенко Е.С., Ивашкин В.В., Лю В. Анализ оптимальных маневров разгона и торможения космического аппарата при его полете к Луне // Космонавтика и ракетостроение. 2015. № 1. С. 37-47.

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.

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.

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

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

Ефанов В.В., Хартов В.В., Пичхадзе К.М., Мартынов М.Б. Перспективные российские автоматические комплексы для планетных фундаментальных научных исследований // Полет. 2010. № 11. С. 3-9.

Иванов М.А., Маров М.Я., Базилевский А.Т., Костицын Ю.А. Кратер Богуславский на Луне: выбор места посадки для спускаемого аппарата миссии «ЛУНА-ГЛОБ» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 2. С. 44-51.

Ивашкин В.В. Оптимизация космических маневров при ограничениях на расстояния до планет. М.: Наука, 1975. 392 с.

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: 22.07.2019).

Gordienko E.S., Khudorozhkov P.A. On Choosing a Rational Flight Trajectory to the Moon // Solar System Research. 2017. V. 51, № 7. P. 676-686.

Standish E.M. JPL Planetary and Lunar Ephemerides, DE405/LE405. 1998. JPL IOM 312.F-98-048.

Статья поступила в редакцию 25.07.2019 г.

Статья после доработки 30.07.2019 г.

Статья принята к публикации 30.07.2019 г.

НОВЫЙ СПОСОБ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО КОНТРОЛЯ ЗАПЫЛЁННОСТИ ВНЕШНЕЙ АТМОСФЕРЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПРИ ТЕПЛОВАКУУМНЫХ ИСПЫТАНИЯХ

A NEW WAY OF AUTOMATED DUST CONTROL OF THE SPACECRAFT OUTER ATMOSPHERE AT THERMAL-VACUUM TESTING



Н.Н. Иванов¹,
кандидат физико-
математических наук,
Ivanov_n_n@laspace.ru;
N.N. Ivanov



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



Б.Ю. Ященко¹,
кандидат технических
наук,
T5d@laspace.ru;
B.Yu. Yaschenko

При наземных тепловакуумных испытаниях космических аппаратов необходимо контролировать и отслеживать изменение запылённости в замкнутых и полузамкнутых полостях космических аппаратов, вблизи оптических поверхностей научных и служебных приборов, зеркал, солнечных батарей, экранно-вакуумной изоляции, а также в объёме самой вакуумной камеры в процессе её вакуумирования и т.д. Известно, что от запылённой оптики сильно страдает научная достоверность и значимость результатов, поступающих с космических приборов в наземные научные центры.

В статье представлено описание нового способа автоматизированного контроля запылённости внешней атмосферы космического аппарата и его модулей при тепловакуумных испытаниях. На данный способ выдан патент, патентообладатель – РФ, от имени которой выступает Госкорпорация по космической деятельности «Роскосмос» (RU). Кроме ракетно-космической и авиационной отраслей, данный способ может быть использован в электронной и микроэлектронной технике, ядерной технике, медицине, пищевой промышленности и т.д.

In the course of spacecraft ground thermal-vacuum testing it is essential to control and monitor change of dust content of closed and semi-closed hollows of spacecraft, near optical surfaces of scientific and housekeeping hardware, mirrors, solar arrays, MLI, as well as within the volume of the thermal-vacuum chamber itself during its vacuumizing and etc. It is known that the dusty optics affects greatly the scientific reliability and value of results coming from space instruments to the ground scientific centers. The article describes a new way of automated dust control of the outer atmosphere of a spacecraft and its modules at thermal-vacuum testing. A patent has been issued for this method; the patent holder is the Russian Federation on behalf of which the State space Corporation Roscosmos acts (RU). In addition to rocket and space, and aviation industries this method can be used in electronic and microelectronic technology, nuclear technology, medicine, food industry, etc.

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

Ключевые слова: космический аппарат; вакуумная камера; тепловакуумные испытания; ёмкостная аспирационная система; контроль запылённости собственной внешней атмосферы космического аппарата.

DOI: 10.26162/LS.2019.45.3.004

ВВЕДЕНИЕ

Экологическая составляющая при наземных исследованиях и космических полётах космических аппаратов и космических станций является важной, интересной, но непростой проблемой, требующей глубокого изучения. Земная пыль, доставленная в космос на самом космическом аппарате (КА) с Земли, а также загрязнения, приобретённые в орбитальном полёте, осаждаются и конденсируются на холодных поверхностях, загрязняют научную и служебную аппаратуру, иные блоки и устройства КА (Акишин А.И. и др., 1977; Акишин А.И. и др., 1983; Иванов Н.Н., 2015). Загрязнение на КА возникает от летучих компонентов кабельной изоляции, красок, герметиков, клеев, тепловых паст (от использования таких паст на КА в НПО им. С.А. Лавочкина отказались). Загрязнение возникает также от шелушения, образования пузырей, слоевых отслоений от защитных покрытий различных узлов и блоков КА, негерметичности соединений топливной арматуры космических двигателей при длительном пребывании КА в космосе и т.д. Негативно может воздействовать на КА и космическая электропроводная пыль, обдуваемая КА на некоторых участках орбиты. Эта пыль может вызывать сбой настройки антенны фидерной системы и скачки напряжения в системе; возможен и случай короткого замыкания всей системы.

1. Дисперсность и концентрация пылевых частиц, которые необходимо учитывать и контролировать при производстве и испытаниях КА на Земле

Дисперсное состояние является основным состоянием материи, так как большая часть вещества во Вселенной находится в виде пыли. На Земле размеры частиц пыли и капель, которые витают на открытом воздухе, в помещениях, а также в вакуумных камерах с открытыми люками, принадлежат интервалу размеров, который охватывает четыре порядка величин $d_s \sim (10^{-2} \dots 10^2)$ мкм, где d_s – размер частицы или капельки (Фукс Н.А., 1955; Фукс Н.А., 1961).

Для данного технически реализуемого способа определённый интерес представляет экспериментальное определение концентрации частиц в единице

Key words: spacecraft; vacuum chamber; thermal-vacuum test; capacitive dust-exhaust system; dust control of the spacecraft own outer atmosphere.

объёма запылённого воздуха. В механике аэрозолей и двухфазных течений приняты следующие понятия и определения концентрации частиц: счётная, объёмная, массовая и мольная (последнюю рассматривать не будем).

Счётная концентрация частиц определяет число частиц в единице объёма несущей среды (например, воздуха).

Объёмная концентрация частиц характеризует общий или суммарный объём частиц в единице объёма несущей среды.

Массовая или весовая концентрация частиц определяется как масса или вес частиц в единице объёма несущей среды.

Отметим, что в природе и технике существует множество различных двухфазных моно- и полидисперсных течений и потоков газа или воздуха с частицами. Примером двухфазных течений являются, например, запылённый воздух на улице, газообразные продукты сгорания и конденсированные частицы выхлопных факелов РДТТ и ЖРД, газообразные продукты сгорания и частицы сажи в выхлопе автомобиля, воздух и зерновая или мучная пыль на элеваторах и хлебокомбинатах (возможные последствия в последнем примере – взрывы и катастрофические разрушения элеваторов) и т.д. (Алемасов В.Е. и др., 1980; Стернин Л.Е., 1974).

Другими важными функциями двухфазных пылевых потоков, определяющих непрерывность дисперсной фазы, являются дифференциальная и интегральная функции распределения частиц по размеру, объёму, массе. Принципиально эти функции также можно определить, дополнив данный способ другими экспериментальными методиками.

2. Описание способа автоматизированного контроля запылённости внешней атмосферы космического аппарата при тепловакуумных испытаниях

В данном способе, разработанном применительно для тепловакуумных испытаний КА, объединены несколько различных физических процессов – аспирация, фильтрация, генерация и регистрация электрических колебаний, взвешивание уловленной пыли на электронных весах и т.д.

НОВЫЙ СПОСОБ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО КОНТРОЛЯ ЗАПЫЛЁННОСТИ ВНЕШНЕЙ АТМОСФЕРЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПРИ ТЕПЛОВАКУУМНЫХ ИСПЫТАНИЯХ

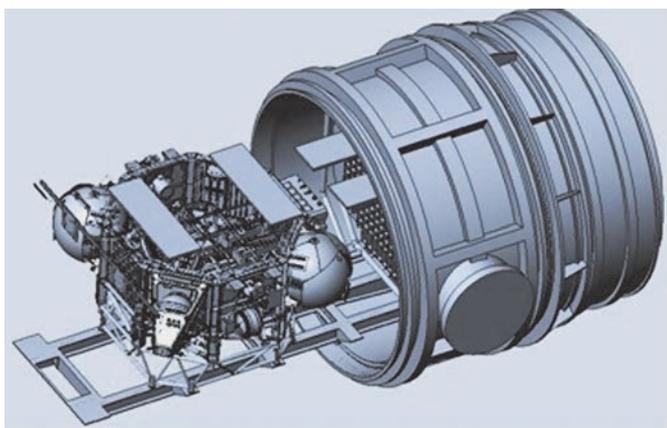
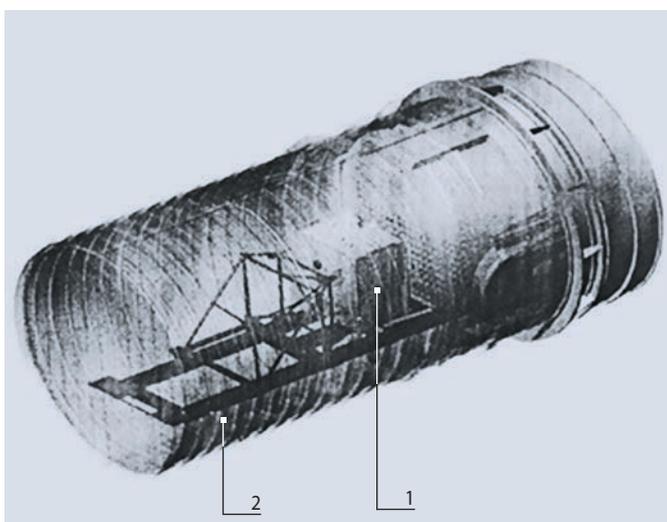


рисунок 1. Космический аппарат, подготовленный к установке в вакуумную камеру



1 – космический аппарат; **2** – вакуумная камера.

рисунок 2. Размещение космического аппарата в вакуумной камере

На рисунке 1 показан космический аппарат, подготовленный к установке в вакуумную камеру, на рисунке 2 представлено расположение космического аппарата непосредственно в вакуумной камере (вакуумные насосы, создающие вакуум в камере 2 на рисунке условно не показаны).

Принципиальные схемы, по которым технически реализуется способ контроля запылённости собственной внешней атмосферы космического аппарата при тепловвакуумных испытаниях, представлены на рисунках 3 и 4.

Конструкция ёмкостного аспирационного датчика с двумя воздушными конденсаторами постоянной ёмкости представлена на рисунке 5. Во время эксперимента требуемое количество аспирационных датчиков можно фиксировать, скажем, на «липучках» согласно программе испытаний в контрольных точках КА как в замкнутых, полужамкнутых полостях КА, так и на поверхности аппарата.

Здесь сделаем небольшое отступление. Напомним, что форвакуумные насосы создают разрежение до сотых долей миллиметра ртутного столба, а турбомолекулярные – до 10^{-8} Па = 10^{-8} Н × м⁻² = 10^{-8} кгс × м⁻¹ × с⁻²; вакуумные затворы в вакуумных системах выполняют функции запорного устройства, а вакуумные вентили герметично перекрывают вакуумные магистрали.

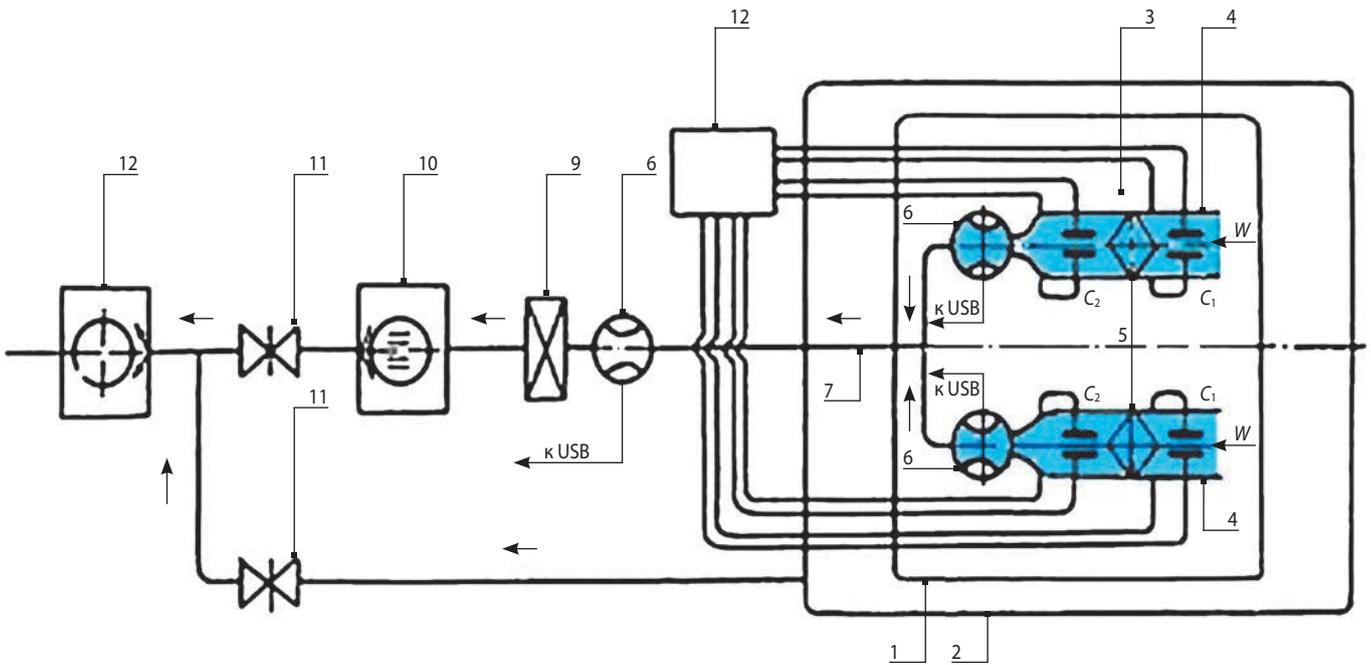
Устройство АЦП в разработанной системе преобразует входные аналоговые сигналы в дискретный код (цифровой сигнал), а контроллер управляет другими устройствами посредством получения информации в виде цифровых данных или аналого-дискретного сигнала от внешнего устройства, преобразует полученную информацию по специальному алгоритму и выдаёт управляющие воздействия в виде цифрового или аналого-дискретного сигнала. Ёмкостной аспирационный датчик (рисунок 5) является входным всасывающим устройством данной аспирационной системы (подробно о нём предполагается рассказать в одной из последующих публикаций). Всасывание ламинарного запылённого воздуха в датчик следует проводить в изокINETическом режиме со скоростью всасывания $W_0 \approx 0,45$ м/с.

Работу ёмкостной аспирационной системы (см. рисунки 2–5) рассмотрим на примере системы, с одним ёмкостным аспирационным датчиком.

В ёмкостном аспирационном датчике с носовым и кормовым конденсаторами запылённый и отфильтрованный всосанный воздух играет роль диэлектрика, т.е. элемента колебательного контура, и влияет по-разному на частоту электрических колебаний в колебательных контурах, элементом которых эти конденсаторы являются. При этом «кормовой» колебательный контур должен быть настроен на резонансные колебания постоянной частоты, а в «нососовом» колебательном контуре первоначально настроенная резонансная частота будет изменяться.

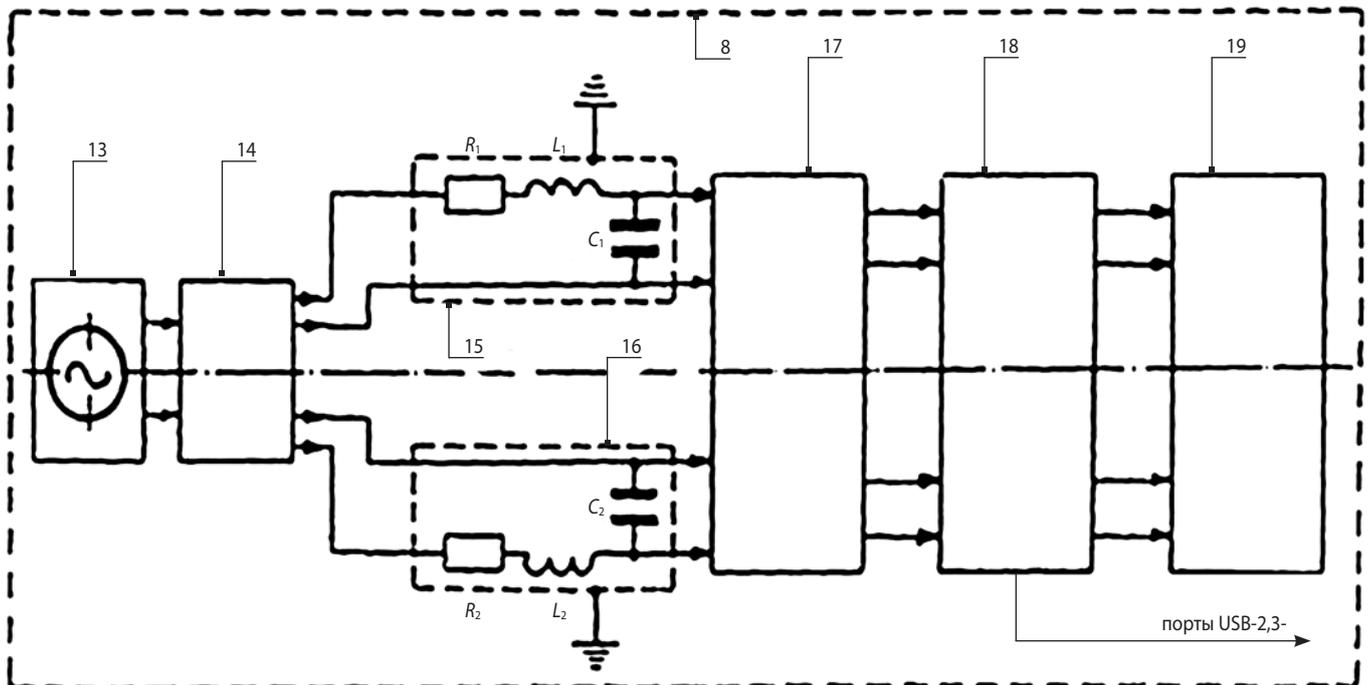
Небезынтересно сложить «нососовые» и «кормовые» электромагнитные колебания друг с другом и воспроизвести суммарные колебания, например, на осциллографе.

По команде от таймера стационарные вакуумные насосы вакуумной камеры, а также мобильные вакуумные насосы ёмкостной аспирационной системы начинают вакуумировать вакуумную камеру. При этом в ёмкостной аспирационной системе вначале работает один форвакуумный насос, а после достижения низкого вакуума форвакуумный насос начинает работать совместно с турбомолекулярным насосом. В вакуумной камере возникают сложные воздушные течения, начинается всасывание струи запылённого воздуха в ёмкостной аспирационный датчик, установленный, скажем, в замкнутой полости КА либо закреплённый на одном из матов ЭВТИ, которыми обшит КА. Всасываемый запылённый воздух изменяет



1 – космический аппарат (условно); **2** – вакуумная камера (условно); **3** – ёмкостная аспирационная система; **4** – ёмкостные аспирационные датчики; **5** – фильтры; **6** – электронные расходомеры; **7** – собственная линия отсоса атмосферного воздуха из вакуумной камеры; **8** – многоканальный модульный блок электроники (ММБЭ); **9** – внешний вакуумный затвор; **10** – мобильный турбомолекулярный насос; **11** – вакуумные вентили; **12** – мобильный форвакуумный насос.

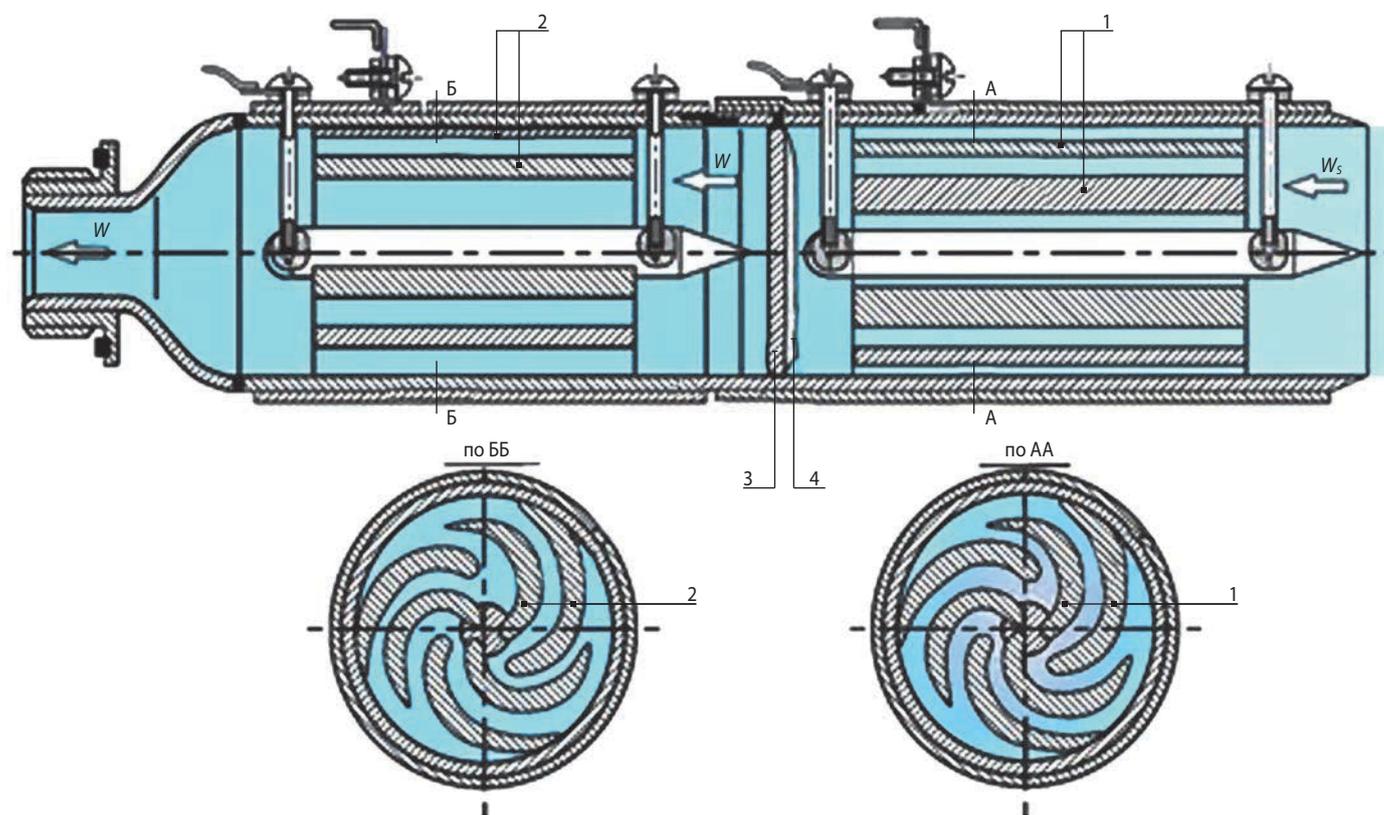
рисунок 3. Принципиальная схема подключения ёмкостных аспирационных датчиков к ММБЭ и собственной линии отсоса атмосферного воздуха из вакуумной камеры, используемой в способе контроля запылённости



1 (**13**) – источник питания; **2** (**14**) – многоканальный высокочастотный генератор; **3** (**15**) и **4** (**16**) – последовательные колебательные контуры регистрации соответственно запылённой и чистой воздушной струи (контуры 3 и 4 принадлежат одному ёмкостному аспирационному датчику 5 (см. рисунок 3)); **5** (**17**) – многоканальный алфавитно-цифровой преобразователь (АЦП); **6** (**18**) – многоканальный электронный контроллер с информационными портами USB; **7** (**19**) – обрабатывающий информацию персональный компьютер.

рисунок 4. Принципиальная схема ММБЭ с измерительными приборами

НОВЫЙ СПОСОБ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО КОНТРОЛЯ ЗАПЫЛЁННОСТИ ВНЕШНЕЙ АТМОСФЕРЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПРИ ТЕПЛОВАКУУМНЫХ ИСПЫТАНИЯХ



1 – обкладки носового конденсатора; **2** – обкладки кормового конденсатора;
3 – фильтр; **4** – пыль, уловленная на фильтре.

рисунок 5. Конструкция ёмкостного аспирационного датчика с двумя воздушными конденсаторами постоянной ёмкости

диэлектрическую проницаемость диэлектрика ϵ_0 носового конденсатора ёмкостного датчика и, соответственно, изменяется ёмкость этого конденсатора, смонтированного в ёмкостном датчике.

Для простоты понимания действия аспирационного ёмкостного датчика с конденсаторами запишем формулу для классического плоского конденсатора

$$C = \epsilon \times \epsilon_0 \times S / d,$$

где C – ёмкость конденсатора, пФ; ϵ – диэлектрическая проницаемость диэлектрика между пластинами (обкладками) конденсатора; $\epsilon_0 = 0,88$ постоянная величина; S – площадь пластин (обкладок) конденсатора, см²; d – расстояние между пластинами, мм.

Можно напомнить, что диэлектрическая проницаемость (или диэлектрическая постоянная) – величина, показывающая, во сколько раз увеличится ёмкость воздушного конденсатора, если пространство между его обкладками (пластинами) заполнить вместо чистого воздуха иным диэлектриком (скажем, воздух+пыль). Диэлектрическая проницаемость всех диэлектриков больше единицы.

К слову сказать, задачу измерения диэлектрической постоянной газов при различных давлениях и температурах в 1919 году сформулировал и поставил наш выдающийся «папа А.Ф. Иоффе»,

впоследствии академик, перед молодым радиоинженером Львом Терменом (1896–1993). Работая по данному направлению, Л.С. Термен пришёл к созданию первого в мире электромузыкального инструмента – («Терменвокса»).

Для лопастно-цилиндрических конденсаторов, использованных в данной системе контроля запылённости, теоретическая формула для расчёта ёмкости конденсатора ещё не получена, поэтому ёмкость конденсаторов следует определять экспериментально.

Изменение ёмкости носового (входного) конденсатора выводит из резонансного режима колебательный контур, в который включён носовой (входной) конденсатор, при этом изменяется информация на дисплеях многоканальных измерительных приборов блока электроники 8 (см. рисунок 3). Далее всасываемая запылённая струя воздуха, обтекающая носовой конденсатор, фильтруется на пористом фильтре с осаждением пыли на этом фильтре, при этом возможно инерционное осаждение частиц и на обкладках конденсатора. После фильтра отфильтрованный воздушный поток обтекает кормовой конденсатор, не изменяя или незначительно изменяя ёмкость этого кормового конденсатора. По этой причине сохраняется резонансный режим колебательного контура, к которому подключён кормовой

конденсатор, и не изменяется информация на дисплеях многоканальных измерительных приборов 17, 18, 19 блока электроники 8 (см. рисунок 3). Далее отфильтрованный воздушный поток проходит кормовой конфузур, электронный расходомер 6 (рисунок 3), который постоянно регистрирует расход отфильтрованного воздуха, и по вакуумной линии откачки через мобильные вакуумные насосы 10, 12 истекает в воздушное пространство испытательного центра или лаборатории.

Теперь рассмотрим небольшой пример.

Пусть используемые в способе автоматизированного контроля конденсаторы имеют ёмкость порядка $C=200$ пФ= 200×10^{-12} Ф. Автоматизированный мониторинг вакуумной камеры и контроль запылённости в камере для достижения приемлемой точности целесообразно проводить, используя высокочастотные резонансные частоты колебаний тока порядка 1 МГц и более в последовательных (или параллельных) колебательных контурах, каждый из которых содержит конденсатор, катушку индуктивности и резистор. Поскольку катушка индуктивности, конденсатор и соединительные провода обладают активным сопротивлением, то для достижения максимальной добротности колебательного контура от резистора можно отказаться. Выбираем в автоматизированном способе индуктивность катушек для электрических колебательных контуров порядка $L=0,05$ мГн= $0,05 \times 10^{-3}$ Гн и по формуле Томсона рассчитываем резонансную частоту последовательных электрических контуров

$$f_p = 1 / (2\pi \times (L \times C)^{0,5}) = 1 / (2 \times 3,14 \times (0,05 \times 10^{-3} \times 200 \times 10^{-12})^{0,5}) \approx 1,59 \times 10^6 \text{ Гц} \approx 1,59 \text{ МГц.}$$

В формуле Томсона для резонансной частоты L – индуктивность катушки, Гн (1 Г=1000 мГн); C – ёмкость конденсатора, Ф (1 Ф=1 Кл/В=10¹² пФ, Кл – кулон, В – вольт).

Качество колебательного контура обычно характеризуется его добротностью Q . Безразмерная величина Q определяет количество колебаний, которое совершает электрический ток в колебательном контуре после однократной зарядки его конденсатора, прежде чем амплитуда колебаний тока уменьшится в $e \approx 2,7$ раз. Добротность колебательного контура можно рассчитать по формуле

$$Q = 1/R \times (L \times C)^{0,5} = 50.$$

В этой формуле использованы следующие значения величин: $R=10$ Ом; $L=0,05 \times 10^{-3}$ Гн; $C=200 \times 10^{-12}$ Ф. По окончании ТВИ КА полученные экспериментальные данные и анализ отобранной и записанной электронным блоком информации позволяют:

- обсудить качественную динамику процесса изменения (уменьшения) запылённости СВА КА во время вакуумирования вакуумной камеры;
- получить информацию об остаточной запылённости либо «штатной чистоте» КА;
- определить, разобрав ёмкостной аспирационный датчик и измерив привес пыли на фильтре, используя экспериментальные данные о проходном сечении фильтра и суммарном объёмном расходе воздуха, прососанному через этот фильтр, средние за время ТВИ значения массовой концентрации C_m и плотность потока массы пыли q_s в вакуумной камере за время проведения термовакуумных испытаний космического аппарата в вакуумной камере. Массовую концентрацию пыли в вакуумной камере за время испытания КА можно рассчитать по формуле

$$C_m = m_s / Q_B, \text{ мкг/м}^3,$$

где m_s – суммарный привес пыли на фильтре, мкг или мг; Q_B – суммарный объём прососанного через датчик воздуха, м³.

Для расчёта плотности потока массы пыли, втекавшей в аспирационный датчик в исследованной точке КА за время его испытания, можно использовать такую формулу

$$q_s = m_s / (S_\Phi \times \tau), \text{ мкг/(см}^2 \times \text{с)},$$

где m_s – суммарный привес пыли на фильтре, мкг или мг; S_Φ – площадь сечения фильтра, через которую просасывался воздух в аспирационном датчике, см²; τ – время, в течение которого воздух просасывался через фильтр в аспирационном датчике, с.

В цехах и лабораториях предприятия, где имеют место воздушные течения, известны случаи исследования чистоты узлов и блоков КА с применением закона Стокса при осаждении пылевидных частиц из воздуха под воздействием силы тяжести на предметные стёкла – так называемые «образцы-свидетели».

Покажем, что использование «образцов-свидетелей» для контроля запылённости узлов и блоков КА связано с большими ошибками.

При осаждении частиц из воздуха одной из значимых характеристик аэрозолей является их время релаксации. Формула для времени релаксации частицы в воздухе имеет вид

$$\tau = 1/18(d_s)^2 \times \rho_s / \mu, \text{ с,}$$

где d_s и ρ_s – диаметр и плотность материала частицы; μ – коэффициент динамической вязкости среды.

Понятие времени релаксации можно трактовать так: если система выведена из состояния равновесия, то время, в течение которого система, оставленная без воздействия извне, вновь возвращается в свое равновесное состояние, и есть время релаксации. Физический смысл времени релаксации можно пред-

НОВЫЙ СПОСОБ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО КОНТРОЛЯ ЗАПЫЛЁННОСТИ ВНЕШНЕЙ АТМОСФЕРЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПРИ ТЕПЛО ВАКУУМНЫХ ИСПЫТАНИЯХ

ставить как время, в течение которого начальное значение параметра частицы (например, скорость, температура и т.д.) уменьшается в 2,7 раза.

В векторной форме уравнение для перемещения частицы в воздушном потоке через параметры τ и \mathbf{W}_0 записывается в следующем виде:

$$\tau \frac{d\mathbf{v}}{dt} + \mathbf{v} = \mathbf{W}_0,$$

где \mathbf{v} – скорость центра тяжести частицы; \mathbf{W}_0 – начальная скорость воздушного потока.

Это дифференциальное уравнение в векторной форме сводится к двум скалярным дифференциальным уравнениям. Одно представляет движение частицы вдоль оси X , другое – вдоль оси Y :

$$\tau \frac{dv_x}{dt} + v_x = U_0;$$

$$\tau \frac{dv_y}{dt} + v_y = 0.$$

Интегрируя эти уравнения с начальными условиями $x=0, y=0$ и $v_x=v_{xi}, v_y=v_{yi}$ при $t=0$, получаем два уравнения для компонент скорости аэрозольной частицы в момент времени t :

$$v_x = U_0 + (v_{xi} - U_0)e^{-t/\tau}$$

$$v_y = v_{yi}e^{-t/\tau}$$

и два уравнения для координат аэрозольной частицы:

$$X = U_0 \times t + \tau(v_{xi} - U_0)(1 - e^{-t/\tau}),$$

$$Y = v_{yi} \times \tau(1 - e^{-t/\tau}).$$

Эти четыре уравнения полностью описывают положение и скорость частицы в любой момент её движения.

Два последних уравнения показывают, что траектории огромного числа аэрозольных частиц в воздушном потоке являются криволинейными и что эти частицы никогда не оседут на «образец-свидетель». Использовать «образцы-свидетели» в цехах предприятия, не дающих представительные пробы, не рекомендуется.

заключение

Предложен новый способ автоматизированного контроля запылённости внешней атмосферы космических аппаратов, обсерваторий и пилотируемых станций при тепловакуумных испытаниях. Данный способ технически реализуем и может представлять интерес для соответствующих научных организаций ракетно-космического профиля, исследовательских центров, учебных гражданских и военных университетов и др. Данный способ может быть выполнен в мобильном варианте и ис-

пользован на отечественных космодромах. Показана неправомерность использования «образцов-свидетелей» для контроля чистоты узлов и блоков космических аппаратов.

Авторы благодарят за внимание к работе и полезные обсуждения А.Н. Дятлова, В.В. Белокрылову, М.А. Власенко, А.П. Гурьева, И.В. Герасимову (НПО им. С.А. Лавочкина), С.А. Зверька (филиал НПО им. С.А. Лавочкина), Е.А. Иванову (ВШЭ).

список литературы

Акишин А.И., Дунаев Н.М., Константинова В.В. и др. Атмосфера, создаваемая космическим аппаратом, и ее влияние на работоспособность бортовой аппаратуры. Модель космического пространства / Под ред. акад. С.Н. Вернова. Т. 2. М.: НИИЯФ МГУ, 1983. С. 244-309.

Акишин А.И., Дунаев Н.М., Константинова В.В. Собственная атмосфера космических аппаратов и её влияние на бортовые приборы и технологии в космосе. Космическое материаловедение и технологии. М.: Наука, 1977. С. 65-77.

Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П. Теория ракетных двигателей. М.: Машиностроение, 1980. 533 с.

Иванов Н.Н. Способ автоматизированного контроля запыленности собственной внешней атмосферы космического аппарата при тепловакуумных испытаниях и емкостная аспирационная система с емкостными аспирационными датчиками для его осуществления // Патент РФ № 2571182. Патенто-обладатель – Российская Федерация, от имени которой выступает Госкорпорация по космической деятельности «Роскосмос» (RU); заявл. 02.09.2014; выдан 19.11.2015.

Иванов Н.Н., Иванов А.Н., Иванова Е.А. Новый способ автоматизированного контроля запыленности собственной внешней атмосферы космических аппаратов при тепловакуумных испытаниях // XL Академические чтения по космонавтике: сб. тезисов. М., 26-29 января 2016. С. 400-401.

Стернин Л.Е. Основы газодинамики двухфазных течений в соплах. М.: Машиностроение, 1974. 210 с.

Фукус Н.А. Механика аэрозолей. М.: Изд-во АН СССР, 1955. 351 с.

Фукус Н.А. Успехи механики аэрозолей. М.: Изд-во АН СССР, 1961. 161 с.

Статья поступила в редакцию 12.08.2019 г.

Статья после доработки 15.08.2019 г.

Статья принята к публикации 15.08.2019 г.

ОЦЕНКА ПОТЕНЦИАЛЬНЫХ ВОЗМОЖНОСТЕЙ ОПРЕДЕЛЕНИЯ РЕЛЬЕФА МЕСТНОСТИ ПРИ КОСМИЧЕСКОЙ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ СЪЁМКЕ

ESTIMATION OF POTENTIAL POSSIBILITY OF DETERMINING THE TOPOGRAPHY OF THE LOCALITY IN SPACE RADAR SURVEY



А.Е. Евграфов¹,
eae@laspace.ru;
A.E. Evgrafov



В.Г. Поль¹,
кандидат технических наук,
polvad@laspace.ru;
V.G. Pol



А.В. Симонов¹,
кандидат технических наук,
alex.simonov@laspace.ru;
A.V. Simonov



А.Е. Ширшаков¹,
кандидат технических наук,
shirshakov@laspace.ru;
A.E. Schirshakov

Обсуждаются основные условия, необходимые для интерферометрических определений третьей координаты радиолокационных изображений местности, получаемых при космическом мониторинге Земли по технологии РСА. Предлагается комплексная методика оценки точности измерений рельефа, демонстрирующая взаимодействие схемы радиотехнических измерений рельефа и баллистики полёта пары КА по околоземным орбитам. Даются примеры оценок потенциальных возможностей съёмки рельефа.

Ключевые слова: дистанционное зондирование Земли; радиолокация с синтезированной апертурой (РСА); радиолокационный интерферометр; цифровая модель рельефа.

DOI: 10.26162/LS.2019.45.3.005

ВВЕДЕНИЕ

Радиолокационное наблюдение Земли с помощью космического радиолокатора (РЛС), использующего технологию РСА, сегодня является высокопроизводительным методом дистанционного мониторинга, получающим в любое время суток и независимо от метеоусловий высокоинформативные двумерные

The basic conditions necessary for the interferometric determination of the third coordinate of radar images of the terrain received by the space monitoring of the Earth using the RSA technology are discussed. Proposed integrated methodology for the evaluation of the accuracy of topography measurements demonstrating the communication scheme of radio engineering measurements, terrain and ballistics of the flight of a pair of spacecraft in low earth orbits. Examples of estimates of potential possibilities of relief survey are given.

Key words: earth remote sensing; synthetic aperture radar (RSA); radar interferometer; digital elevation model.

радиолокационные изображения (РЛИ) Земли (*Верба В.С. и др., 2010*). Однако возможности мониторинга существенно расширяются при дополнении РЛИ третьей координатой. Полученное трёхмерное изображение рельефа наблюдаемой поверхности Земли находит своё применение в самом широком

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

спектре прикладных задач и существенно повышает эффективность их решений. Измерение рельефа основано на использовании информации о значениях фазы несущей радиолокационных сигналов, принятых от пикселей РЛИ (Krieger G. et al., 2010), и позволяет определять его третью координату (высоту рельефа). Для этого радиолокатор выполняет пару независимых определений дальности до одного и того же пикселя РЛИ по фазе несущей. Измерения выполняются с двух точек, разнесённых в пространстве, составляющих геометрическую базу интерферометрических наблюдений (Krieger G. et al., 2010; Евграфов А.Е., Поль В.Г., 2014). Далее определение высоты в космическом мониторинге рельефа сводится к решению двух принципиально различных задач:

- разработка алгоритма определения высоты выбранного пикселя РЛИ по разности двух фазовых измерений его наклонной дальности, полученных для некоторой пары точек, составляющих базу общего положения, заданную в трёхмерном пространстве;
- оценка потенциальных возможностей измерений высот рельефа для различных вариантов орбит пары околоземных КА, используемых для космической съёмки рельефа и выбор практически выполнимой схемы полёта космических носителей РЛС, поддерживающей алгоритм, определяющий высоты пикселей РЛИ наблюдаемого рельефа нужного качества.

Первая задача принадлежит к интерферометрии, известной в радиотехнике и отличающейся здесь лишь тем, что координаты всех точек приёма и отражения сигналов известны. Учёт этой особенности позволяет получить ясное описание измерений как прибора – измерителя высоты пикселя РЛИ. Такое решение в общем виде дано в (Евграфов А.Е., Поль В.Г., Шостак С.В., 2017), и для цельности дальнейшего изложения ниже приводится краткая сводка полученных результатов.

Вторая задача, нужно отметить, что она имеет более сложный характер, диктуемый комплексной и тесной взаимосвязью двух таких различных дисциплин, как радиотехника и баллистика, но неразрывно связанных необходимостью решения целевой задачи. При её решении каждая дисциплина имеет свои ограничения, и они учитываются другой дисциплиной. Поэтому их совместное удовлетворение в интересах получения общего решения требует интерактивного взаимодействия специалистов различного профиля и для получения компромиссных системных решений. Обычные интерферометрические радиотехнические измерения используют стабильную геометрическую структуру приёмников излучения. В то же время космические носители РЛС являются динами-

ческой системой, и пара КА непрерывно меняет своё положение в пространстве. Баллистико-навигационное обеспечение (БНО) измерений должно поддерживать интерферометрию в условиях космического мониторинга Земли. Такая поддержка для БНО является сложной задачей вследствие новизны специфики обеспечения работы интерферометра в космическом варианте радиотехнической технологии РСА.

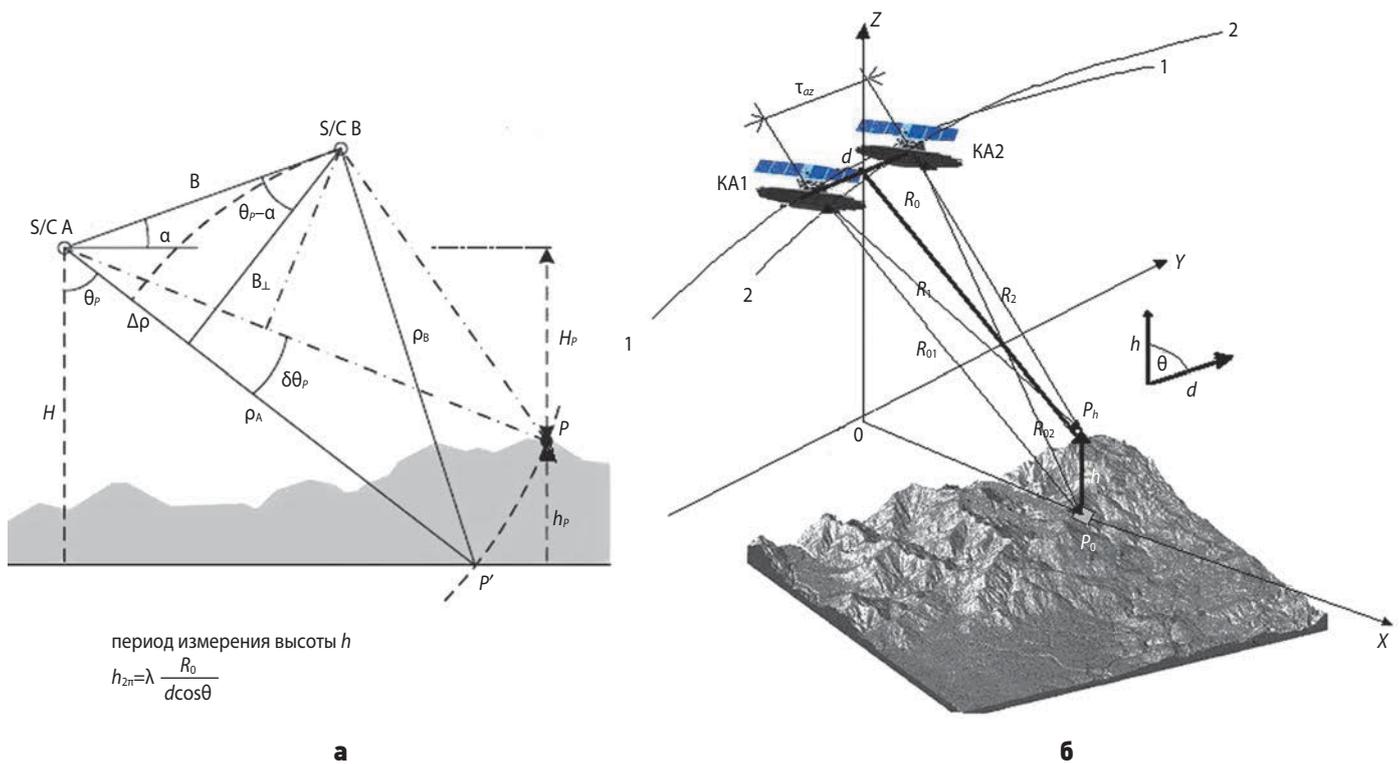
В доступной литературе для реализации космических интерферометрических измерений рельефа предлагаются различные варианты использования различных орбит. Однако в той же литературе взаимосвязь результатов измерений рельефа, получаемых при объединении желаемой геометрии радиотехнических измерений с реальной кинематикой полёта КА в космических схемах наблюдения, представлена недостаточно. Это обстоятельство затрудняет разработчикам комплексной космической системы радиотехнического определения рельефа выбор того или иного варианта БНО КА в ходе проектирования системы в целом.

Поэтому ниже сначала рассматривается радиотехническая схема измерения рельефа и ее ключевые параметры. Затем обсуждаются орбиты КА, понимаемые как кинематические траектории, на которых должна быть реализована интерферометрическая схема измерений высот. Наконец, предлагается методика предварительного определения ключевых характеристик измерения рельефа для различных орбитальных схем, сопровождаемая примерами оценок их возможностей. Назначение данной методики – дать общесистемную ориентировку разработчикам комплексов космического мониторинга, что может быть полезным в ходе их проектирования.

1. Схема фазометрического измерения высот

Для измерения высоты рельефа h (рисунок 1), представленной вектором h , нормальным к поверхности относимости в точке привязки P_0 , используется вектор базы, построенный на двух КА, и пара определений дальностей от пары КА до точки рельефа P_h , измеренных по фазе несущей радиосигнала.

На рисунке 1а показана упрощённая схема измерений, обычно приводимая в литературе (Krieger G. et al., 2010), а на рисунке 1б – полная схема измерений, производимых в трёхмерном пространстве, положенная в основу проведённого специального анализа (Евграфов А.Е., Поль В.Г., Шостак С.В., 2017). Этот анализ показал, что интерферометрическое определение высоты рельефа h производится измерительным дальномерным прибором с периодической шкалой измерений, основная характеристика



рисунк 1. Схемы интерферометрического измерения высоты h

которого – период однозначности $h_{2\pi}$ – определяется простой формулой:

$$h_{2\pi} = \lambda R_0 / d \cos \vartheta = \lambda R_0 / d_{\text{эф}}. \quad (1)$$

Здесь λ – длина волны несущей сигнала РЛС; R_0 – наклонная дальность, определяемая от центра базы до наблюдаемой точки P_h ; d – модуль вектора геометрической базы d , сформированной парой КА; а угол ϑ – пространственный угол между вектором измеряемой высоты h и вектором базы d (рисунок 1б). Значения λ определяются технологией РСА, и сегодня разработчики радиолокаторов используют диапазон длин волн, лежащих в пределах $3 \div 9$ см. Величина R_0 для радиолокационных наблюдений участков Земли, производимых с орбит околоземных КА, лежит в пределах 500–1000 км. Поэтому вариации возможных значений произведения λR_0 невелики и мало влияют на основную характеристику измерителя – величину $h_{2\pi}$, определённую выражением (1).

Из той же формулы, следует, что период однозначности измерений $h_{2\pi}$ в основном определяется произведением двух величин $d \cos \vartheta = d_{\text{эф}}$. Последнее определяется как эффективная база измерений, выражается в единицах длины, и она в основном определяет величину $h_{2\pi}$ и реализацию схемы измерителя высот. Поэтому реализация космического измерителя высот – это выбор такой геометрии измерений, где величина эффективной базы $d_{\text{эф}}$ (или её множители d и $\cos \vartheta$) в соответствии с выражением (1) даёт период шкалы измерений $h_{2\pi}$, нужный потребителю измерений высоты h .

2. Ключевые параметры измерителя рельефа

Прежде всего отметим то обстоятельство, что эффективная база $d_{\text{эф}}$ есть некоторая расчётная величина, поэтому её значение $d_{\text{эф}}$ может существенно отличаться от геометрической базы d (расстояния между КА). Следовательно, значение последней лишь косвенно и не полно определяет период однозначности $h_{2\pi}$, и, соответственно, основную характеристику измерителя рельефа. При измерениях высоты рельефа h в периодической шкале, определяемой по разности фаз несущих, абсолютные ошибки её измерения dh , отнесённые к величине $h_{2\pi}$, составляют относительную ошибку $dh/h_{2\pi}$, составляющую лишь часть периода измерений. Для измерений фазы несущей, определяемой в интервале $(0-2\pi)$, практика приёма радиолокационных сигналов даёт типичный разброс значений $dh/h_{2\pi}$, лежащий в пределах 1–10% от цикла фазы. Поэтому точность измерений фазы, и относительные ошибки измерения высот $dh/h_{2\pi}$, сразу связывают значения абсолютных ошибок dh определения самой высоты h в периодической шкале измерений с величиной периода $h_{2\pi}$ (Евграфов А.Е., Поль В.Г., Шостак С.В., 2017). Следовательно, требуемая величина абсолютных ошибок измерения высоты dh для реально реализуемых относительных ошибок измерителя прямо определяет необходимое значение периода однозначности измерений $h_{2\pi}$ как точной шкалы измерителя, обеспечивающего именно эти величины ошибок.

ОЦЕНКА ПОТЕНЦИАЛЬНЫХ ВОЗМОЖНОСТЕЙ ОПРЕДЕЛЕНИЯ РЕЛЬЕФА МЕСТНОСТИ ПРИ КОСМИЧЕСКОЙ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ СЪЁМКЕ

Рассматривая геометрию космического наблюдения пикселей рельефа, можно видеть, что эффективная база $d_{эф}$ является проекцией вектора геометрической базы d на направление вектора высоты h точки рельефа. Эта проекция зависит от относительной ориентации векторов базы d и h , а определяется динамическими текущими координатами пары КА и наблюдаемого пикселя, выраженными в единой системе координат. В ходе космической съёмки высот рельефа все эти координаты на протяжении витка орбиты всегда известны. В полёте КА значения d и ϑ непрерывно меняются, поэтому текущие размеры эффективной базы $d_{эф}$ и определяемый этой базой период однозначности измерений $h_{2п}$ также переменны. В итоге текущий период однозначного определения высоты $h_{2п}$ на витке орбиты, масштаб измерений высот, а следовательно, и абсолютные ошибки измерений рельефа dh становятся динамическими величинами. Это обстоятельство необходимо учитывать, и оно усложняет определение рельефа местности.

Из геометрии глобальной съёмки (см. рисунок 1б) следует, что оба околоземных КА в схеме измерений высот должны совершать полёт на витках орбит тесной парой. Поэтому оба КА обязаны иметь достаточно совпадающий период обращения на своих орбитах, причём, заметим, поддерживаемый в среднем на витке орбиты (и за его пределами) достаточно точно. Однако, по законам небесной механики, равенство периодов обращения пары КА эквивалентно равенству средних геоцентрических высот их орбит. Кроме того, специфика радиолокационного наблюдения диктует применение низковисотных околоземных орбит и их близость к круговым. В результате текущая пространственная ориентация вектора геометрической базы d , образованной двумя КА, при всех эволюциях относительного расположения пары КА на витках своих орбит, может становиться близкой к плоскости местного горизонта, а угол θ – стремиться к прямому, как это и следует из рисунка 1б. Именно поэтому размеры эффективной и геометрической баз могут различаться значительно.

3. Необходимые условия определения высот

Для наглядной иллюстрации связи эффективной базы $d_{эф}$ и периода однозначности $h_{2п}$ с абсолютными ошибками измерений высоты dh приведём пример, показывающий значения величин высот dh , представ-

ленные в таблице 1, где принято $\lambda=3$ см и $R_0=1000$ км (Евграфов А.Е., Поль В.Г., 2014). Из таблицы 1 следует, в частности, что при желании получить ошибки измерения высот в пределах единиц метров, необходимо иметь период измерений $h_{2п}$, лежащий в интервале от десятков до сотни метров.

Видно, что при периодах $h_{2п}$ ниже десятка метров абсолютные ошибки измерения высоты dh резко уменьшаются. Однако при этом измерения высот, превышающих значение $h_{2п}$, становятся неоднозначными, и это требует использования сложных алгоритмов её раскрытия (Верба В.С. и др., 2010; Krieger G. et al., 2010; Евграфов А.Е., Поль В.Г., Шостак С.В., 2018). Разработка таких алгоритмов представляет собой сложную самостоятельную задачу и в данной статье не рассматривается.

Таким образом, приступая к проектированию космической радиолокационной системы измерения высот, использующих пару КА на тех или иных орбитах, для оценки получающихся абсолютных ошибок определения рельефа необходимо иметь ясные представления о динамике изменений величины периода однозначности $h_{2п}$ и пределах его эволюций. Они же, в свою очередь, определяются изменяющимися текущими координатами пары КА. В итоге для выбранной схемы полёта пары КА изменения периода $h_{2п}$ полностью определяют потенциальные пределы ошибок определения высот рельефа. Этими пределами оказываются максимальные ошибки, возникающие как в пределах одного витка орбиты, так и в увеличенные интервалы времени, на которых может проявляться эволюция орбит.

В дальнейшем, при рассмотрении примеров, для конкретности будем предполагать измерение высот рельефа с ошибками, лежащими в пределах немногих единиц метров. Тогда, очевидно, следует рассматривать такие пары траекторий полёта КА, для которых величина $h_{2п}$ должна иметь значения, составляющие немногие десятки метров, и не более сотни метров. Переход к другим ошибкам и условиям измерений высот очевиден.

Далее, так как высота h находится по разности пары фаз несущих сжатых сигналов, представляющих два РЛИ одного и того же пикселя (элемента разрешения поверхности), то для ее определения требуется когерентность несущих (Верба В.С. и др., 2010; Krieger G. et al., 2010). Для предварительных оценок в технологии РСА принято считать, что ко-

таблица 1 – Период однозначности $h_{2п}$ и ошибки измерения высоты dh

$d_{эф}$, м	100	300	1000	3000	10000	30000
$R_0/d_{эф}$, б/п	10^4	$3.3 \cdot 10^3$	10^3	$3.3 \cdot 10^2$	10^2	$3.3 \cdot 10^1$
$h_{2п}$, м	300	100	30	10	3.0	1.0
dh , м	3÷30	1÷10	0.3÷3	0.1÷1.0	0.03÷0.3	0.01÷0.1

герентность сигналов двух РЛИ, полученных от одного пикселя имеет место, если отставание одного КА от другого вдоль траектории КА не превышает половины длительности траекторных сигналов (T_c). Такое перекрытие называется интервалом когерентности пары сигналов τ_k , принятых от одного пикселя, и его минимально допустимое значение обычно ограничивается условием $\tau_k \approx 0.5 T_c$. В свою очередь, последнее условие определяет длительность $T_c \approx 2d$ и соответствует разрешению синтезированного РЛИ по координате азимута порядка $\tau_{az} \approx \lambda R_0 / 4d$ (Верба В.С. и др., 2010; Krieger G. et al., 2010). В технологии РСА максимальное разрешение τ_{az} по техническим причинам ограничивается некоторыми пределами (например, $\tau_{az} \geq 1$ м). Следовательно, это обстоятельство может ограничивать длину геометрической базы d , необходимой для определения высот по пикселям РЛИ в той или иной геометрии конкретного мониторинга рельефа.

4. Требования к баллистическому обеспечению съёмки рельефа

Подведём итоги сказанному и кратко сформулируем основные требования к баллистическому обеспечению съёмки рельефа. Оно должно формировать пару орбит околоземных КА, используемых для измерения высот рельефа. Для конкретности можно принять, что космическая система должна определять высоты рельефа с некоторыми и определёнными ошибками. Тогда реализованная пара орбит обязана удовлетворять следующим трём условиям:

1. Первым и основным условием является способность пары КА обеспечивать определённый период однозначности $h_{2п}$ и его колебания в заданных пределах. Эти данные должны уточняться по значениям допустимых относительных ошибок $dh/h_{2п}$, принятым в технологии РСА для фазометрических измерений. Их конкретное значение выбирается проектантом РСА. Тогда принятое значение относительных ошибок измерений высот $dh/h_{2п}$ определит как потенциальные (максимально возможные) абсолютные ошибки определения высот текущих пикселей РЛИ, так и саму величину периода $h_{2п}$, необходимого для измерения рельефа.

2 Исходя из условия когерентности синтезированных РЛИ, используемых для измерения разностей фаз с допустимыми абсолютными ошибками (в конечном счёте и ошибками высот рельефа), размер геометрической базы не должен превышать половину длины траекторного сигнала. Он же ограничивается соответствующим этому сигналу максимальным разрешением пикселя по азимуту, синтезируемого в РСА, и определяется его разработчиком. Оба эти условия должны выполняться вместе с предыдущим условием.

3. Минимальное текущее расстояние между КА всегда должно быть ограничено некоторой величиной, гарантирующей отсутствие столкновений между парой КА, составляющих геометрическую базу в течение всего периода будущей эксплуатации проектируемой космической системы мониторинга. Оно определяется возможностями точного управления текущим положением каждого КА на своей орбите, обеспечиваемым в эксплуатации системы мониторинга и выбирается разработчиком КА. Это расстояние должно реализоваться баллистическим обеспечением космического мониторинга. Данное третье условие завершает перечень всех обязательных условий.

Три условия, перечисленные выше, отражают тесную связь двух разных технологий (радиотехнической и космической), оптимизация которых определяет успех разработки космической системы измерения рельефа.

5. Реальные траектории низковысотных околоземных КА

В литературе по системам космического мониторинга и измерения рельефа траектория полёта околоземного КА обычно предполагается пассивной, а ее форма – кеплеровой и эллиптической (Верба В.С. и др., 2010; Montenbruck O., Kirschner M., D'Amico S., 2010; Назаров А.Е., 2018). Однако для околоземных аппаратов такое описание полёта может оказаться слишком грубым приближением, так как вид реальной траектории полёта околоземного и низковысотного КА может весьма отличаться от эллипса.

Поэтому влияние вида реальной траектории в конкретных приложениях нуждается в специальном исследовании и, при необходимости, оценке его учёта. Проведённые исследования (Элиасберг П.Е., 1965; Евграфов А.Е., Польш В.Г., 2016; Евграфов А.Е., Польш В.Г., 2017) показывают, что траектория полёта низковысотного околоземного КА в приемлемом приближении представляет собой окружность. Далее с ней суммируются два гармонических колебания пространственных координат с основной и двойной частотой обращения КА на витке орбиты. Амплитуды колебаний по отношению к средней высоте полёта весьма невелики. Для иллюстрации на рисунках 2а–2г приводятся примеры различных реальных траекторий КА, представленных в плоскости орбиты изменением радиус-вектора КА орбиты на одном витке. При необходимости амплитуду и фазу колебаний с основной частотой можно изменять в широких пределах с помощью разовых целенаправленных импульсных коррекций вектора скорости КА, производимых в определённых точках траектории.

ОЦЕНКА ПОТЕНЦИАЛЬНЫХ ВОЗМОЖНОСТЕЙ ОПРЕДЕЛЕНИЯ РЕЛЬЕФА МЕСТНОСТИ ПРИ КОСМИЧЕСКОЙ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ СЪЁМКЕ

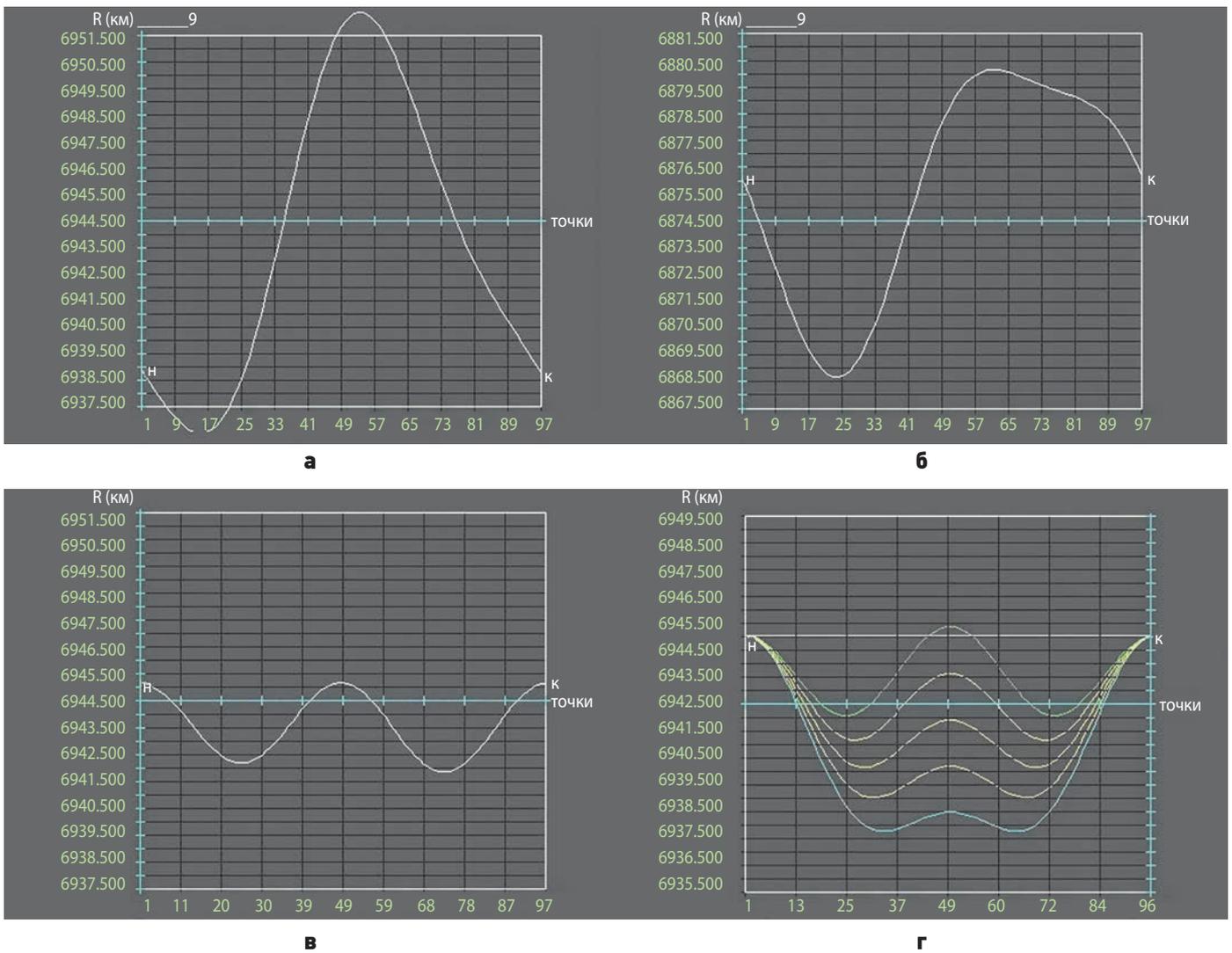


рисунок 2. Возможные виды траекторий КА на витке околоземной орбиты

Такие коррекции создают дополнительную первую гармонику радиус-вектора КА со своей амплитудой и фазой. Тогда результирующая векторная сумма колебаний исходной и корректирующей гармоники формирует тот или иной вид траектории (Евграфов А.Е., Поль В.Г., 2016; Евграфов А.Е., Поль В.Г., 2017). Напротив, колебания с двойной частотой обращения КА имеют фиксированные амплитуду и фазу, они непосредственно отражают фигуру общеземного эллипсоида (ОЗЭ) и привязаны к его осям. Поэтому колебания с двойной частотой в траектории КА присутствуют всегда и суммируются с первой гармоникой колебаний текущих координат.

Примеры траекторий КА, приведённых выше, даны для случая пассивного полёта КА. Однако в принципе возможны случаи активного полёта КА при практически непрерывном управляющем действии ДУ малой тяги. Тогда траектория КА приобретёт дополнительные степени свободы, станет ещё более «некеплеровой», и её вид будет ещё более отличаться от приведённых выше примеров. Например, такой режим полёта КА может иметь место при

активном управлении полётом одного КА относительно другого по некоторому специальному закону. Поэтому возможное разнообразие приведённых случаев одиночных траекторий КА различного вида ставит задачу оценки влияния их различия на характеристики целевых параметров, реализуемых в тех или иных приложениях космонавтики.

Применительно же к задаче космического радиолокационного мониторинга, очевидно, в качестве первого шага следует оценить влияние вида пары пассивных различных траекторий на потенциальные возможности измерений рельефа земной поверхности. В процессе предварительного проектирования комплексов космического мониторинга это может дать общесистемную ориентировку разработчикам в части специфики использования тех или иных конкретных видов пассивных орбит. Кроме того, пассивный полет пары КА может служить базовым случаем, отправляясь от которого можно в дальнейшем анализировать и использовать особенности использования активного полёта КА.

6. Пары траекторий, базы и характеристики измерения высот

Показанное выше разнообразие вида реальных траекторий КА ставит задачу оценки потенциальных ошибок измерения высот для случаев использования пар реальных орбит различного вида и типа. Очевидно, что это требует высокоточного анализа различных возможных случаев относительного движения пары КА. Однако детальные аналитические расчёты такого движения двух КА ввиду множества различных вариантов пар различных орбит оказываются слишком громоздкими и не наглядными. Кроме того, такие расчёты всегда связаны с приближениями, вносящими ошибки, которых зачастую в принципе желательно избегать.

Поэтому простое выражение (1), определяющее значение периода однозначности измерений $h_{2\pi}$, непосредственно подсказывает другой способ оценки характера полёта пары КА – численный расчёт ключевых параметров схемы измерения высот. На практике траектории пары КА просто определяются типовым точным численным интегрированием уравнений движения обоих КА. Тогда текущие координаты пары КА и пикселя РЛИ, определённые в единой шкале времени на витке орбиты, оказываются достаточными для определения текущего периода однозначности $h_{2\pi}$ измерителя высот h по выражению (1), а также остальных ключевых характеристик измерителя d , $d_{эф}$.

Следовательно, определение динамики изменения значений $h_{2\pi}$ для той или иной пары орбит на витке, а также попутный расчёт аналогичных характеристик d , $d_{эф}$ сразу даёт оценку выполнения всех трёх условий, предъявляемых к баллистическому обеспечению системы определения рельефа. В результате можно получить методическую последовательность простых операций, позволяющих оценить тот или иной баллистический вариант измерения рельефа. Эта методика может применяться на стадии предварительного проектирования системы космического мониторинга. Выбирая различные пары орбит, можно оценить выполнение условий, выдвигаемых конкретной системой мониторинга. Действуя таким образом, можно отобрать наиболее оптимальные варианты для детального исследования в ходе системного проектирования мониторинга в целом.

7. Методика предварительной оценки баллистических вариантов

Схема измерений высот рельефа (рисунок 1) подсказывает, что естественно начать с рассмотрения пар орбит КА, имеющих одинаковый период обращения, принадлежащих к одинаковому типу траекторий и, сверх того, определяемых минимальным составом

различающихся параметров. Как пример применения рассматриваемой методики, сначала ограничимся одним определённым типом орбиты и двумя крайними вариантами их вида (рисунок 2). Варьируя параметры полёта для той или иной пары траекторий и их вариантов, можно отобрать удовлетворительные результаты определения высот, необходимые для дальнейшего детального анализа остальных характеристик комплекса мониторинга в целом. В качестве примера типа орбиты выберем солнечно-синхронную орбиту (ССО) радиолокационного наблюдения Земли с наклоном $i \sim 97.6^\circ$, часто используемого как дополнение к космическому оптическому мониторингу. Период такой орбиты довольно стабилен сам по себе, а его реализация и поддержание в космической баллистике давно освоены.

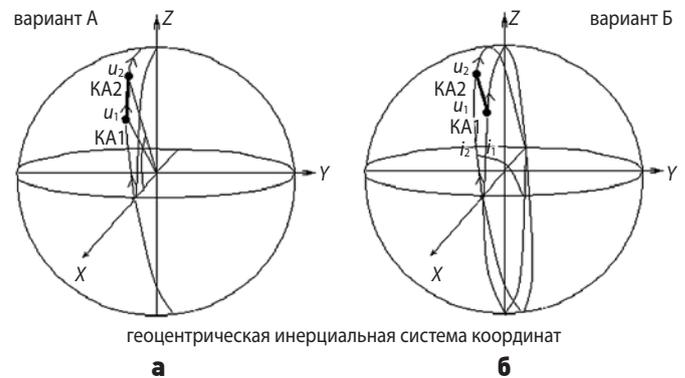


рисунок 3. Два варианта пар орбит, образующих базу измерения рельефа

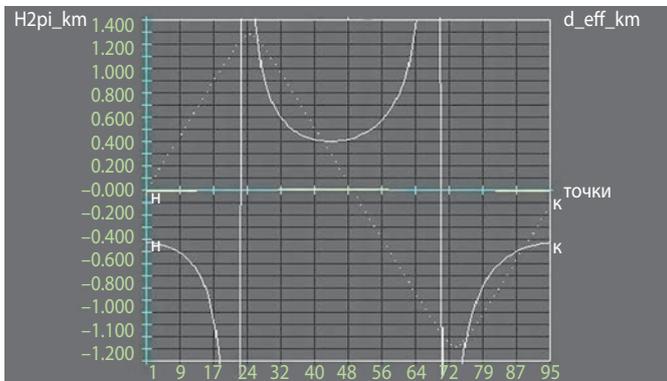
Далее, в различных баллистических вариантах для устранения возможных столкновений КА сразу примем наличие обязательного разноса двух КА по аргументу широты u . Отметим, в частности, что он эквивалентен разности времён начала витка орбиты в экваторе. В первом, начальном варианте (А), положим, что пары КА движутся по одинаковым орбитам, отличаясь своим разномом лишь по единственному параметру u (рисунок 3а). Во втором варианте (Б) рассмотрим ту же пару орбит, но уже отличающихся друг от друга трассами за счёт малой дополнительной расстройки по параметру наклона орбиты i (рисунок 3б). Далее, по необходимости, можно добавить и рассмотреть изменение дополнительных других параметров орбит.

Для каждого варианта целесообразно выбрать два вида траекторий КА, взяв их как наиболее представительные из примеров, данных на рисунке 2. Очевидно, к ним принадлежат траектории, изображённые на рисунках 2а, 2в, как наименее и наиболее отличающиеся от круговых орбит. Для каждого из выбранных траекторий выполняется – на витке орбиты, и притом строго в едином масштабе времени – численный расчёт текущих координат пары КА,

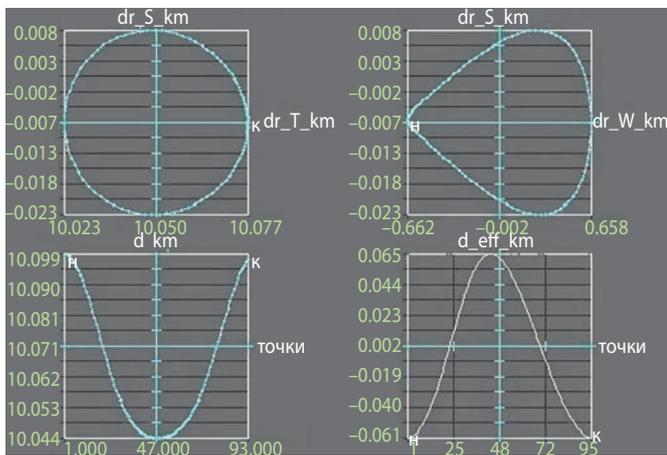
ОЦЕНКА ПОТЕНЦИАЛЬНЫХ ВОЗМОЖНОСТЕЙ ОПРЕДЕЛЕНИЯ РЕЛЬЕФА МЕСТНОСТИ ПРИ КОСМИЧЕСКОЙ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ СЪЁМКЕ

составляющих базу. Тогда, задав угол визирования пикселя РЛИ, определяем его координаты по текущему вектору состояния КА (Евграфов А.Е., Поль В.Г., 2015). Далее, по выражению (1), находим текущие характеристики измерения высот, а именно: значения периода $h_{2\pi}$, величины баз – геометрической d и эффективной $d_{эф}$.

При прогнозе движения КА достаточно ограничиться обычным учётом лишь одного гравитационного поля Земли, используя его разложение по сферическим функциям при учёте членов до 8–16 порядков. Для определённости укажем, что период витка орбиты ССО равен 5760 с, средняя геоцентрическая высота орбиты составляет ~6943 км, а рабочая длина волны РЛС принята равной $\lambda=3$ см. В соответствии с технологией РСА будем предполагать, что наблюдаемый пиксель расположен на текущем траверсе полёта КА, а угол его визирования, равный $\sim 45^\circ$, отсчитывается от местной вертикали, проведённой через центр геометрической базы. Расчёты проведём для вариантов А, Б, показанных на рисунке 3. При этом для каждого варианта будем моделировать крайние случаи, представленные траекториями КА различного вида, показанными на рисунке 2а, 2в. Это позволит оценить влияние вида траектории на результаты измерения высот.



а



б

рисунк 4. Период $h_{2\pi}$, база $d_{эф}$, (а) и база d (б) для варианта 2а

Кроме того, вместо интервала когерентности будем приводить оценку максимального разрешения пикселя РЛИ по азимуту, исходя из допустимого перекрытия траекторных сигналов для имеющейся геометрической базы, равного 50%. Для конкретности примем, что желаемые ошибки измерения высот должны лежать в пределах нескольких единиц метров, а соответствующие значения периода $h_{2\pi}$ ограничены величиной ~ 100 м.

8. Результаты моделирования измерения высот рельефа

В первом примере выберем орбиту вида, данного на рисунке 2в (максимально приближенную к круговой) и приведём пример графиков (рисунок 4), полученных для некоторого случая моделирования схемы рисунка 3а. Здесь разнос пары КА по аргументу широты u задан равным $\pm 150''$, а сами траектории идентичны. На рисунке 4а показан ход значений периода однозначности $h_{2\pi}$ на витке орбиты в аргументе время, где период обращения КА равен 96 мин, а шаг по времени выбран равным 1 мин.

Начало витка выбрано на экваторе, а текущая широта КА в пределах ординат на поле графика, равных $\pm 90^\circ$, показана белыми точками. На том же рисунке 4б показано пространственное движение КА 2 относительно КА 1 (разности их координат в плоскостях орбиты ST и траверса SW), а ниже дан ход баз d и $d_{эф}$ на витке орбиты. Видно, что минимальное значение периода $h_{2\pi}$ составляет ~ 400 м и минимальная абсолютная ошибка измерения высот будет составлять несколько десятков метров. Далее, можно видеть, что геометрическая база d на протяжении всего витка практически постоянна и притом достаточно велика, в отличие от величины эффективной базы $d_{эф}$. Малое значение последней объясняет величину периода однозначности $h_{2\pi}$ и абсолютных ошибок измерения высот на витке орбиты. К тому же длина базы d показывает, что измерения на всем витке орбиты требуют разрешения пикселя РЛИ по азимуту 1 м, если не выше.

Для отображения ключевых характеристик серии определения высот при вариациях величины разноса КА по параметру орбиты u введём представление данных расчётов сжатыми численными данными (таблица 2).

Сразу же, для полноты, ниже в таблице 3 приведём также результаты расчёта для орбиты КА, заведомо отличающейся от круговой (рисунок 2а).

Из сравнения обеих таблиц прежде всего следует, что влияние вида орбит практически отсутствует. Далее, абсолютные ошибки измерения высот h везде слишком велики, причём увеличение разноса по u помогает мало и притом требует слишком высокого

таблица 2 – Определение периода $h_{2\pi}$ по варианту А, орбита вида 2в

du , угл. с	$\pm 15''$	$\pm 45''$	$\pm 80''$	$\pm 150''$	$\pm 300''$
период $h_{2\pi}$, min, км	≥ 4.0	≥ 1.15	≥ 0.650	≥ 0.400	≥ 0.200
база d , км	1.0 ± 0.003	3.0 ± 0.008	5.0 ± 0.015	10.0 ± 0.030	20.0 ± 0.055
разрешение, $\tau_{\text{аз}}, \text{м}$	~ 15	~ 5.0	~ 3.0	~ 1.5	~ 0.75

таблица 3 – Определение периода $h_{2\pi}$ по варианту А, орбита вида 2а

du , угл. с	$\pm 15''$	$\pm 45''$	$\pm 80''$	$\pm 150''$	$\pm 300''$
период $h_{2\pi}$, min, км	≥ 3.6	≥ 1.175	≥ 0.660	≥ 0.360	≥ 0.175
база d , км	1.0 ± 0.003	3.0 ± 0.008	5.0 ± 0.015	10.0 ± 0.030	20.0 ± 0.055
разрешение, $\tau_{\text{аз}}, \text{мак}, \text{м}$	~ 15	~ 5.0	~ 3.0	~ 1.5	~ 0.75

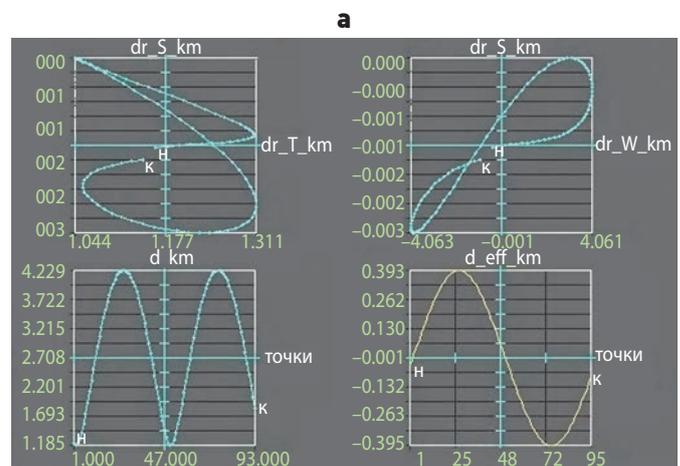
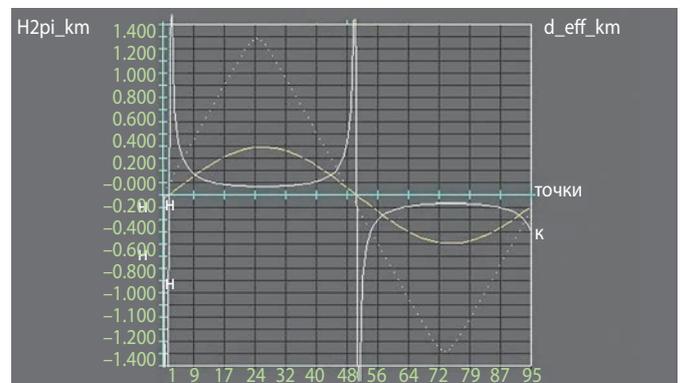
таблица 4 – Определение периода $h_{2\pi}$ по варианту Б, орбита вида 2а

du , угл. с di , угл. с	$\pm 15''$ $\pm 10''$	$\pm 15''$ $\pm 15''$	$\pm 15''$ $\pm 30''$	$\pm 15''$ $\pm 60''$	$\pm 15''$ $\pm 90''$
период $h_{2\pi}$, min, км	$\geq 0,400$	≥ 0.275	≥ 0.130	≥ 0.075	≥ 0.060
база d , км	1.150 ± 0.100	1.200 ± 0.200	1.600 ± 0.700	2.600 ± 1.500	2.700 ± 1.600
разрешение, $\tau_{\text{аз}}, \text{мак}, \text{м}$	~ 15.0	~ 12.0	~ 8.0	~ 5.0	~ 5.0

разрешения. Это объясняется тем, что вектор базы лежит почти в плоскости местного горизонта. Поэтому угол ϑ между векторами высоты и базы близок к прямому, а значение $\cos \vartheta$ стремится к 0, что и определяет поведение векторов d и $d_{\text{эф}}$. Данный пример показывает, что рассмотренная геометрия пары КА не обеспечивает желаемое качество измерения высот. Поэтому нужно уменьшить угол ϑ , введя расстройку орбит по параметру, поднимающему вектор базы над плоскостью горизонта.

Для этого попробуем ввести разнос пары орбит по наклонению орбиты i (см. рисунок 3б). Проведя расчёты аналогично предыдущему случаю, обнаружим, что влияние вида орбит по-прежнему практически отсутствует. Поэтому далее сразу приведём пример результатов для серии расчётов, показанный в таблице 4, где пара орбит вида 2а имеет постоянный сдвиг по аргументу широты u , но различное наклонение i . Видно, что теперь период однозначности $h_{2\pi}$ и ошибки измерения высот стали меньше и приблизились к желаемым величинам при умеренных размерах базы d .

В качестве частного примера на рисунке 5 показаны графики, полученные для последнего столбца таблицы 3, где $du = \pm 15''$ (± 0.5 км в линейной мере), а $di = \pm 90''$. Этот пример показывает улучшение характеристик измерения высот. Теперь введённый разнос

**рисунки 5.** Период $h_{2\pi}$ (а), база d и база $d_{\text{эф}}$ (б) для варианта 3б

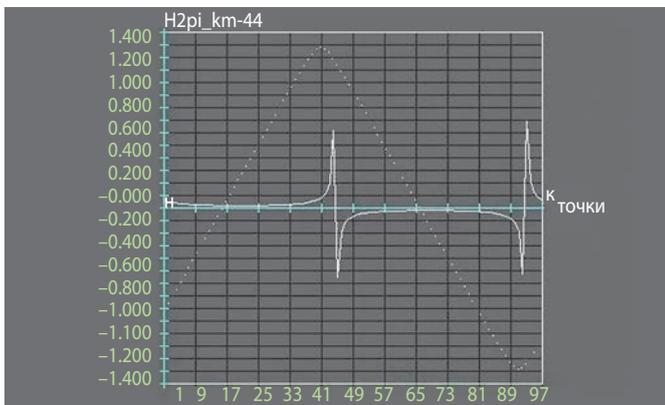
ОЦЕНКА ПОТЕНЦИАЛЬНЫХ ВОЗМОЖНОСТЕЙ ОПРЕДЕЛЕНИЯ РЕЛЬЕФА МЕСТНОСТИ ПРИ КОСМИЧЕСКОЙ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ СЪЁМКЕ

таблица 5 – Определение периода $h_{2\pi}$ по варианту Б, орбита вида 2а

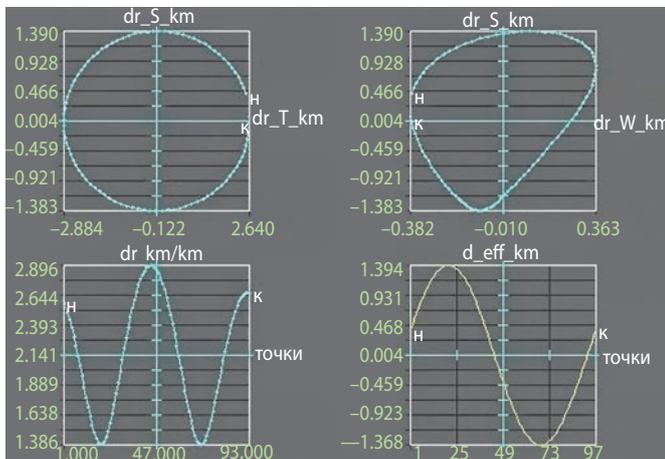
du , угл. с	$\pm 15''$	$\pm 15''$	$\pm 15''$	$\pm 15''$	$\pm 15''$
di , угл. с	$\pm 5''$	$\pm 5''$	$\pm 5''$	$\pm 5''$	$\pm 5''$
de , б/р	0.0000050	0.000020	0.000025	0.000050	0.000100
период $h_{2\pi}$, min, км	$\geq 0,500$	≥ 0.100	≥ 0.75	≥ 0.037	≥ 0.018
база d , км	1.000 ± 0.070	1.250 ± 0.500	1.30 ± 0.650	1.250 ± 0.600	2.140 ± 0.750
разрешение, τ_{az} , max, м	~ 6.0	~ 5.0	~ 3.5	~ 3.0	~ 3.0

орбит по наклонению все-таки несколько уменьшил угол ϑ , хотя геометрическая база d , понимаемая как вектор, все ещё недостаточно отклоняется от плоскости местного горизонта центра базы. Тем не менее, разнос орбит по наклонению i заметно уменьшил величину геометрической базы d , и одновременно увеличил эффективную базу $d_{\text{эф}}$.

Кроме того, он же уменьшил величину интервала когерентности d_k , что позволяет получить приемлемые значения периода $h_{2\pi}$ при умеренном разрешении РЛИ по азимуту. В итоге разнос пары орбит КА по наклонению орбит i позволил получить пару измерений наклонной дальности при сравнительно приемлемом периоде $h_{2\pi} \approx 50$ м, а ошибки измерения высот составят несколько единиц метров; диапазон широт, позволяющих вести такие измерения, также расширился и требования к разрешению пикселей РЛИ по азимуту заметно ослабились.



а



б

рисунок 6. Период $h_{2\pi}$, (**а**) базы d и $d_{\text{эф}}$ (**б**) для варианта схемы рисунка 3б

Положим, что дальнейшее снижение периода однозначности $h_{2\pi}$ и уменьшение ошибок измерений по-прежнему остаётся желательным. Тогда, очевидно, потребуется дополнительный разнос орбит уже по третьему параметру орбиты, т.е., по величине первой гармоники. Например, зададим разнос орбит, симметрично разнеся оскулирующие значения e в начале витка орбиты, определённого, как и ранее, на экваторе. Тогда фазы первых гармоник траекторий у пары КА изменятся (Евграфов А.Е., Поль В.Г., 2016; Евграфов А.Е., Поль В.Г., 2017), а вектор базы d на дугах траекторий станет дополнительно отклоняться от плоскости местного горизонта, снова уменьшая угол ϑ и величину периода $h_{2\pi}$.

Покажем влияние разноса пары орбит по эксцентриситету орбиты e , оставаясь в рамках модифицированной схемы рисунка 3б. Как и ранее, расчёты, проведённые для двух видов орбит, по-прежнему показывают отсутствие существенной разницы. Поэтому сразу в таблице 5 дадим пример результатов серии расчётов, демонстрирующих влияние изменений расстройки орбит по параметру e (и здесь орбита принадлежит к виду 2а).

Снова, как частный пример, на рисунке 6 приведём графики, комментирующие последний столбец таблицы 4. Хорошо видны эффективность изменения эксцентриситета орбит и возможность получения ошибок высот порядка 1 м, причём при вполне приемлемой геометрической базе d и умеренном разрешении РЛИ. Правда, измерение рельефа возможно лишь в диапазоне широт, ограниченном значениями $\pm 45\text{--}55^\circ$. Естественно, что это ограничение существует только для данного примера. Так, смещение точки введения разноса орбит по параметру e вдоль орбиты на $\sim 90^\circ$ даст хорошие значения периода $h_{2\pi}$ в Арктике и Антарктике, но зато не обеспечит хорошего измерения рельефа в экваториальной зоне.

9. Обсуждение результатов моделирования

Приведённые примеры, естественно, не являются единственными возможными решениями. Прежде всего они служат демонстрацией методики оценки качества измерений при использовании различных возможных схем определения рельефа. Подчеркнём, что суть предлагаемой методики заключается в сквозной проверке сквозного тракта определения

высот рельефа по той или иной известной точной исходной информации. Действительно, результат оценки – период $h_{2\pi}$ – даёт простое, быстрое и полное представление о максимально возможном глобальном качестве измерения высоты на витке в данном варианте. Поэтому представляется, что данная методика может быть полезной для организации интерактивного взаимодействия специалистов различного профиля, необходимого в поисках оптимального решения общей задачи разработки космического комплекса.

Рассмотренные примеры основывались на использовании пассивных траекторий пары КА схем космической интерферометрии, которым, как очевидно, присущи определённые ограничения. Избавиться от них можно лишь применив активное управление относительным движением в паре КА. Как видно из рассмотренных примеров, прежде всего оно должно удовлетворять первому требованию, предъявляемому к баллистическому обеспечению съёмки – а именно обеспечивать текущую пару радиус-векторов КА на двух близких орбитах, нужную для получения требуемого значения периода $h_{2\pi}$ на полном витке полёта обоих КА (см. раздел 4). Кроме того, это управление должно удовлетворять остальным двум требованиям к баллистическому обеспечению съёмки, содержащимся в том же разделе.

Такая система должна представлять собой систему формирования траектории второго КА, входными данными для которой служат текущие координаты первого КА в паре. Выходным же результатом такой системы должны являться заданные пределы изменений текущих значений периода однозначности $h_{2\pi}$ на витке орбиты. Эти значения должны определяться как априорно заданные значения функционала алгоритма управления полётом второго КА. Этот функционал должен удовлетворять всем трём требованиям, предъявляемым к баллистическому обеспечению съёмки рельефа. При этом проверка качества следящей системы может проводиться по рассмотренной выше методике оценки качества определения высот на полном витке. Естественно, более подробное рассмотрение синтеза такой системы является самостоятельным комплексным исследованием и за рамки настоящей работы выносятся.

заключение

Проведённая работа позволила предложить простую интерактивную методику наглядной визуализации и предварительной оценки потенциальных ошибок в сквозном тракте космического радиолокационного измерения рельефа местности из космоса. Предлагаемая методика может способствовать орга-

низации интерактивного взаимодействия специалистов различного профиля в ходе оптимальной разработки космического мониторинга Земли в целом, и в первую очередь – создания перспективных отечественных цифровых моделей местности.

список литературы

Верба В.С., Неронский Л.Б., Осипов И.Г., Туррук В.Э. Радиолокационные системы землеобзора космического базирования. М.: Радиотехника, 2010. 674 с.

Евграфов А.Е., Поль В.Г. Геометрия космического радиолокационного зондирования Земли по технологии синтезированной апертуры и координатная привязка полученных изображений // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 2. С. 19-25.

Евграфов А.Е., Поль В.Г. К вопросу о формировании околокруговых околоземных низковысотных орбит космического аппарата I // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 4. С. 67-74.

Евграфов А.Е., Поль В.Г. К вопросу о формировании околокруговых околоземных низковысотных орбит космического аппарата II // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 1. С. 68-76.

Евграфов А.Е., Поль В.Г., Шостак С.В. Однозначный надёжный отсчёт в многошкальных измерительных системах // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 1. С. 84-94.

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

Евграфов А.Е., Поль В.Г., Шостак С.В. Определение третьей координаты РЛИ в технологии радиолокации с синтезированием апертуры // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 4. С. 82-87.

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

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

Krieger G. et al. Interferometric Synthetic Aperture Radar (SAR) Missions Employing Formation Flying // Proc. of the IEEE. May 2010. Vol. 98, № 5. P. 816-843.

Montenbruck O., Kirschner M., D'Amico S. Comprehensive Survey and Assessment of Spacecraft Relative Motion Dynamics Models // Journal of Guidance, Control and Dynamics. 2017. Vol. 40, № 8. P. 1837-1859.

Статья поступила в редакцию 17.06.2019 г.

Статья после доработки 19.06.2019 г.

Статья принята к публикации 20.06.2019 г.

МОДЕЛЬ РАЗВИТИЯ И ПЕРЕДАЧИ ИНИЦИИРУЮЩЕГО ИМПУЛЬСА В ДЕТОНАЦИОННЫХ МАЛОГАБАРИТНЫХ УСТРОЙСТВАХ



Е.Н. Кузин¹,
кандидат технических
наук,
varvsn@mil.ru;
E.N. Kuzin



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

MODEL OF IMPULSE PROGRESSION AND TRANSMISSION IN SMALL DETONATION DEVICES



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



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

В статье рассмотрены особенности механизма возбуждения детонационного процесса и его развития в бортовых малоимпульсных, безосколочных устройствах разделения и узлах инициирования детонации, снаряжаемых высокоэнергетическими эластичными материалами (ВЭМ). Приведены формульные зависимости для расчёта показателя надёжности инициирования детонации в заряде ВЭМ, даны практические рекомендации по его повышению.

Ключевые слова: высокоэнергетические эластичные материалы; взрывчатые вещества; детонатор; электродетонатор; заряд-транслятор; инициирование; детонация.

DOI: 10.26162/LS.2019.45.3.006

В современных изделиях ракетно-космической техники многочисленные задачи по разделению и отделению элементов конструкции ракет, ракет-носителей, космических аппаратов (КА), ракетных блоков и т.д. наиболее эффективно решаются с помощью либо пиромеханических, либо детонационных устройств и систем разделения на их основе (Колесников К.С., Кокушкин В.В., Борзых С.В., Панкова Н.В., 2006). Де-

The article deals with the peculiarities of excitation mechanism of the detonation process and its progression in onboard low-pulse, shatterproof separation devices and detonation initiation nodes equipped with high-energy elastic materials (VEM). Formula dependences for calculation of reliability index of initiation of detonation in VEM charge are given, as well as practical recommendations for its increase.

Key words: high-energy elastic materials; explosives; detonator; electric detonator; charge-translator; initiation; detonation.

тонационная автоматика использует энергию взрыва (детонации) высокоэнергетических материалов – бризантных взрывчатых веществ (БВВ), обеспечивая по сравнению с пиромеханическими устройствами, использующими энергию сгорания порохов, твёрдых ракетных, специальных топлив или пиротехнических составов, повышенное быстродействие, единообразие и синхронность работы исполнительных

¹ ФГКВБОУ ВО «Военная академия РВСН имени Петра Великого», Россия, Московская область, г. Балашиха.

The Military Academy of Strategic Rocket Troops after Peter the Great, Russia, Moscow region, Balashikha.

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

элементов, независимость их действия от ряда факторов окружающего пространства (в первую очередь, давления, температуры). В то же время большинство известных традиционных устройств, снаряжённых кристаллическими БВВ высокой плотности, имеют такие недостатки, как высокие ударные, динамические нагрузки на конструкцию и аппаратуру, негерметичность и разрушение корпусов устройств в процессе функционирования (Ефанов В.В., Бирюков А.С. и др., 2014; Ефанов В.В., Горовцов В.В., 2015; Ефанов В.В. и др., 2007). Вполне очевидно, что эти недостатки могут полностью или частично быть устранены за счёт применения дополнительных технических и технологических приёмов. Однако большая их часть в существенной степени может ухудшать массово-габаритные характеристики устройств и систем в целом.

Одним из путей миниатюризации устройств детонационной автоматики, в первую очередь КА, существенного снижения динамического воздействия на конструкцию изделия, служебную и научную аппаратуру, прецизионные узлы и чувствительные агрегаты является замена кристаллических индивидуальных БВВ или взрывчатых составов на их основе на высокоэнергетические эластичные материалы – эластичные взрывчатые вещества. Особенностью их является высокая детонационная способность (скорость детонации в пределах 7200–8000 м/с) при малом критическом диаметре детонации (от 0,1 до 0,6 мм). Это позволяет в устройствах разделять использовать заряды с чрезвычайно малой суммарной массой. Помимо этого, ВЭМ обладают хорошими структурно-механическими свойствами и возможностью изготовления из них зарядов практически любой формы различными способами (*Многофункциональная космическая платформа «Навигатор»*, 2017; Горовцов В.В., Ефанов В.В. и др., 2016; Ефанов В.В., Горовцов В.В. и др., 2014; Котомин А.А., Душенков С.А. и др., 2017).

В силу того, что малоимпульсные детонационные устройства на основе ВЭМ снаряжены миниатюрными зарядами (суммарная масса ВВ в устройстве без учёта средства инициирования детонации или специального заряда-усилителя транслятора составляет всего $0,2 \div 0,5$ г) сложной формы, вопрос о надёжном возбуждении детонационного импульса и его передаче в таких конструкциях взрывных устройств стоит особо остро.

Система передачи детонационного импульса – один из основных элементов любого взрывного устройства, содержащего заряд БВВ, который необходимо в требуемый момент времени и в определенных условиях привести в действие. При этом надо таким образом организовать выполнение команды от управляющего сигнала, чтобы обеспечить параметрическое постоянство выходных характеристик каждого элемента детонационной цепи (фактор стабильности)

и чтобы выделение энергии при детонации основного (или рабочего) заряда было максимальным.

Проблема разработки систем возбуждения, развития, усиления и передачи детонационного импульса в малогабаритных элементах сложной пространственной геометрии, к тому же в условиях неидеальности взрывных процессов в изделиях мало изучена и базируется в основном на экспериментальной отработке. В ближайшее время вряд ли возможно построить убедительную и достоверную модель, а также и соответствующее ей аналитическое или численное описание (Бабкин А.В., Велданов В.А., Грязнов Е.Ф. и др., 2008). Системы передачи детонационного импульса ещё долго будут оставаться газодинамическими, экспериментальная отработка которых является практически единственным возможным способом обеспечения надёжности.

Многообразие конструктивных решений детонационных устройств на основе ВЭМ (разрывные или детонационные болты «толкающего» и «тянущего» типов, детонационные замки, детонационные ножи, детонационные чеки, узлы инициирования систем отделения и др.), а также сложные схемы детонационных цепей (разводок) существенно затрудняют построение физической модели, описывающей совокупность последовательного развития процесса вплоть до инициирования основного заряда. По этим причинам в настоящее время успешно развиваются только упрощённые модели, которые содержат не более двух детонационных элементов (чаще всего рассматривается схема «средство инициирования – передаточный заряд»). Основная трудность построения модели функционирования детонационной цепи (ДЦ) состоит в существенной нелинейности протекающих на всех стадиях процессов. Даже если в одном из элементов детонационный режим выходит на стационарный, это не означает, что в следующем элементе он тоже перейдет в стационарный режим. Тем не менее, можно утверждать, что процесс возбуждения и передачи детонационного импульса носит детерминированный характер.

Детонационные цепи устройств разделяния на основе ВЭМ состоят в основном из следующих элементов: средства инициирования детонации (в ракетно-космической технике это, как правило, низковольтные электродетонаторы типа ЭД-У-1, срабатывающие от бортовых источников тока), передаточные заряды с зарядами-усилителями на торцах и основные заряды, предназначенные для совершения механической работы.

В отличие от взрывных устройств боеприпасов, детонационные устройства разделяния могут выполнять дополнительно функции инициирующих устройств и размножителей детонационных команд, передавая инициирующий импульс зарядам-усилителям неразрушаемых детонационных транс-

МОДЕЛЬ РАЗВИТИЯ И ПЕРЕДАЧИ ИНИЦИИРУЮЩЕГО ИМПУЛЬСА В ДЕТАНАЦИОННЫХ МАЛОГАБАРИТНЫХ УСТРОЙСТВАХ

ляторов («транеров»). Кроме того, инициирование передаточных зарядов может осуществляться от тех же трансляторов (детонационные устройства без электродетонаторов). При всём многообразии схем расположения детонационных элементов в устройствах разделения и инициирования все они могут быть сведены к трём основным группам: осевые, радиальные и смешанные. Перечисленные схемы не равноценны, прежде всего, по инициирующей способности. При определённых малых габаритах радиальное инициирование в целом не совсем эффективно; самым надёжным способом считается осевое инициирование (при соответствующем диаметре воздействия). Однако в силу конструктивных особенностей бортовых устройств разделения осевая схема расположения в них детонационных элементов встречается достаточно редко (см., например, *Горовцов В.В., Ефанов В.В. и др., 2008; Горовцов В.В., Душенков С.А. и др., 2011*). В основном же используются смешанные схемы пространственного расположения элементов. Заданный уровень надёжности инициирования при этом обеспечивается за счёт двух факторов. Во-первых, все элементы детонационной цепи (дополнительные части: усилители либо в виде залитых в колпачки зарядов ВЭС, либо в виде усечённых конусов, а также передаточные заряды в форме протяжённых цилиндров с соотношением диаметра к длине порядка 1:10 и основные плоскостные части: заряды ВЭС в форме дисков и колец, заливаемые непосредственно в каналы и расточки корпуса устройства) представляют собой монолитный сложный формы фигурный заряд. Заметим, что, во-первых, заряд ВЭС малой суммарной массы (до 0,5 мм), разнесённый по конструкции устройства, способствует существенному снижению динамических (ударных) нагрузок при срабатывании детонационного устройства. Во-вторых, в качестве ВЭС в детонационных устройствах используются, как отмечалось выше, эластичные взрывчатые вещества с высокой детонационной способностью (критический диаметр детонации $0,2 \div 0,5$ мм), что позволяет изготавливать передаточные заряды диаметром не более 2 мм.

На рисунке 1 приведены основные схемы построения детонационных цепей, применяемых в малоимпульсных безосколочных, герметичных устройствах разделения, инициирования и трансляции детонации, снаряжаемых ВЭС.

Практически в любом случае построения детонационной цепи инициирование детонации в передаточном заряде (через усилитель в форме либо усечённого конуса, прикрытого, как правило, кружком, либо колпачка, снаряженного ВЭС) от электродетонатора (или заряда-усилителя транслятора детонации) осуществляется по осевой схеме.

Иницирующая способность детонаторов, электродетонаторов (ЭД), капсулей-детонаторов (КД), зарядов-усилителей трансляторов детонации (в об-

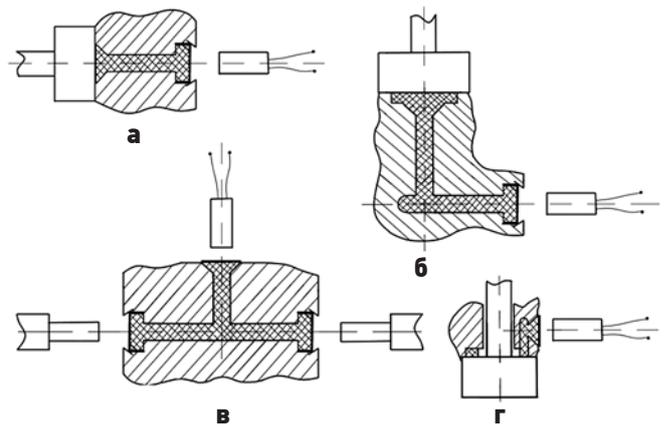
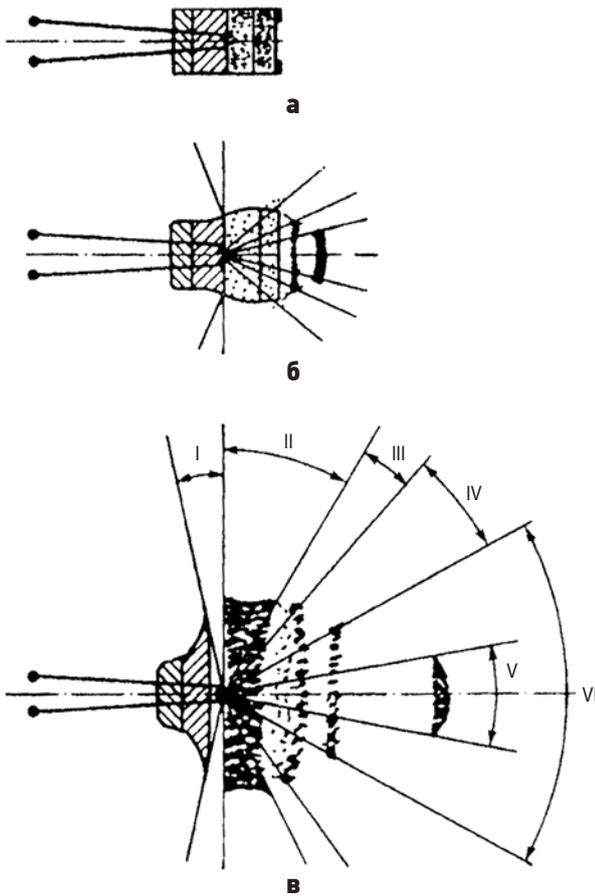


рисунок 1. Основные схемы построения детонационных цепей малоимпульсных устройств разделения и инициирования

щем – точечных средств инициирования или детонирования) характеризуется, по существу, массой заряда БВВ в нём, в котором установился близкий к стационарному процесс. На практике все средства детонирования работают на пределе (или близко к нему) своей инициирующей способности (*Бабкин А.В., Велданов В.А., Грязнов Е.Ф. и др., 2008*). Поэтому в реальных конструкциях любых детонационных устройств передаточный заряд, как правило, выполняет функцию одновременно и усилителя инициирующего импульса, для чего с торца, примыкающего к инициатору, имеет увеличенную массу БВВ.

Зона разлёта продуктов детонации (ПД) и элементов корпуса (оболочки, гильзы) детонатора до сего времени изучены недостаточно. Во-первых, из-за большого количества сменных и конструктивных решений детонаторов, снаряжения их и технологий изготовления. Во-вторых, причиной недостаточно полной изученности является абсолютно малый размер детонаторов, не позволяющий в тонкостях исследовать их параметрические характеристики, а тем более установить достоверное поле действия ПД и осколочный спектр разлёта элементов корпуса детонатора. Говорить о фугасном поле взрыва детонатора было бы не совсем корректно, поскольку, во-первых, фугасное действие проявляется лишь на значительных расстояниях от взрыва ($r \geq (5 \div 6)r_0$, где r_0 – начальный приведённый радиус снаряжения детонатора), а, во-вторых, потому, что бортовые детонационные устройства изделий ракетно-космической техники работают либо уже в сильно разреженной атмосфере, либо в космосе, где вероятность образования воздушных ударных волн очень мала или полностью исключается. Однако учитывать его представляется полезным, хотя бы для наземной отработки детонационных устройств систем пировавтоматики.

Анализируя факторы, определяющие инициирующую способность детонаторов, и опираясь на накопленный опыт большого числа исследователей, авторы (*Бабкин А.В., Велданов В.А., Грязнов Е.Ф.*



а – ЭД в исходном состоянии; **б** – начальная стадия разлёта корпуса ЭД на фрагменты; зоны разлёта: I – изолятора; II – цилиндрической части; III – элементов, сопряжённых с цилиндрической частью корпуса; IV – завальцовки дна; V – дна; VI – элементов, сопряжённых с дном корпуса.

рисунок 2. Разлёт элементов корпуса электродетонатора при срабатывании

и др., 2008) приходят к выводу, что основным фактором, определяющим инициирующую способность детонатора, является поле осколков его корпуса (оболочки или гильзы). На рисунке 2 представлена графически картина разлёта элементов корпуса, в частности низковольтного электродетонатора при его срабатывании.

При этом принимается допущение, по которому зона инициирующего взрывчатого вещества (ИВВ), где возникает горение, впоследствии переходящее в детонацию, исключается из числа инициирующих факторов. Данное утверждение справедливо, в первую очередь, для малогабаритных ЭД (КД). Установлено, что наибольшей инициирующей способностью обладает донная часть корпуса и в меньшей степени – его боковая цилиндрическая поверхность. Тем не менее, нельзя полностью отрицать влияние боковой поверхности, включая зону ИВВ, на инициирующую способность детонатора в силу того, что и ИВВ, и часть БВВ, расходуемая на разрушение и метание

осколков цилиндрической части корпуса, детонируя, создают в зарядной камере сильно разогретые ПД с высоким давлением. Тем самым они обеспечивают вспомогательную функцию процесса инициирования передаточного заряда в тех случаях, когда основные осколочные потоки от детонатора успевают окончательно сформироваться. Как показывает опыт, это происходит при значительных радиусах разлёта осколков (на расстояниях $r \approx (4 \div 5)r_0$). Фрагментация же корпуса детонатора на осколки начинается на расстояниях $(1,5 \div 2,0)r_0$.

Механизм бризантного и фугасного воздействия активного удлинённого заряда БВВ (транслятора детонации) на пассивный заряд при их осевом расположении в условиях замкнутого объёма (зарядной камеры) с привлечением современного математического аппарата (Физика взрыва, 2002) достаточно подробно описан в (Загарских В.И., Кузин Е.Н., Ефанов В.В., 2016) и в данной статье не рассматривается.

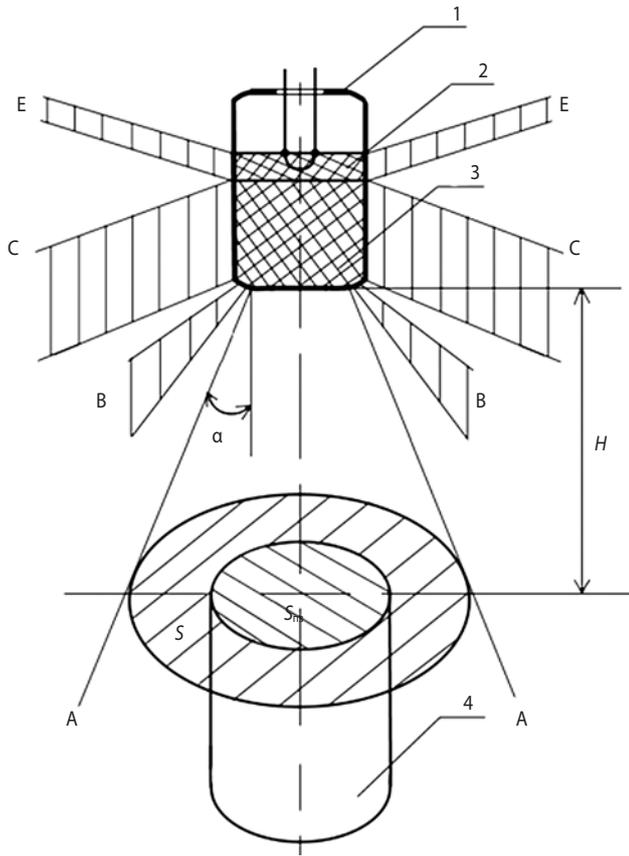
Что касается осколочного поля детонатора, то в этом плане может заслуживать внимания модель передачи детонации на расстояние осколками корпусов ЭД и КД, предложенная в 70-е годы прошлого века Федоровым Г.В. Схема дробления на осколки оболочки (корпуса) ЭД приведена на рисунке 3 и практически тождественна приведённой на рисунке 2.

Здесь зона АА – разлёт дна оболочки; пояс В – разлёт места сопряжения боковой поверхности с дном; пояс С – разлёт оболочки в зоне контакта с БВВ; пояс Е – разлёт оболочки в зоне контакта с ИВВ. Экспериментально установлено, что оболочки из стали и мельхиора дробятся на сравнительно крупные части; из алюминия – на меньшие и примерно одинаковых размеров. Пояс В для последних выражен слабо. Среднее число осколков дна составляет для штатных ЭД в алюминиевых оболочках $10 \div 12$ шт. Средний диаметр осколка составляет $0,5 \div 0,6$ мм; разлёт их происходит равномерно по всей площади внутри конуса с углом при вершине 2α (рисунок 3), т.е. плотность осколочного поля равномерно убывает с увеличением расстояния H между дном ЭД и торцом передаточного заряда. При не очень больших углах α (экспериментально установлено, что углы α для ЭД в алюминиевых оболочках составляют $14 \div 15^\circ$) и небольших расстояниях H сферическая поверхность разлёта осколков может быть заменена плоской.

Случайная величина x (число n попавших в ПЗ осколков при $n = \text{const}$) характеризуется следующими свойствами:

- число осколков, попавших в заряд на расстоянии H от ЭД, зависит только от площади $S_{\text{ПЗ}}$ заряда;
- число осколков, попавших в заряд, не зависит от числа не попавших осколков;
- вероятность попадания одного осколка в элементарную площадь заряда велика по сравнению с вероятностью попадания двух и более осколков.

**МОДЕЛЬ РАЗВИТИЯ И ПЕРЕДАЧИ ИНИЦИИРУЮЩЕГО ИМПУЛЬСА
В ДЕТОНАЦИОННЫХ МАЛОГАБАРИТНЫХ УСТРОЙСТВАХ**



1 – электродетонатор (ЭД); **2** – инициирующее ВВ (ИВВ); **3** – бризантное ВВ (БВВ); **4** – передаточный заряд.
рисунок 3. Схема дробления на осколки оболочки ЭД

Дискретная случайная величина x , обладающая указанными свойствами, как известно из теории вероятностей (Вентцель Е.С., 1969), подчиняется закону Пуассона, согласно которому вероятность попадания m осколков в ПЗ

$$P_m = \frac{a^m}{m!} e^{-a}, \quad (1)$$

где a – математическое ожидание числа попавших в заряд осколков.

Для заданного расстояния величина a равна $a = nS_{пз}$, $n = N/S$, где N – общее число осколков дна оболочки ЭД; S – площадь разлёта всего дна оболочки, составляющая $S = \pi(H \cdot \operatorname{tg} \alpha + d/2)^2$, где d – диаметр оболочки ЭД.

Таким образом, математическое ожидание числа попавших в ПЗ осколков:

$$\alpha = \frac{N \cdot S_{пз}}{\pi(H \cdot \operatorname{tg} \alpha + d/2)^2}. \quad (2)$$

Выражение для вероятности P_1 попадания в ПЗ хотя бы одного осколка можно получить через вероятность P_0 того, что ни один осколок не попал в цель. Для этого в (1) полагаем, $m=0$. Отсюда

$$P_0 = \frac{a^0}{0!} e^{-a} = e^{-a}.$$

Тогда $P_1 = 1 - P_0 = 1 - e^{-a}$.

Однако не всякий осколок, попавший в ПЗ, приводит к его взрыву; поэтому надо рассматривать не математическое ожидание попавших осколков, а лишь число a^* попавших инициирующих осколков, составляющее $a^* = aq$, где q – эффективность действия одного осколка (вероятность инициирования). Тогда вероятность срабатывания ПЗ

$$P = 1 - e^{-\frac{N \cdot S_{пз}}{\pi(H \cdot \operatorname{tg} \alpha + d/2)^2} \cdot q \cdot k_{вв} \cdot k_{обл}}, \quad (3)$$

где $k_{вв}$ и $k_{обл}$ – коэффициенты, учитывающие влияние чувствительности ВВ ПЗ и облицовки его торца на восприимчивость к детонации соответственно.

Для ТЭНа ($\rho_v = 1,62 \cdot 10^3$ кг/м³) без облицовки $q=1$. Для октогена ($\rho_v = 1,73 \cdot 10^3$ кг/м³) и тетрила ($\rho_v = 1,65 \cdot 10^3$ кг/м³) $k_{вв}$ равен 0,288 и 0,464 соответственно. Для ТЭНа ($\rho_v = 1,62 \cdot 10^3$ кг/м³) с облицовкой торца алюминиевой фольгой толщиной 0,1 мм $k_{обл} = 0,397$.

Величину q можно рассматривать как функцию кинетической энергии осколка, а следовательно, и как функцию его скорости (для изделий в оболочках одного размера). Учитывая, что $V_{оск}$ на небольших расстояниях H меняется незначительно (т.е. полагая $V_{оск} \approx \text{const}$), можно предположить, что для одних и тех же конструкций ЭД и ПЗ $q = \text{const}$. Её можно рассчитать по формуле

$$q = k_1 \frac{MV_{оск}^2}{2} + k_2,$$

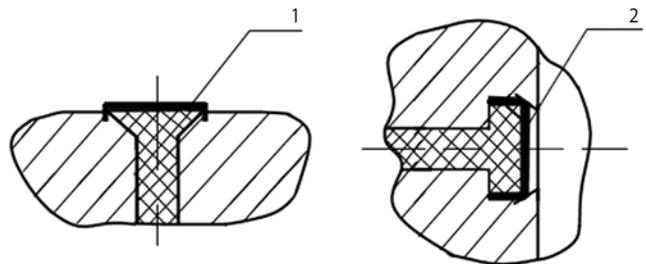
где M – масса осколков ЭД;

k_1 и k_2 – опытные коэффициенты (зависят от материала оболочки ЭД).

Для алюминиевых оболочек $k_1 = 0,3$; $k_2 = 0,6$.

В реальных конструкциях малогабаритных детонационных устройств, снаряжённых ВЭМ, как говорилось выше, передаточный заряд, а точнее – его элемент-усилитель, всегда либо прикрыт тонким металлическим кружком (схема «а» на рисунке 4), либо залит (или запрессован) в металлический колпачок (схема «б» на рисунке 4).

Большой диаметр усечённого конуса заряда или диаметр колпачка при этом, как правило, в два раза превышает диаметр самого ПЗ, который, в свою



1 – кружок; **2** – колпачок.

рисунок 4. Схема исполнения концевых элементов передаточных зарядов

очередь, на порядок превышает критический диаметр детонации ВЭМ. Сделаем одно важное, на наш взгляд, замечание: вообще говоря, схемы «а» и «б» на рисунке 4 с точки зрения надёжности возбуждения инициирующего импульса в ПЗ и дальнейшего прохождения детонации к основному заряду не совсем равноценны. Наиболее уязвимой в этом плане будет схема «б», поскольку колпачок для надёжности его крепления в корпусе устройства запрессовывается в гнездо конической формы. При этом часть площади доньшка колпачка перекрывается стенкой корпуса, и, как результат, уменьшается площадь $S_{пз}$; число активных осколков дна оболочки ЭД, попадающих в дно колпачка, также уменьшается. Это влечёт за собой снижение вероятности срабатывания ПЗ (см. (3)) при прочих равных условиях. Кроме того, дополнительное негативное воздействие на нормальное развитие стабильного процесса детонации оказывает массивный корпус устройства, в канале которого размещён заряд ВЭМ.

В качестве эквивалентной схемы можно рассматривать конструкцию короткого отрезка удлинённого заряда БВВ в неразрушаемой при взрыве металлической оболочке. При срабатывании средства инициирования детонации (либо заряда-усилителя транслятора детонации) в корпусе устройства формируется система ударных волн. В канале, заполненном ВЭМ, будут образовываться косые ударные волны, движущиеся от поверхности канала к оси, и отражённые волны разрежения, движущиеся в обратном направлении. Взаимное наложение этих волн может привести к затруднению выхода детонации ВЭМ в канале на стационарный режим, к возникновению пульсирующей детонации, переходу детонации в горение или даже к прерыванию взрывчатого превращения. Как результат – несрабатывание основного (рабочего) заряда ВЭС и отказ в работе одного, или нескольких устройств или полностью системы отделения. Следующий из всего сказанного практический вывод сводится к тому, что при изготовлении детонационных устройств подобного типа необходимо тщательным образом контролировать диаметр конического гнезда, в которое запрессован колпачок с зарядом ВЭС. Желательно, чтобы этот диаметр был как можно большим, но в то же время он должен удерживать колпачок от выпадания при эксплуатационных нагрузках (вибрациях, трясках и т.д.).

список литературы

Бабкин А.В., Велданов В.А., Грязнов Е.Ф. и др. Средства поражения и боеприпасы: учебник / Под общ. ред. В.В. Селиванова. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2008. 984 с.

Вентцель Е.С. Теория вероятностей. М.: Наука, 1969. 516 с.

Горовцов В.В., Душенок С.А., Котомин А.А., Медведев А.А. и др. Устройство для соединения и последующего разделения элементов конструкции: патент РФ на изобретение RU 2426676 С1. Опубл. 20.08.2011. Бюл. № 23.

Горовцов В.В., Ефанов В.В., Королева Т.В., Сутугин С.Е. и др. Устройство для быстрого разделения частей космического аппарата или ракетного блока: патент РФ на изобретение RU 2321527 С1. Опубл. 10.04.2008. Бюл. № 10.

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

Ефанов В.В., Бирюков А.С. и др. Совершенствование систем разделения современных КА по снижению ударных нагрузок // Полет. 2014. № 2. С. 30-36.

Ефанов В.В., Горовцов В.В. Конструкция и расчет систем и устройств разделения космических аппаратов: учеб. пособие. М.: Изд-во МАИ, 2015. 112 с.

Ефанов В.В., Горовцов В.В., Подобедов Я.Г., Котомин А.А., Душенок С.А. Новое поколение детонационных устройств разделения конструкции космических аппаратов (основы проектирования) // Актуальные проблемы авиационных и аэрокосмических систем: процессы, модели, эксперимент. 2007. Т. 12, № 3. С. 18.

Загарских В.И., Кузин Е.Н., Ефанов В.В. Замедлитель детонационных команд баллистического типа миллисекундного диапазона // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 3. С. 47-53.

Колесников К.С., Кокушкин В.В., Борзых С.В., Панкова Н.В. Расчет и проектирование систем разделения ступеней ракет: учеб. пособие. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2006. 376 с.

Котомин А.А., Душенок С.А., Лемешевский С.А., Широкова Н.П., Ефанов В.В. Комплексная методика расчёта параметров эффективности высокоэнергетических материалов, используемых в детонационных устройствах разделения космического аппарата // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 2. С. 174-179.

Многофункциональная космическая платформа «Навигатор» / Автор-сост. В.В. Ефанов; Под ред. С.А. Лемешевского. Химки: ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», 2017. 360 с.

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

Статья поступила в редакцию 04.07.2019 г.

Статья после доработки 05.07.2019 г.

Статья принята к публикации 05.07.2019 г.

МЕТОДИКА ВЫЧИСЛЕНИЯ ВРЕМЕНИ ВИДИМОСТИ ОПТИЧЕСКИХ ЛАЗЕРНЫХ МАЯКОВ НА БОРТУ ОКОЛОЗЕМНЫХ КА С ПОМОЩЬЮ НАЗЕМНЫХ ОПТИЧЕСКИХ СРЕДСТВ НАБЛЮДЕНИЯ

PREDICTION OF OBSERVATION SESSIONS OF THE SPACECRAFT EQUIPPED WITH OPTICAL LASER BEACONS BY MEANS OF GROUND-BASED OPTICAL OBSERVATION FACILITIES



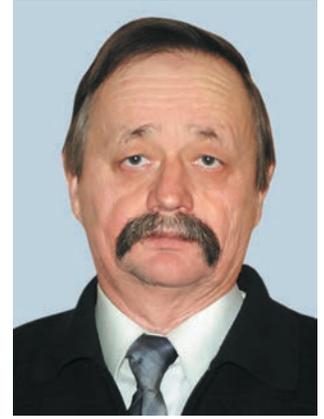
А.В. Багров^{1,2},
доктор физико-
математических наук,
abagrov@inasan.ru;
A.V. Bagrov



Л.В. Вернигора¹,
vlv@laspacespace.ru;
L.V. Vernigora



П.В. Казмерчук¹,
кандидат
технических наук,
pavel.kazmerchuk@
gmail.com;
P.V. Kazmerchuk



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

Применение оптических лазерных маяков в комплексе с наземными оптическими средствами наблюдения позволит улучшить навигационное обеспечение космических аппаратов.

В статье рассматривается методика вычисления времени видимости оптических лазерных маяков на борту околоземных космических аппаратов с помощью наземных оптических средств наблюдения, которая позволит строить прогнозы сеансов наблюдения космических аппаратов.

Ключевые слова: оптические лазерные маяки; космические аппараты.

DOI: 10.26162/LS.2019.45.3.007

ВВЕДЕНИЕ

Важной частью функционирования любой космической экспедиции является определение местоположения космического аппарата (КА) и его состояния с помощью наземных и космических средств.

Установка автономных оптических маяков на борту околоземных КА позволит обеспечить оператив-

Application of optical laser beacons along with ground-based optical observation facilities will allow to improve the spacecraft navigation support.

The technique of computation of visibility time of optical laser beacons applied on-board the near Earth spacecraft by means of ground-based observation facilities which will allow to predict the spacecraft observation sessions is considered in the article.

Keywords: optical laser beacon; spacecraft.

ный контроль их состояния (орбитальные параметры и параметры вращения, в том числе в отсутствие связи с аппаратом).

В случае нештатных ситуаций аппараты на околоземных орбитах контролировать крайне сложно. Если в результате потери ориентации КА связь с ним

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

² ФГБУН Институт астрономии Российской академии наук, Россия, г. Москва.

Institute of Astronomy of the Russian Academy of Sciences

отсутствует, чрезвычайно важно в самое короткое время установить ориентацию аппарата. Наземные фотометрические измерения позволяют проводить такую работу, но получение необходимого наблюдаемого материала требует много времени. Так, например, выведенный на геостационарную орбиту (ГСО) 6 сентября 1999 года спутник «Ямал-1» не заработал. Был проведён анализ фотометрических наблюдений спутника для выяснения его ориентации, так как предполагалось, что его антенны не поддерживают ориентацию на Землю (Багров А.В. и др., 1999). В транспортном положении спутник имел форму куба, и в кривых блеска искусственного спутника Земли наблюдалось большое число пиков примерно одинаковой амплитуды, а в спектре мощности выделялись четыре основные частоты, что говорило о сложном характере вращения аппарата. На рисунке 1 изображена кривая блеска аварийного спутника «Ямал-1».

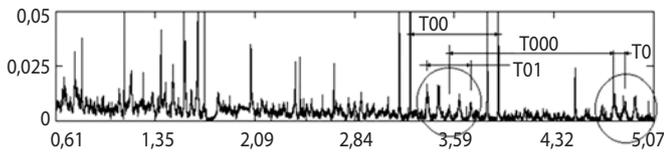


рисунок 1. Кривая блеска аварийного спутника «Ямал-1» (Багров А.В. и др., 1999)

Однозначно сопоставить наблюдаемые пики яркости с поверхностями спутника удалось только после получения спектров отдельных вспышек. Трудно было предположить, что при периоде вращения $\langle T_0 \rangle = 337,3$ с продолжительность вспышек зеркального отражения с сильным синим избытком составила от 20 до 40 с. Это обстоятельство, вместе с величинной амплитуды вспышки, дало основание утверждать, что наблюдалось отражение от нераскрывшейся панели солнечной батареи (при этом её нормаль близка к оси вращения спутника), а также распознать природу отдельных пиков яркости и определить параметры вращения аппарата. На рисунке 2 изображён спектр зеркального отражения от панели солнечной батареи геостационарного спутника (ГСС) «Ямал-1» с явно выраженным синим избытком.

Оперативный контроль ориентации КА может быть гарантирован при проведении оптических наблюдений, если на борту КА установить искусственный источник света – оптический лазерный маяк автономного действия (Багров А.В. и др., 2011; Багров А.В. и др., 2013; Горячев А.В. и др., 2013; Вернигора Л.В. и др., 2017).

Циклограмма работы оптических лазерных маяков будет зависеть от типа космического аппарата. Конечно, предложенные оптические лазерные маяки являются дополнительным средством к имеющимся

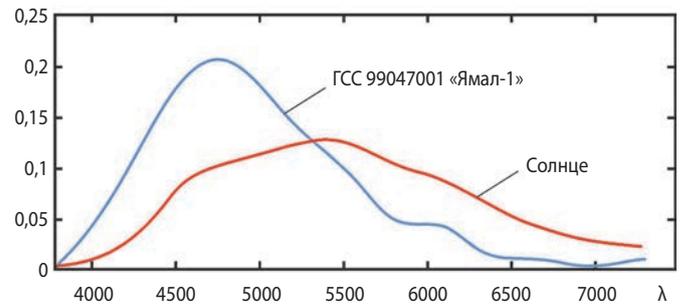
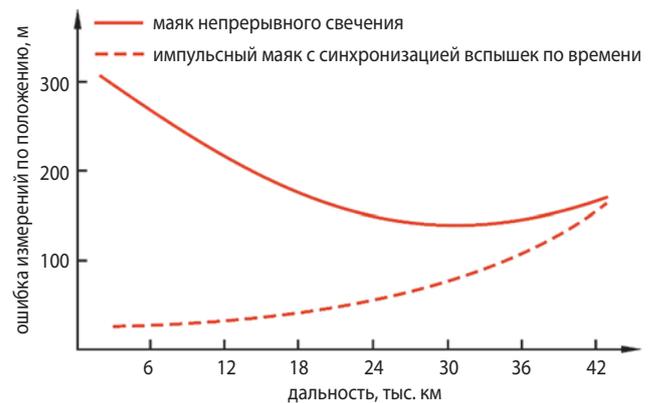


рисунок 2. Спектр зеркального отражения от панели солнечной батареи ГСС «Ямал-1» с явно выраженным синим избытком (Багров А.В. и др., 1999)



время экспозиции телескопа – $1/25$ с;
время мерцания импульсного маяка – 1 мс;
разрешающая способность телескопа – $1''$.

рисунок 3. Зависимость точности измерения положения КА по оптическим наблюдениям бортового оптического лазерного маяка от расстояния до КА

средствам измерения, но применение их позволит в отдельных случаях увеличить точность измерения и повысить надёжность определения координат спутников.

Зависимость точности измерения положения КА по оптическим наблюдениям бортового оптического лазерного маяка от расстояния до КА показана на графике (рисунок 3) для маяка непрерывного свечения и импульсного маяка с синхронизацией вспышек по времени.

КА с маяком непрерывного свечения на низкой орбите со скоростью 8 км/с за время экспозиции ($1/25$ с) пролетит 300 метров, а на ГСО – почти не сместится. Измерение положений импульсных оптических лазерных маяков существенно повысит точность временной привязки измерений. То есть КА с импульсным маяком за 1 мс (время мерцания оптического лазерного маяка) сместится всего на 8 метров на низкой орбите и совсем не сместится – на ГСО.

Построить прогноз времени видимости оптических лазерных маяков на борту околоземных космических аппаратов с помощью наземных оптических средств позволяет следующая методика.

1. Время нахождения КА в зоне видимости телескопа

Для произвольной эллиптической орбиты интервал времени между прохождением спутником перигентра и точкой с истинной аномалией ϑ можно определить по формуле

$$\Delta t = \frac{a^3}{\sqrt{\mu}} (E - e \sin E), \quad (1)$$

где a – большая полуось орбиты;

μ – гравитационный параметр;

e – эксцентриситет орбиты;

E – эксцентрическая аномалия, связанная с истинной аномалией соотношением:

$$\operatorname{tg} \frac{\vartheta}{2} = \sqrt{\frac{1+e}{1-e}} \operatorname{tg} \frac{E}{2}.$$

Если вычисление времени перелёта спутника между двумя точками с известными величинами истинной аномалии производится достаточно просто, то определение положения спутника в заданный момент времени требует решения трансцендентного уравнения Кеплера (для этого используется метод неподвижной точки). Уравнение Кеплера будет иметь вид

$$E = e \sin E + M,$$

где M – средняя аномалия.

За нулевое приближение E_0 искомого корня E^* можно принять любое число, например 0, M и др. Последовательность приближения E_n к E^* определяется следующим алгоритмом:

$$E_{n+1} = e \sin E_n + M.$$

В работе (Охоцимский Д.Е., Сихарулидзе Ю.Г., 1990) показано, что последовательность приближений (2) сходится при любом выборе начального приближения.

Для моделирования пространственного движения КА с оптическим лазерным маяком при заданных параметрах орбиты удобнее всего перейти от кеплеровых параметров орбиты к векторным. Схема моделирования вычисления времени видимости маяка для произвольного случая ориентации оптической оси маяка и оси вращения КА представлена на рисунке 4.

На рисунке 4 обозначено:

- вектор площадей \mathbf{C} ;
- вектор в восходящий узел орбиты \mathbf{A} ;
- вектор Лапласа \mathbf{f} ;
- вектор положения телескопа $\boldsymbol{\eta}$;
- вектор направления на телескоп из маяка \mathbf{N} ;
- вектор положения перигентра \mathbf{P} ;
- вектор оптической оси маяка $\boldsymbol{\xi}$;
- вектор оси вращения КА $\boldsymbol{\omega}$;
- угол между вектором оптической оси и вектором направления на телескоп γ_0 .

Исходные данные для моделирования:

- высота апоцентра орбиты H_a ;
- высота перигентра орбиты H_p ;
- наклонение орбиты i ;
- аргумент перигентра (угол между линией узлов и линией аписид) P_a ;
- долгота восходящего узла (угол от оси X до восходящего узла) Ω ;
- угол конуса видимости телескопа α ;
- долгота телескопа λ ;
- широта телескопа φ ;

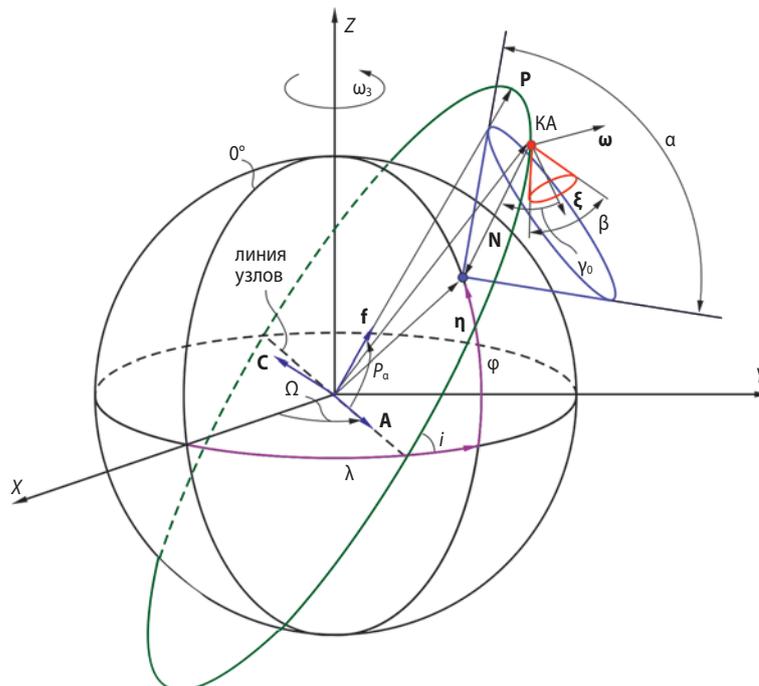


рисунок 4. Положение и ориентация оптического лазерного маяка на борту КА относительно наземного оптического телескопа

- угол конуса оптического лазерного маяка β ;
- угловая скорость вращения Земли ω_3 ;
- время моделирования (количество витков) n .

Модельные характеристики:

- угол между осью X и проекцией вектора направления оптической оси маяка на плоскость XOY ξ_a ;
- угол между плоскостью XOY и вектором направления оптической оси маяка ξ_b ;
- угол между осью X и проекцией вектора вращения КА на плоскость XOY ω_a ;
- угол между плоскостью XOY и вектором вращения КА ω_b ;
- угловая скорость вращения КА $\omega_{КА}$.

Пространственная ориентация орбиты определяется двумя векторными величинами – интегралом площадей и вектором Лапласа. Положение перицентра определяется углом P_a (аргумент перицентра), отсчитываемого от восходящего узла.

2. Определение положения КА

Направление вектора интеграла площадей (нормаль к плоскости орбиты) можно определить по формуле:

$$C = Q_1 A Q_1^{-1},$$

где $Q_1 = (\cos \frac{i}{2}, A \sin \frac{i}{2})$ – кватернион, описывающий поворот орбиты вокруг линии узлов на угол i (наклонение орбиты);

Q_1^{-1} – сопряжённый кватернион;

$A = Q_2 X Q_2^{-1}$ – вектор из центра в восходящий узел орбиты;

$Q_2 = (\cos \frac{\Omega}{2}, Z \sin \frac{\Omega}{2})$ – кватернион, описывающий поворот орбиты вокруг нормали к плоскости экватора на угол между нулевым меридианом и линией узлов Ω (долгота восходящего узла);

Z – единичный орт земной системы координат (нормаль к плоскости экватора);

Q_2^{-1} – сопряжённый кватернион.

Направление вектора интеграла Лапласа (вектор из центра Земли в перицентр орбиты) можно определить по формуле:

$$f = Q_3 A Q_3^{-1},$$

где $Q_3 = (\cos \frac{P_a}{2}, C \sin \frac{P_a}{2})$ – кватернион, описывающий поворот вокруг вектора площадей C на угол P_a (аргумент перицентра);

Q_3^{-1} – сопряжённый кватернион.

3. Определение ориентации оптического лазерного маяка и телескопа

Ориентация оптического лазерного маяка задаётся единичным вектором оптической оси маяка ξ , единичным вектором оси вращения КА ω и угловой

скоростью вращения КА ω (см. рисунок 4). Световой конус оптического лазерного маяка задаётся углом β .

Положение телескопа η на поверхности Земли определяется его географическими координатами (широта φ и долгота λ):

$$X' = Q_4 X Q_4^{-1},$$

$$\eta = R_3(Q_5 X' Q_5^{-1}),$$

где $Q_4 = (\cos \frac{\lambda}{2}, Z \sin \frac{\lambda}{2})$ – кватернион, описывающий поворот вокруг оси Z на угол λ ;

Q_4^{-1} – сопряжённый кватернион;

$Q_5 = (\cos \frac{\varphi}{2}, Y' \sin \frac{\varphi}{2})$ – кватернион, описывающий поворот вокруг оси $Y' = X' \times Z'$;

Q_5^{-1} – сопряжённый кватернион.

Поле зрения телескопа ограничено конусом видимости с углом α . Центральная ось конуса совпадает с направлением радиус-вектора из центра Земли в точку (φ, λ) .

4. Алгоритм моделирования времени видимости оптического лазерного маяка

1. В начальный момент времени КА находится в условном перицентре орбиты, положение которого можно менять заданием угла P_a .

2. Моделирование происходит по времени от $t_0=0$ до $t_k=nT$, где T – период орбит; n – количество витков.

3. Моделирование происходит с шагом Δt . За время Δt радиус-вектор КА повернётся в плоскости орбиты на угол $\Delta\vartheta$. Зависимость $\Delta\vartheta$ от Δt определяется через численное решение трансцендентного уравнения Кеплера (формула (1)).

4. Новое положение КА определяется по формуле $r_{i+1} = Q_6 r_i Q_6^{-1}$, где r_i – радиус-вектор КА на предыдущей итерации; $Q_6 = (\cos \frac{\Delta\vartheta}{2}, C \sin \frac{\Delta\vartheta}{2})$ – кватернион поворота вокруг вектора площадей на угол $\Delta\vartheta$.

5. За время Δt оптическая ось маяка повернётся в новое положение, которое можно определить по формуле: $\xi_{i+1} = Q_7 \xi_i Q_7^{-1}$, где ξ_i – ориентация оптического лазерного маяка на предыдущей итерации; $Q_7 = (\cos \frac{\Delta t \omega}{2}, \omega \sin \frac{\Delta t \omega}{2})$ – кватернион поворота вокруг оси вращения КА на угол $\Delta t \omega$.

6. Оптический лазерный маяк считается видимым, если угол между вектором оптической оси ξ_{i+1} и вектором направления на телескоп $N_{i+1} = \eta - r_{i+1}$ (из маяка) меньше $\beta/2$.

5. Результаты моделирования

На графике (рисунок 5) представлены результаты моделирования для произвольного примера на высоте 800 км, 10000 км и 36000 км круговой орбиты.

МЕТОДИКА ВЫЧИСЛЕНИЯ ВРЕМЕНИ ВИДИМОСТИ ОПТИЧЕСКИХ ЛАЗЕРНЫХ МАЯКОВ НА БОРТУ ОКОЛОЗЕМНЫХ КА С ПОМОЩЬЮ НАЗЕМНЫХ ОПТИЧЕСКИХ СРЕДСТВ НАБЛЮДЕНИЯ

i	P_α	Ω	α	λ	φ	β	ξ_α	ξ_β	ω_α	ω_β	ω	n
0°	90°	0°	150°	0°	0°	30°	180°	0°	0°	90°	$0,1^\circ/\text{с}$	5

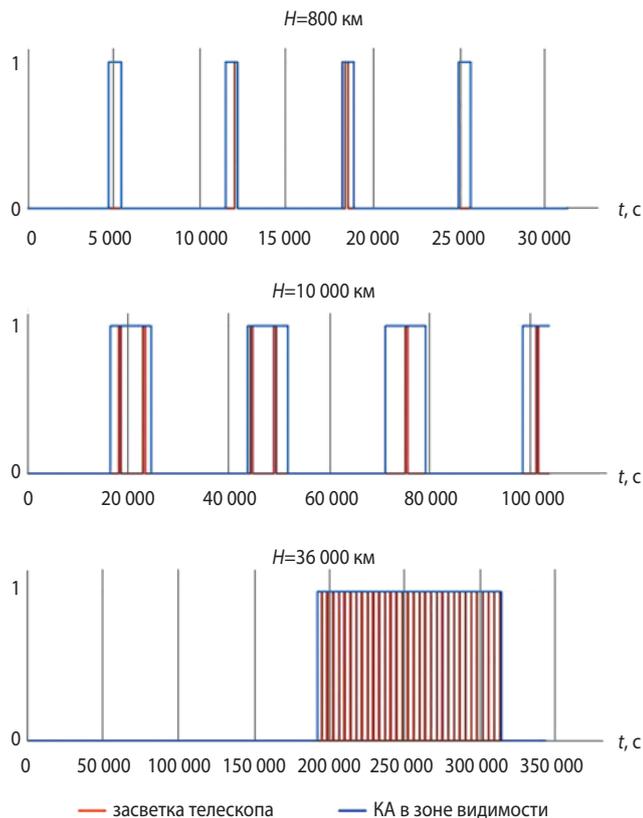


рисунок 5. Результаты моделирования времени видимости маяка

Синим цветом показано время, когда КА находится в зоне видимости телескопа, красным – время засветки телескопа маяком.

Представленные результаты моделирования подтверждают правильность разработанной методики. Использование данной методики позволит по результатам моделирования строить прогнозы наблюдения КА с наземных станций для планирования сеансов наблюдения.

6. Определяемый период вращения КА

В случае аварийной ситуации автономный оптический лазерный маяк даст возможность за одну-две проводки (прохождение КА в зоне видимости телескопа) определить характер изменений ориентации КА.

Если во время одной проводки виден полный период вращения (две и более вспышек оптического лазерного маяка на приёмнике), он легко определяется. Если же период вращения велик, а период наблюдения (за одну проводку) мал, то период явно превышает время видимости спутника, а величина периода остаётся неопределённой. Соответственно, на разной высоте полёта спутник летит с разной угловой скоростью, причём чем ниже, тем быстрее. Поэтому

на низких орбитах определяемый период получается коротким, а на больших высотах он может быть равен почти половине суток (если наблюдения ведутся только ночью).

Таким образом, нужно ставить как минимум три оптических лазерных маяка с ортогонально расположенными плоскостями, чтобы видеть свет маяка при любой ориентации его вращения, или использовать наблюдения при таких расположениях спутника в поле зрения наблюдателя, при которых во время проводки свет будет виден.

заключение

Представленная методика позволяет прогнозировать моменты видимости с помощью наземных оптических станций наблюдения оптических лазерных маяков, установленных на борту КА, при заданном положении оси вращения спутника. Всегда можно решить обратную задачу – по моментам наблюдения вспышек оптического лазерного маяка выбрать модель, из которой можно будет определить ориентацию оси и период вращения КА.

список литературы

Багров А.В., Барабанов А.А., Вернигора Л.В., Вятлев П.А. и др. Применение лазерных диодных маяков для определения координат космических и наземных объектов // Космические исследования. 2013. Т. 51, № 5. С. 419-427.

Багров А.В., Вернигора Л.В., Вятлев П.А., Мартынов М.Б. и др. Создание светодиодных оптических маяков для космических аппаратов // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. № 4. С. 37-43.

Багров А.В., Выгон В.Г., Рыхлова Л.В., Шаргородский В.Д. Анализ состояния аварийного геостационарного спутника «Ямал-1» по фотометрическим наблюдениям // Околосземная астрономия и проблемы изучения малых тел Солнечной системы: тез. докладов. Обнинск, 1999. 46 с.

Вернигора Л.В., Пичхадзе К.М., Сысоев В.К. Анализ параметров излучателя оптического маяка для системы навигации космических аппаратов // Труды МАИ. 2017. № 95. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=84553> (дата обращения: 01.03.2019).

Горячев А.В., Смотряев С.А., Багров А.В., Вернигора Л.В. и др. Особенности конструкции световых маяков для лунных посадочных станций // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина 2013. № 2. С. 31-34.

Охоцимский Д.Е., Сихарулидзе Ю.Г. Основы механики космического полета. М.: Наука, 1990. 445 с.

Статья поступила в редакцию 11.03.2019 г.

Статья после доработки 11.03.2019 г.

Статья принята к публикации 11.03.2019 г.

СНИЖЕНИЕ ГИДРАВЛИЧЕСКИХ ПОТЕРЬ В РЕАКТОРЕ С ШАРОВОЙ ЗАСЫПКОЙ ДЛЯ ЯДЕРНЫХ ЭНЕРГОДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК ПЕРСПЕКТИВНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ



Ф.В. Пелевин¹,
профессор, доктор
технических наук,
pelfv@rambler.ru;
F.V. Pelevin



А.В. Пономарев¹,
аспирант,
alexmgtu@gmail.com;
A.V. Ponomarev

REDUCTION OF HYDRAULIC LOSSES IN PEBBLE BED REACTOR FOR THE NUCLEAR POWER PROPULSION SYSTEMS FOR THE ADVANCED SPACECRAFT



О.Е. Шацкий¹,
доцент, кандидат
технических наук,
kafedra-e1@yandex.ru;
O.E. Shatskii



И.В. Лоханов²,
кандидат
технических наук,
lokhanov@laspace.ru;
I.V. Lokhanov

Представлен анализ различных схем движения теплоносителя в ядерном реакторе с шаровыми микротепловыделяющими элементами (микровзлами). Рассмотрены условия, при которых можно снизить потери давления теплоносителя при сохранении всех преимуществ микровзлов перед стержневыми. Определены скорости движения теплоносителя, потери давления в реакторах при продольно-осевом и радиальном его движении сквозь шаровую засыпку. Предложена межканальная схема движения теплоносителя и определены условия, при которых она имеет преимущества перед радиальной схемой.

Ключевые слова: гидравлическое сопротивление; шаровые микровзлы; ядерный реактор; продольно-осевая, радиальная и межканальная схемы движения теплоносителя.

DOI: 10.26162/LS.2019.45.3.008

ВВЕДЕНИЕ

С середины 50-х годов прошлого века в России и в США уделяется большое внимание ядерным ракетным двигателям (ЯРД) из-за их высокого удельного импульса тяги. Все более актуальной становится задача разработки ядерных энергодвигательных уста-

The analysis of various setups for the heat transfer agent motion in the nuclear reactor with spherical micro-fuel elements (coated particle fuel) is presented. The conditions under which it is possible to reduce the pressure losses of the heat transfer agent keeping all the advantages of the spherical micro-fuel elements versus the fuel rods are considered. The speeds of the heat transfer agent motion, pressure losses in the reactors at its longitudinal-axial and radial motion through the pebble are determined. The inter-channel scheme of the heat transfer agent motion is proposed and the conditions are defined at which it has advantages versus the radial scheme.

Key words: hydraulic resistance; spherical micro-fuel elements; nuclear reactor; longitudinal-axial; radial coolant and inter-channel coolant flow.

новок (ЯЭДУ) в целях создания тяги и энергоснабжения автоматических космических аппаратов и станций на уровне десятков-сотен киловатт в течение длительного времени (Барabanov А.А., Панченко Б.П. и др., 2015).

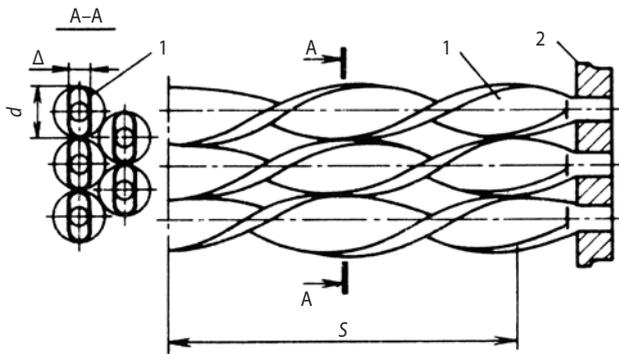
¹ МГТУ им. Н.Э. Баумана, Россия, г. Москва.
Bauman Moscow State Technical University, Russia, Moscow.

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

Наряду с минимизацией массогабаритных характеристик ЯЭДУ космического назначения важнейшей проблемой является обеспечение надёжного охлаждения ядерного реактора и сверхзвукового сопла в условиях высокого объёмного тепловыделения ($30\text{--}60 \text{ кВт/см}^3$) и больших минимально возможных гидравлических потерь в условиях ограниченного расхода теплоносителя тепловых потоков в стенки сопла ЯРД при одновременном обеспечении.

1. Тепловыделяющие сборки

При проектировании ядерных реакторов ракетных двигателей и ЯЭДУ космического назначения рассматриваются тепловыделяющие сборки (ТВС) различных конструкций. Длительное время большое внимание уделялось ТВС на основе витых стержней (рисунок 1) (Демянко Ю.Г., Конюхов Г.В., Коротеев А.С. и др., 2001; Дзюбенко Б.В., Мякочин А.С., Щербакова Н.У., 2014).



1 – витой стержень; **2** – узел крепления витых стержней; S – шаг витого стержня; d – диаметр витого стержня; Δ – толщина витого стержня.

рисунок 1. ТВС на основе витых стержней

В ТВС из витых стержней можно нагреть рабочее тело до заданной температуры при относительно небольших потерях давления теплоносителя, но больших термических напряжениях, возникающих из-за:

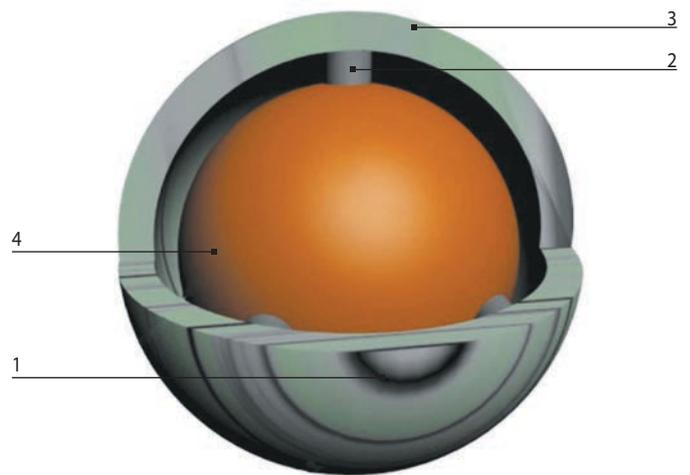
- неравномерного поля температур по длине стержней;
- неоднородности тепловыделения из-за переменной концентрации делящегося вещества в ТВС;
- возможного перераспределения расхода рабочего тела между каналами ТВС вследствие отклонения реальной геометрии проточных трактов от расчётной;
- ограничения по расходу рабочего тела и допустимому гидравлическому сопротивлению, связанного с необходимостью минимизации массы космического аппарата.

Поэтому одной из основных задач организации эффективного охлаждения реактора ЯЭДУ космического назначения является выравнивание в нём поля

температур, что приводит к уменьшению максимальных температур элементов конструкции реактора и термических напряжений в них.

2. ТВС с шаровыми микротвэлами

В связи с вышесказанным представляют интерес тепловыделяющие сборки на основе шаровых многослойных микротепловыделяющих элементов (микротвэлов), представленных на рисунке 2 (Лозовецкий В.В., Крымасов В.Н., 2003; Бороздин А.В., Варва А.Н. и др., 2014).



1 – слой карбида кремния; **2** – слой плотного пирографита ($\rho=1.8 \text{ г/см}^3$); **3** – буферный слой пористого пирографита ($\rho=1 \text{ г/см}^3$); **4** – сердечник из диоксида урана.

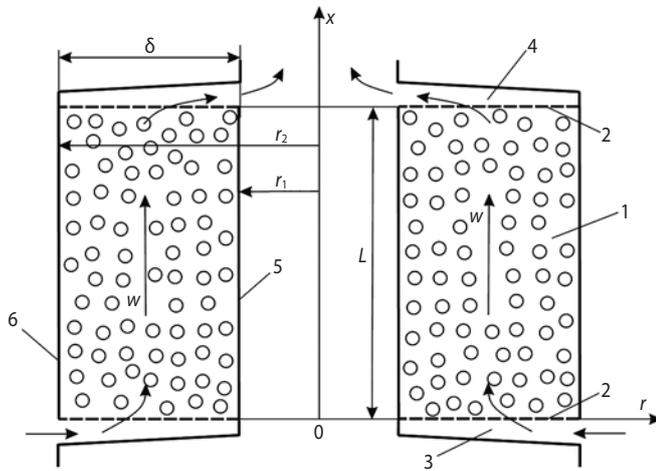
рисунок 2. Микротвэл

В шаровых ТВС реализуется трёхмерный поток теплоносителя с многочисленными сужениями и расширениями, поворотами потока, перемешиванием струй теплоносителя, завихрениями на поверхности твэлов, что обеспечивает интенсивное выравнивание температурных полей в реакторе. Кроме того, шаровые сборки обладают высокой живучестью, когда разрушение одного или нескольких микротвэлов не означает нарушения работы сборки в целом (Демянко Ю.Г., Конюхов Г.В., Коротеев А.С. и др., 2001).

Шаровые сборки обладают высокоразвитой поверхностью теплообмена и самыми высокими значениями теплоотдачи, что подтверждается многочисленными экспериментальными исследованиями (Демянко Ю.Г., Конюхов Г.В., Коротеев А.С. и др., 2001; Кох Д., Стивенс Р., 1975).

К недостаткам шаровыхборок с продольным (осевым) движением теплоносителя (рисунок 3) следует отнести большое гидравлическое сопротивление (Демянко Ю.Г., Конюхов Г.В., Коротеев А.С. и др., 2001), возникающее вследствие большого пути движения теплоносителя L , высокой его скорости и большого коэффициента гидравлического сопротивления

проточного тракта ($\xi_{\text{ш}}/\xi_{\text{гл тр}}=53.3$ при $Re=10^4$), где $\xi_{\text{ш}}$ – коэффициент гидравлического сопротивления тракта, заполненного шаровыми твэлами; $\xi_{\text{гл тр}}$ – коэффициент гидравлического сопротивления тракта без шаровых твэлов.



1 – шаровые твэлы; 2 – перфорированные решетки; 3, 4 – раздаточный и сборный коллекторы; 5, 6 – кожухи.
рисунк 3. Схема тепловыделяющей сборки с продольным (осевым) движением теплоносителя

Вышеперечисленные недостатки можно устранить, если изменить схему движения теплоносителя в проточном тракте.

Рассмотрим модифицированное уравнение Дарси – $dP/dL = \alpha \mu w + \beta \rho w^2$, (1)

где P – давление; L – линейный размер; w – скорость движения теплоносителя, отнесённая к полному сечению канала, включая площадь, занятую шаровыми микротвэлами; ρ – плотность; μ – коэффициент динамической вязкости теплоносителя; α , β – вязкостный и инерционный коэффициенты сопротивления шаровых микротвэлов.

Из уравнения следует, что для снижения потерь давления Δp необходимо существенно уменьшить скорость движения теплоносителя и сократить путь его движения, а также снизить коэффициенты сопротивления α , β шаровых микротвэлов.

Коэффициенты сопротивления α и β определяют экспериментально для каждого типа микротвэла и зависят от его диаметра, шероховатости поверхности, пористости, вида укладки и т.д.

Для оценочных расчётов коэффициентов α и β шаровой нерегулярной засыпки можно воспользоваться формулой Эргана (*Ergun S., Orning A.A., 1949*), основанной на многочисленных экспериментальных данных:

$$\Delta P / l = 150 \frac{(1-\Pi)^2}{\Pi^3} \cdot \frac{\mu w}{d_s^2} + 1.75 \frac{1-\Pi}{\Pi^3} \cdot \frac{\rho w^2}{d_s},$$

$$\text{где } \alpha = 150(1-\Pi)^2 / \Pi^3 d_s^2; \beta = 1.75(1-\Pi) / \Pi^3 d_s; \Pi -$$

пористость шаровой засыпки; d_s – диаметр шарового микротвэла; l – путь движения теплоносителя.

Из уравнения видим, что чем меньше диаметр микротвэла и пористость засыпки, тем больше коэффициенты сопротивления α и β .

2.1. Тепловыделяющие сборки с продольным (осевым) движением теплоносителя

Хорошо известны реакторы с продольным (осевым) движением теплоносителя сквозь шаровые твэлы (см. рисунок 3) (*Дзюбенко Б.В., Кузьма-Кичта Ю.А., Кутепов А.М. и др., 2003*).

Для такого реактора площадь проходного сечения можно записать как

$$F_{\text{пр п-о}} = \pi d_{\text{сп}} \delta = \pi(r_2^2 - r_1^2),$$

$$\text{где } d_{\text{сп}} = r_2 + r_1; \delta = r_2 - r_1.$$

Из уравнения неразрывности следует

$$w_{\text{п-о}} = \frac{\dot{m}}{\rho \pi (r_2^2 - r_1^2)} = \frac{\dot{m}}{\rho \pi d_{\text{сп}} \delta},$$

где m – секундный массовый расход теплоносителя в ТВС.

Для частного случая, когда $r_1=0$,

$$F_{\text{пр п-о}} = \pi r_2^2,$$

продольно-осевая скорость

$$w_{\text{п-о}} = \frac{\dot{m}}{\rho \pi r_2^2}.$$

Потери давления при этом связаны в основном с преобладанием ($\beta > \alpha$) сил инерции, что характерно для теплонапряженных конструкций:

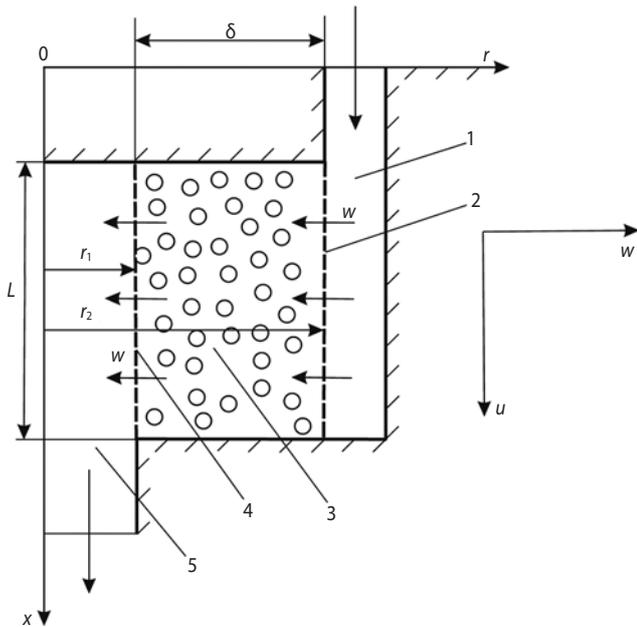
$$\frac{\Delta P_{\text{п-о}}}{L} = \beta \rho w_{\text{п-о}}^2 = \frac{\beta \dot{m}}{\rho (\pi d_{\text{сп}} \delta)^2}.$$

Если продольный размер реактора L и скорость теплоносителя $w_{\text{п-о}}$ велики, то потери давления будут неоправданно большими.

Эти недостатки частично можно устранить, применяя радиальную схему движения теплоносителя (рисунок 4) (*Дзюбенко Б.В., Кузьма-Кичта Ю.А., Кутепов А.М. и др., 2003*).

2.2. Радиальное течение теплоносителя

В реакторе с радиальной схемой путь движения теплоносителя δ меньше, чем у реактора с продольной схемой, а площадь проходного сечения больше. При одинаковых расходах теплоносителя и габаритах реактора это приводит к уменьшению скорости движения теплоносителя и, как следствие, к уменьшению гидравлических потерь.



1 – раздаточный коллектор;
2, 4 – перфорированные решетки коллекторов;
3 – шаровые твэлы; **5** – сборный коллектор.

рисунок 4. Схема ядерного реактора с радиальным течением теплоносителя

Для реактора с радиальным движением площадь проходного сечения

$$F_{\text{пр рад}} = \pi d_{\text{cp}} L,$$

тогда скорость движения теплоносителя можно записать как

$$w_{\text{рад}} = \frac{\dot{m}}{\rho \pi d_{\text{cp}} L},$$

где $d_{\text{cp}} = r_2 + r_1$.

При этом уменьшение скорости по сравнению с продольно-осевым движением при одинаковых расходах теплоносителя \dot{m} составит

$$\frac{w_{\text{рад}}}{w_{\text{п-о}}} = \frac{\delta}{L}.$$

Потери давления при этом с преобладанием инерционной составляющей в уравнении (1) составят

$$\frac{\Delta P_{\text{рад}}}{\delta} = \beta \rho w_{\text{рад}}^2 = \beta \dot{m}^2 / \rho (\pi d_{\text{cp}} L)^2.$$

Уменьшение потерь давления при переходе с продольно-осевой на радиальную схему при равных расходах теплоносителя \dot{m} его плотности ρ , габаритах реактора (L , r_2 , r_1), инерционного коэффициента сопротивления шаровых твэлов β составит

$$\frac{\Delta P_{\text{п-о}}}{\Delta P_{\text{рад}}} = \frac{L^3}{\delta^3}.$$

Следовательно, радиальная схема движения теплоносителя сквозь шаровую засыпку более эффективна, чем продольно-осевая.

2.3. Межканальная схема движения теплоносителя

Известно, что использование высокотеплопроводных металлических пористых материалов значительно интенсифицирует теплообмен (Поляев В.М., Майоров В.А., Васильев Л.Л., 1988; Зейгарник Ю.А., 1996).

Но при этом резко возрастают гидравлические потери. Для их уменьшения целесообразно перейти от продольно-канального и радиального (одномерного) к межканальному (поперечному двумерному) движению теплоносителя (МКДТ) сквозь пористую среду.

Такая схема движения позволяет снизить гидравлическое сопротивление теплообменного тракта без увеличения его массы и габаритов. Межканальная схема движения теплоносителя сквозь металлические сетчатые материалы для интенсификации теплообмена в регенеративной системе охлаждения ЖРД и в рекуперативных теплообменных аппаратах исследуется давно (Пелевин Ф.В., Пономарев А.В., Семенов П.Ю., 2014; Пелевин Ф.В., 2018). Данную схему движения теплоносителя можно использовать не только в системе охлаждения сверхзвукового сопла ЯРД, но и в ядерном реакторе ЯЭДУ (рисунок 5).

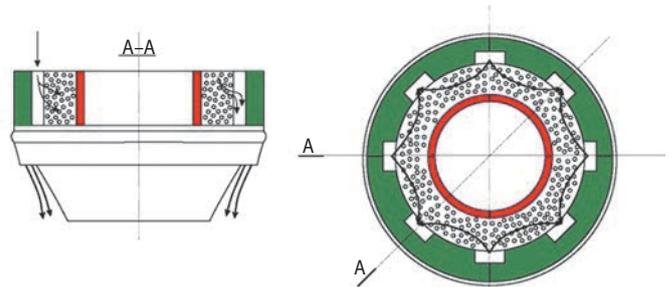
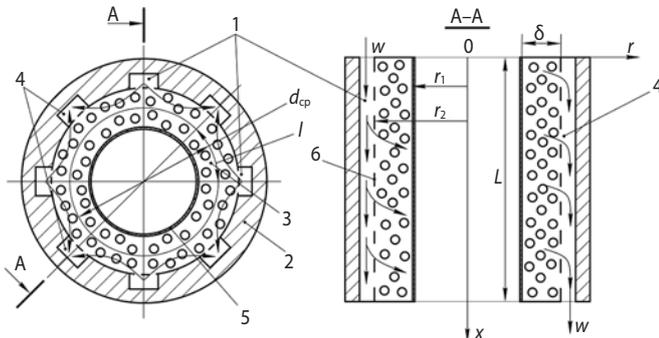


рисунок 5. Межканальная схема движения теплоносителя в ядерном реакторе ЯЭДУ с шаровыми микротвэлами

Организовать межканальное движение теплоносителя можно следующим образом (рисунок 6). Теплоноситель из подводящего коллектора поступает в продольные подводящие каналы 1, расположенные в наружной оболочке 2 реактора, заполняет их и под действием перепада давления движется сквозь шаровые микротвэлы 3 в соседние отводящие каналы 4. Внутренняя оболочка 5 и торцы каналов не проницаемы для теплоносителя. Из отводящих каналов теплоноситель поступает в сборный коллектор. Подводящие и отводящие каналы N чередуются и расположены симметрично относительно друг друга.

Изменяя число каналов N , можно добиться допустимых потерь давления и скоростей движения, не увеличивая толщину шаровой засыпки δ . Расстояние между подводящими и отводящими каналами l может быть соизмеримо с толщиной (шириной) кольцевой щели δ , заполненной шаровыми микротвэлами.

При межканальном движении теплоносителя уменьшается путь его движения l и увеличивается площадь проходного сечения $F_{пр}$ теплообменного тракта, что однозначно приводит к уменьшению перепада давления.



1 – подводящие каналы; **2** – наружная оболочка реактора; **3** – шаровые микротвэлы; **4** – отводящие каналы; **5** – внутренняя непроницаемая оболочка; **6** – перфорированные решётки коллекторов.

рисунк 6. Схема ядерного реактора с межканальным движением теплоносителя

Перепад давления ΔP при МКДТ в шаровой засыпке можно определить, используя модифицированное уравнение Дарси (1) или уравнение Дарси в виде

$$\frac{\Delta P_{\text{МКДТ}}}{l} = \xi_{\text{МКДТ}} \rho w_{\text{МКДТ}}^2 / 2d_{\text{экв МКДТ}}, \quad (2)$$

где $d_{\text{экв МКДТ}} = 2\delta$; δ – ширина кольцевого канала (толщина шаровой засыпки).

Из уравнения (2) следует, что для уменьшения потерь давления необходимо в первую очередь уменьшать длину пути движения теплоносителя l ; скорость его движения $w_{\text{МКДТ}}$, отнесённую к полному сечению канала, включая площадь, занятую шаровыми микротвэлами, а также коэффициент сопротивления $\xi_{\text{МКДТ}}$ шаровой засыпки.

При переходе от продольного (осевого) движения теплоносителя в кольцевом тракте длиной L и шириной δ , заполненном шаровыми микротвэлами, к межканальному движению теплоносителя путь его движения уменьшается в L/l раз, где L – продольная длина реактора; l – расстояние между каналами.

Если $L \gg l$, то затраты мощности на прокачку теплоносителя при МКДТ будут несоизмеримо малы по сравнению с затратами мощности при движении теплоносителя через кольцевой канал длиной L и шириной δ , заполненный шаровыми микротвэлами.

Важным преимуществом тракта с МКДТ является то, что площадь его проходного сечения возрастает не за счёт увеличения поперечных габаритов тракта (r_2 , δ), а за счёт большого числа подводящих и отводящих каналов N . Число подводящих и отводящих каналов N должно быть чётным. При этом площадь проходного сечения тракта с МКДТ равна

$$F_{\text{пр}} = NL\delta.$$

При условии равенства секундного массового расхода теплоносителя \dot{m} , габаритов тракта, плотности и вязкости теплоносителя, эквивалентного гидравлического диаметра кольцевой щели $d_{\text{экв}} = 2\delta$ уменьшение потерь давления Δp при переходе от продольно-осевого к межканальному (двумерному) движению составит

$$\frac{\Delta p_{\text{п-о}}}{\Delta p_{\text{МКДТ}}} = \frac{\xi_{\text{п-о}} L^3}{\xi_{\text{МКДТ}} l^3},$$

где $\Delta p_{\text{п-о}}$ – потери давления при продольно-осевом (п-о) движении теплоносителя; $\Delta p_{\text{МКДТ}}$ – потери давления при межканальном движении теплоносителя; $\xi_{\text{п-о}}$ и $\xi_{\text{МКДТ}}$ – коэффициенты гидравлического сопротивления шаровой засыпки при продольно-осевой схеме и МКДТ соответственно; L – продольная длина пористого тракта; l – расстояние между подводящими и отводящими каналами в тракте с МКДТ.

Коэффициент гидравлического сопротивления шаровой засыпки при продольно-осевом движении $\xi_{\text{п-о}}$ определяется по формуле Дарси

$$\xi_{\text{п-о}} = \frac{2\Delta p_{\text{п-о}} d_{\text{экв}}}{L \rho w_{\text{п-о}}^2},$$

где $d_{\text{экв}} = 2\delta$ (двойной ширине кольцевого канала, заполненного шаровыми микротвэлами); $w_{\text{п-о}}$ – скорость движения теплоносителя, отнесённая к полному сечению канала без учёта заполнения площади проходного сечения шаровыми микротвэлами; ρ – плотность теплоносителя.

Коэффициент гидравлического сопротивления шаровой засыпки при МКДТ $\xi_{\text{МКДТ}}$ также определяется по формуле Дарси, но площадь проходного сечения $F_{\text{пр}}$ будет равна не площади кольцевого канала, заполненного шаровыми микротвэлами как при продольно-осевом движении теплоносителя, а будет определяться как $F_{\text{пр}} = NL\delta$ (где N – число подводящих и отводящих каналов; l – путь движения теплоносителя сквозь шаровую засыпку); эквивалентный гидравлический диаметр при МКДТ $d_{\text{экв МКДТ}} = 2\delta$.

Тогда

$$\xi_{\text{МКДТ}} = \frac{2\Delta p_{\text{МКДТ}} d_{\text{экв МКДТ}}}{l \rho w_{\text{МКДТ}}^2}.$$

Используя модифицированное уравнение Дарси (1) для турбулентного режима движения, можно записать, что выигрыш в скорости движения теплоносителя в тракте с МКДТ по сравнению с продольно-осевым движением при одинаковых Δp , инерционных коэффициентах сопротивления шаровых микротвэлов β и плотности теплоносителя ρ равен

$$w_{\text{МКДТ}} / w_{\text{п-о}} = \left(\frac{L}{l} \right)^{0.5},$$

что однозначно приведёт к увеличению поверхностной теплоотдачи в шаровых твэлах.

Таким образом, при организации МКДТ в реакторе уменьшается скорость движения теплоносителя сквозь шаровую засыпку, так как при одном и том же секундном массовом расходе \dot{m} и плотности теплоносителя ρ площадь проходного сечения тракта с МКДТ $F_{\text{пр МКДТ}}$ увеличивается по сравнению с площадью проходного сечения кольцевого тракта $F_{\text{пр п-о}}$:

$$F_{\text{пр МКДТ}} = \frac{L\pi d_{\text{ср}}}{l} = \left(\frac{L}{l}\right) F_{\text{пр п-о}},$$

где $d_{\text{ср}}$ – средний диаметр кольцевого канала, заполненного шаровыми микротвэлами; $N = \frac{\pi d_{\text{ср}}}{l}$; $F_{\text{пр п-о}} = \delta\pi d_{\text{ср}}$.

Следовательно, добившись уменьшения скорости движения теплоносителя, резко уменьшаем потери давления в проточном тракте реактора.

При турбулентном движении потери давления в тракте с МКДТ будут уменьшены в $(L/l)^3$ раз, а при ламинарном движении – в $(L/l)^2$ раз.

В реакторе с МКДТ (см. рисунок б) можно достичь максимально возможной площади проходного сечения и обеспечить требуемые потери давления за счёт увеличения числа подводящих и отводящих каналов N .

3. Сравнение продольно-осевой и межканальной схем движения теплоносителя

Поскольку для реактора с МКДТ площадь проходного сечения определяется как

$$F_{\text{пр МКДТ}} = \frac{\pi d_{\text{ср}} L \delta}{l},$$

то из уравнения неразрывности следует, что скорость движения теплоносителя

$$w_{\text{МКДТ}} = \frac{\dot{m} l}{\rho \pi d_{\text{ср}} L \delta},$$

где $d_{\text{ср}} = r_2 + r_1$.

При этом соотношение площадей определяется как

$$\frac{F_{\text{пр МКДТ}}}{F_{\text{пр п-о}}} = \frac{L}{l},$$

а уменьшение скорости движения теплоносителя при МКДТ (при равных расходах \dot{m})

$$\frac{w_{\text{пр МКДТ}}}{w_{\text{пр п-о}}} = \frac{l}{L}.$$

Уменьшение же потерь давления для двух сравниваемых схем при равных расходах \dot{m} , плотности теплоносителя ρ , габаритах реактора (L, r_2, r_1) , инерционных коэффициентах сопротивления шаровых твэлов β составит

$$\frac{\Delta P_{\text{МКДТ}}}{\Delta P_{\text{п-о}}} = \frac{l^3}{L^3}.$$

4. Сравнение радиальной и межканальной схем движения теплоносителя

Сравнение радиальной схемы и межканальной показывает, что отношение площадей при одинаковых габаритах реактора (L, r_2, r_1)

$$\frac{F_{\text{пр МКДТ}}}{F_{\text{пр рад}}} = \frac{\delta}{l},$$

отношение скоростей

$$\frac{w_{\text{МКДТ}}}{w_{\text{рад}}} = \frac{l}{\delta}.$$

В схеме с МКДТ ΔP скорость теплоносителя будет выше, чем при радиальном движении, если $\delta < l$.

Гидравлические потери будут меньше, чем в реакторе с радиальным течением теплоносителя, при условии когда расстояние между подводящими и отводящими каналами l будет меньше толщины δ шарового микротвэльного слоя.

Соотношение потерь давления при переходе с радиальной схемы на межканальную при равных расходах \dot{m} , плотности теплоносителя ρ , габаритах реактора (L, r_2, r_1) , инерционных коэффициентах сопротивления шаровых твэлов β составит

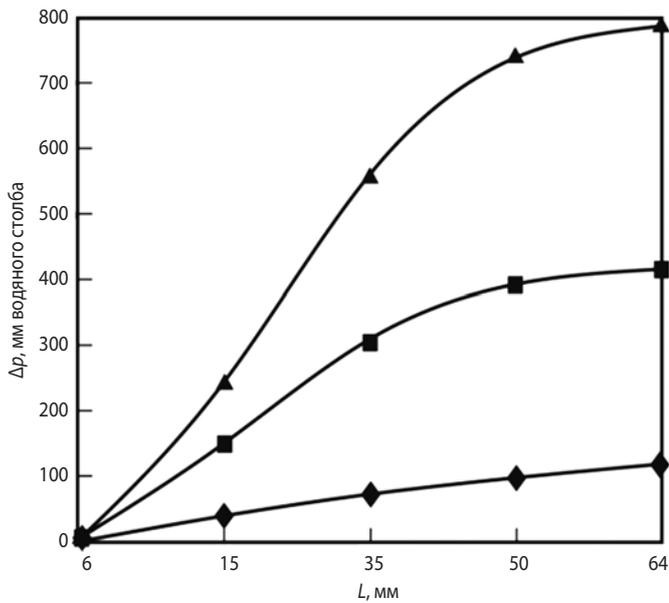
$$\frac{\Delta P_{\text{МКДТ}}}{\Delta P_{\text{рад}}} = \frac{l^3}{\delta^3}.$$

При $l = \delta$ потери давления будут равны, но если $\delta > l$, то схема с межканальной транспирацией теплоносителя выглядит предпочтительнее радиальной.

5. Выравнивание полей давлений в подводящих и отводящих каналах

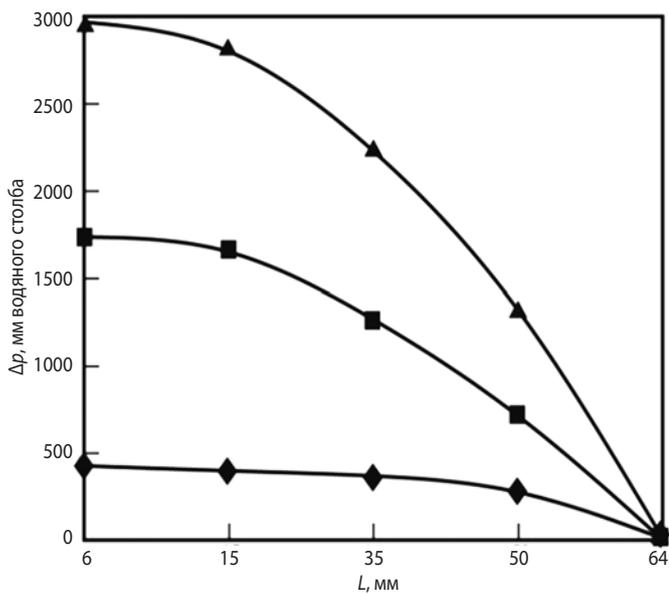
Особенностью схемы с МКДТ сквозь шаровые микротвэлы является то, что в подводящих каналах реактора реализуется течение теплоносителя с оттоком массы, а в отводящих каналах – течение с притоком массы. В подводящих каналах статическое давление возрастает по длине канала, а в отводящих каналах, вследствие притока массы, давление уменьшается, а скорость теплоносителя возрастает (рисунки 7, 8).

Таким образом, между каналами реактора возникает переменное статическое давление вдоль его продольной оси и, соответственно, переменный расход теплоносителя. Поэтому для выравнивания поля температур в реакторе важной задачей является выравнивание расхода теплоносителя по длине реактора с МКДТ. Это можно осуществить с помощью переменного сечения каналов. Изменяя проходное сечение подводящих и отводящих каналов по продольной длине L , можно добиться постоянного перепада давления между ними и, следовательно, постоянного расхода теплоносителя по длине реактора, что положительно скажется на равномерности поля температур.



- ◆ — $\rho_w=47 \text{ кг/(с·м}^2\text{)}$;
- — $\rho_w=120.3 \text{ кг/(с·м}^2\text{)}$;
- ▲ — $\rho_w=191.5 \text{ кг/(с·м}^2\text{)}$.

рисунок 7. Поля давлений в подводящих каналах ($\Pi=0.37$)



- ◆ — $\rho_w=47 \text{ кг/(с·м}^2\text{)}$;
- — $\rho_w=120.3 \text{ кг/(с·м}^2\text{)}$;
- ▲ — $\rho_w=191.5 \text{ кг/(с·м}^2\text{)}$.

рисунок 8. Поля давлений в отводящих каналах ($\Pi=0.37$)

ВЫВОДЫ

Теоретически обоснован переход от традиционно-го продольного (осевого) движения теплоносителя сквозь шаровые микротвэлы к межканальному, что позволяет максимально уменьшить гидравлические потери в проточном тракте ядерного реактора при сохранении всех преимуществ шаровых микротвэлов перед стержневыми твэлами.

список литературы

Барабанов А.А., Панченко Б.П., Пичхадзе К.М. и др. Предложения по построению космических систем из малых космических аппаратов и транспортного энергетического модуля с ядерной энергетической установкой // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 1. С. 34-40.

Бороздин А.В., Варва А.Н., Дедов А.В., Комов А.Т. и др. Экспериментальное исследование и численное моделирование гидродинамики и теплообмена в шаровых засыпках // 6 РНКТ: Тезисы докладов. 2014. Т. 2. С. 245-246.

Демянко Ю.Г., Конюхов Г.В., Коротеев А.С. и др. Ядерные ракетные двигатели. М.: Норма-Информ, 2001. 416 с.

Дзюбенко Б.В., Кузьма-Кичта Ю.А., Кутепов А.М. и др. Интенсификация тепло- и массообмена в энергетике. М.: ФГУП ЦНИИАТОМИНФОРМ, 2003. 232 с.

Дзюбенко Б.В., Мяочин А.С., Щербакова Н.У. Интенсификация тепломассообмена при вихревой закрутке потока теплоносителя в пучках витых твэлов // 6 РНКТ: Тезисы докладов. 2014. Т. 3. С. 42-43.

Зейгарник Ю.А., Поляев В.М. Теплообмен в пористых структурах: современное состояние и основные направления исследований // Теплоэнергетика. 1996. № 1. С. 62-70.

Кох Д., Стивенс Р. Увеличение эффективности охлаждения путем заполнения каналов для охладителя пористым материалом // Теплопередача. 1975. Т. 97, № 2. С. 153-154.

Лозовецкий В.В., Крымасов В.Н. Гидромеханические и тепловые процессы в ядерных реакторах с микротвэльным топливом. М.: ВИНТИ РАН, 2003. 326 с.

Пелевин Ф.В. Теплообмен в металлических сетчатых материалах при межканальной транспирации и двумерном межсеточном движении теплоносителя // ТВТ. 2018. Т. 56, № 2. С. 219-228.

Пелевин Ф.В., Пономарев А.В., Семенов П.Ю. К вопросу о применении пористых металлов в регенеративной системе охлаждения жидкостных ракетных двигателей // Известия вузов. Машиностроение. 2014. № 5. С. 10-19.

Поляев В.М., Майоров В.А., Васильев Л.Л. Гидродинамика и теплообмен в пористых элементах конструкций летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1988. 168 с.

Ergun S., Orning A.A. Fluid Flow through Random Packed Columns and Fluidized Beds // Ind. Eng. Chem. 1949. V. 41. P. 1179.

Статья поступила в редакцию 01.07.2019 г.

Статья после доработки 02.07.2019 г.

Статья принята к публикации 02.07.2019 г.

ОПТИМИЗАЦИЯ БОРТОВОГО АНТЕННОГО КОМПЛЕКСА ОБЪЕКТА ИСПЫТАНИЙ ПРИ ОБМЕНЕ ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИЕЙ ЧЕРЕЗ СПУТНИК-РЕТРАНСЛЯТОР



Д.А. Ловцов¹,
*профессор, доктор
технических наук,
dal-1206@mail.ru;*
D.A. Lovtsov

OPTIMIZATION OF ON-BOARD ANTENNA COMPLEX OF THE TEST OBJECT WHEN THE TELEMETRY TRANSMIT THROUGH RELAY SATELLITE SYSTEM



В.В. Чернов¹,
*аспирант,
7_nomad_7@mail.ru;*
V.V. Chernov

Рассмотрены вопросы обеспечения (повышения) стабильности обмена телеметрической информацией от объектов ракетно-космической техники через космическую систему ретрансляции при ограничении на энергоёмкость и оперативность в автоматизированной системе управления лётными испытаниями на основе оперативной рациональной ориентации бортового антенного комплекса объекта испытаний и разработанное на основе системного подхода соответствующее эффективное информационно-математическое обеспечение оптимизации архитектуры бортового антенного комплекса. Приводятся результаты имитационного моделирования и натурных испытаний.

Ключевые слова:
космическая система ретрансляции;
ракетно-космическая техника;
бортовой антенный комплекс; система
информационно-телеметрического обеспечения;
оптимизация; эффективность; стабильность;
энергоёмкость; оперативность;
информационно-математическое обеспечение.

DOI: 10.26162/LS.2019.45.3.009

The questions of stability assurance (increasing) of rocket and spacecrafts telemetry transmission via data relay satellite system in terms of limited power capacity and operativeness in ICS of flight tests based on operational rational change of on-board antenna complex position and relevant effective software developed on the basis of the system approach for optimization of on-board antenna complex structure of the test object. The results of simulation modeling and verification test in site are presented.

Key words:
data relay satellite system;
rocket and spacecrafts;
on-board antenna complex;
telemetry system;
optimization; efficiency; stability;
power capacity; operativeness;
software.

¹ АО «Институт точной механики и вычислительной техники им. С.А. Лебедева Российской академии наук», Россия, Москва.

Lebedev Institute of Precise Mechanics and Computer Engineering, Russian Academy of Sciences, Russia, Moscow.

Введение

Своевременное получение релевантной телеметрической информации (ТМИ) необходимо как на этапе штатной эксплуатации объектов ракетно-космической техники (РКТ) для обеспечения контроля и управления, так и на этапе отработки их качества в автоматизированной системе управления лётными испытаниями (АСУИ) (Ловцов Д.А., Карпов Д.С., 2010; Lovtsov D.A., Karpov D.S., 2011) для подтверждения правильного функционирования всех бортовых систем объекта испытаний (ОИ) и в случае отклонения от заявленных тактико-технических характеристик – для корректировки необходимых параметров.

Традиционно в России система информационно-телеметрического обеспечения (Ловцов Д.А., Лобан А.В., 2014; Lovtsov D.A., Loban A.V., 2015) реализуется средствами наземного автоматизированного комплекса управления Министерства обороны, расположенными на территориально разнесённых командно-измерительных комплексах (КИК) (Васильев В.В. и др., 1994). Такая организация информационного обеспечения процессов управления и отработки объектов РКТ имеет ряд явных недостатков, к которым относятся, прежде всего, высокая стоимость обслуживания и эксплуатации объектов, отсутствие КИК за пределами Российской Федерации, а также ограниченные зоны радиовидимости, что делает невозможным получение ТМИ на некоторых участках полёта объектов РКТ. Кроме того, с вводом в эксплуатацию космодрома Восточный, отсутствием развёрнутой системы полигонно-измерительных пунктов и функционирующих отдельных морских командно-измерительных комплексов, всё более актуальным становится переход к малопунктной схеме управления, реализуемой с использованием спутников-ретрансляторов (СР) (Лысенко Л.Н., Бетанов В.В., 2011).

Ввиду наличия в Российской Федерации технических средств, способных реализовать данную технологию, а именно функционирующей многофункциональной космической системы ретрансляции (МКСР) «Луч», одной из задач которой является ретрансляция ТМИ с ракет-носителей (РН) и разгонных блоков (РБ), задача обеспечения требуемого качества обмена ТМИ через космическую систему ретрансляции (КСР) является востребованной и актуальной. На сегодняшний момент технологии ретрансляции ТМИ через КСР применяются (или планируются к применению) как на новых образцах РКТ, таких как РН «Союз-5» и РН «Ангара», так и на РН «Союз-2.1б», РБ «Фрегат» (Казакевич Ю.В., Зефирова И.В., 2014) и РБ «ДМ» при пусках с космодромов Байконур, Плесецк и Восточный. При этом, если

КСР обеспечивают надлежащее пространственное покрытие с заданным уровнем качества и не меняют своего орбитального построения, то зоны покрытия аппаратуры ретрансляции, устанавливаемой на РН и РБ, зависят от траекторий движения конкретных образцов. Как следствие, не представляется возможным получить единое универсальное решение как по радиотехническим характеристикам аппаратуры ретрансляции, так и по условиям её монтажа на корпусе объекта (Яскин Ю.С. и др., 2014).

В связи с этим представляется актуальной задача обеспечения (повышения) стабильности обмена ТМИ через КСР на основе оперативной рациональной ориентации бортового антенного комплекса (БАК) объекта испытаний при отклонении его от номинальной траектории в процессе полёта.

1. Постановка задачи

Математически задача оперативной рациональной ориентации бортового антенного комплекса объекта испытаний при обмене ТМИ через космическую систему ретрансляции в АСУИ сводится к минимизации показателя E нестабильности обмена ТМИ при ограничении на энергоёмкость:

$$\begin{cases} E = E[V_{\text{ОИ}}, D_{\text{ОИ}}, w^*, C, \Lambda, D_{\text{СР}}, g] = \min_{\{w\}}; \\ Q = Q[V_{\text{ОИ}}, D_{\text{ОИ}}, w^*, \Lambda, D_{\text{СР}}, g, R] \geq Q_{\text{доп}}, \end{cases}$$

где $E = \Delta t T$, $E \in E^0$; Δt – время отсутствия (фрагментарности) обмена ТМИ при отклонении ОИ от номинальной траектории, с; $T = \sum_{\Xi} (t_n^k - t_n^h)$ – суммарное время обмена ТМИ через КСР, с;

$\Xi = \{ \langle t_n^h, t_n^k \rangle, n = \overline{1, N} \}$ – множество интервалов обмена ТМИ через КСР; t_n^h – время начала n -го интервала по шкале Всемирного координированного времени (UTC); t_n^k – время окончания n -го интервала по шкале UTC; N – количество интервалов обмена ТМИ через КСР; $I_s = \{ \langle t_{s,m}^h, t_{s,m}^k \rangle, m = \overline{1, M_s} \}$, – множество интервалов обмена ТМИ через s -й СР; $t_{s,m}^h$ – время начала m -го интервала через s -й СР по шкале UTC; $t_{s,m}^k$ – время окончания m -го интервала через s -й СР по шкале UTC; M_s – количество интервалов обмена ТМИ через s -й СР; S – количество СР;

$Q = \min_{t_i \in \Xi} \max_{s = \overline{1, S}} Q_{i,s}$ – характеристика энергоёмкости радиоканала обмена ТМИ через КСР, равная минимальному отношению «сигнал/шум» за все время обмена ТМИ, дБ; $Q_{i,s}$ – отношение «сигнал/шум» при обмене ТМИ через s -й СР на момент времени t_i ; $Q_{\text{доп}}$ – минимально допустимое отношение «сигнал/шум» в радиоканале, дБ;

$V = \{ v_i, i = \overline{1, I} \}$ – траектория объекта испытаний как множество точек v_i траектории ОИ; $v_i = \langle x_i, y_i, z_i, \theta_i, \psi_i, \varphi_i, t_i, i = \overline{1, I} \rangle$; x_i, y_i, z_i – координаты положения ОИ в гринвичской подвижной системе координат

(ГПСК), км; $\theta_i, \psi_i, \varphi_i$ – углы тангажа, рыскания и вращения в стартовой системе координат (СтСК), град; t_i – момент времени по шкале UTC;

$D_{\text{ОИ}} = \{(\theta_j, \varphi_j, \gamma_j), j = \overline{1, J}\}$ – диаграмма направленности антенны БАК объекта испытаний как множество главных лепестков; θ_j – азимутальный угол направления максимума j -го лепестка в связанной системе координат (ССК) антенны, град; φ_j – зенитный угол направления максимума j -го лепестка в ССК антенны, град; γ_j – половина угла раскрытия j -го лепестка, град;

$w = \langle \alpha, \beta \rangle, w \in W$ – вектор углов установки антенны БАК на объекте испытаний; α – угол установки антенны в поперечной плоскости в ССК ОИ, град; β – угол наклона антенны в продольной плоскости ССК ОИ, град;

S – геометрическая модель объекта испытаний для расчёта углов затенения диаграммы направленности (ДН) антенны БАК;

$\Lambda = \{\lambda_s, s = \overline{1, S}\}$ – множество точек стояния СР; λ_s – долгота точки стояния s -го СР в ГПСК, град;

$D_{\text{СР}} = \{(\theta_k, \varphi_k, \gamma_k), k = \overline{1, K}\}$ – диаграмма направленности антенны бортового радиотехнического комплекса (БРТК) СР как множество главных лепестков; θ_k – азимутальный угол направления максимума k -го лепестка в ССК антенны, град; φ_k – зенитный угол направления максимума k -го лепестка в ССК антенны, град; γ_k – половина угла раскрытия k -го лепестка, град;

$g = \langle \alpha, \beta \rangle, g \in W$ – вектор углов установки антенны БРТК на СР; α – угол установки антенны в поперечной плоскости в ССК СР, град; β – угол наклона антенны в продольной плоскости ССК СР, град;

$R = \langle P_{\text{прд}}, G_{\text{прд}}, G_{\text{прм}}, F, L_{\text{ф.прд}}, L_{\text{ф.прм}}, L_{\text{н}}, L_{\text{пол}} \rangle$ – кортеж радиотехнических параметров радиоканала «ОИ – СР»; $P_{\text{прд}}$ – мощность передатчика, Вт; F – несущая частота, Гц; $G_{\text{прд}}$ – коэффициент усиления ДН антенны БАК ОИ, дБ; $G_{\text{прм}}$ – коэффициент усиления ДН антенны БРТК СР, дБ; $L_{\text{ф.прд}}$ – коэффициент потерь в фидерном тракте БАК ОИ, дБ; $L_{\text{ф.прм}}$ – коэффициент потерь в фидерном тракте БРТК СР, дБ; $L_{\text{н}}$ – коэффициент потерь из-за ошибок наведения, дБ; $L_{\text{пол}}$ – коэффициент потерь из-за ошибок поляризации, дБ.

Траектория движения ОИ, как правило, предоставляется предприятием-производителем. При этом надо заметить, что положение и ориентация объекта часто рассчитываются в разных системах координат, что требует приведения исходных данных в единую систему координат для дальнейшего использования (Дмитриевский А.А., 1972).

Движение реального геостационарного спутника всегда отличается от идеального за счёт неизбежного отклонения параметров геостационарной орбиты от необходимых значений при запуске СР и действия

возмущающих факторов. Для расчётов передачи информации от ракет-носителей отклонениями можно пренебречь, используя для вычисления параметров движения СР точку стояния, так как за время выведения РН (около 10 мин) положение СР изменяется незначительно (Кантор Л.Я., Тимофеев В.В., 1987).

Для решения задач размещения аппаратуры на поверхности ОИ необходимо также учитывать его геометрическую модель. Для определения углов затенения диаграммы направленности элементами конструкции в идеале необходимо использовать один из точных методов моделирования трёхмерных объектов. Но при решении задачи размещения антенны потребуется вычисление углов затенения на каждой итерации применяемого алгоритма, что повлечёт за собой увеличение используемых ресурсов информационно-вычислительного комплекса и существенно увеличит время решения задачи. Также особенностью РН и РБ является то, что они симметричны относительно оси Ox ССК, в отрицательном направлении оси Ox направлена работа маршевых двигателей, а в положительном – размещается полезная нагрузка. Поэтому для описания геометрической формы ОИ предлагается использовать цилиндр с учётом запрета размещения антенны на торцах данного цилиндра (Аведьян А.Б. и др., 2012).

Спутники-ретрансляторы в составе КСР представляются как материальные точки, так как в соответствии с тактико-техническими характеристиками на них уже обеспечиваются электромагнитная совместимость и «картина» затенения ДН антенн БРТК элементами конструкции.

Передающие и приёмные антенны проектируются (Демьяненко Д.Б. и др., 1994) исходя из критериев обеспечения заданной мощности сигнала при передаче информации на максимальном расстоянии, поэтому для упрощения расчётов и снижения вычислительных ресурсов целесообразно представить диаграмму направленности как конус с углом раствора равным ширине главного лепестка ДН, в пределах которого обеспечивается постоянный коэффициент усиления. Для фазированных антенных решёток, имеющих аналоговое управление, суммарная ДН аппроксимируется также одним конусом. Для фазированных антенных решёток, имеющих дискретное управление, суммарная ДН представляется в виде объединения конусов по всем возможным направлениям (Пудовкин А.П. и др., 2011). Далее, для удобства расчётов, верхняя полусфера диаграммы направленности переводится в растровую маску размера 2000×2000 пикселей. Это позволяет сохранить единую скорость расчёта независимо от количества конусов.

Расчёт энергетики радиоканала проводится с целью определения возможности приёмной аппаратуры принять радиосигнал от передатчика (абонента) при существующих на данный момент факторах,

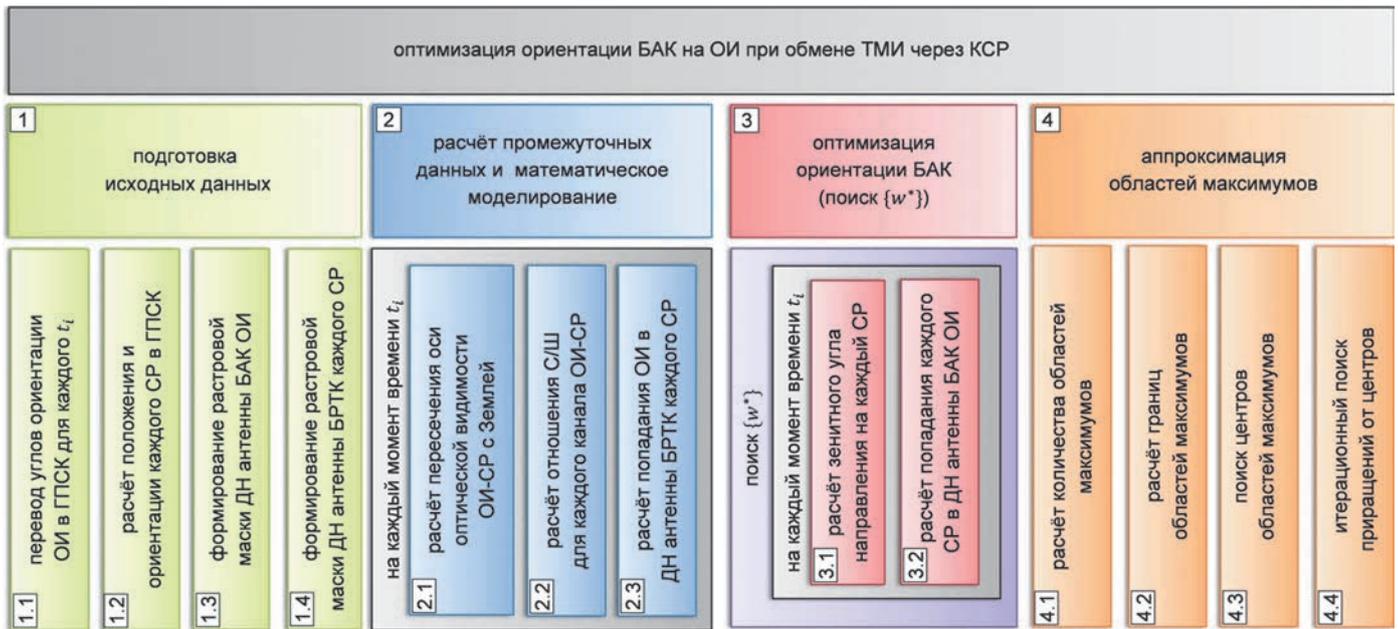


рисунок 1. Структурно-логическая декомпозиция задачи оптимизации архитектуры бортового антенного комплекса объекта испытаний

препятствующих (отрицательно влияющих) на его распространение. Основным показателем таковой возможности является пороговое значение сигнал/шум. Мощность радиосигнала на входе приёмника определяется общим выражением, равным отношению мощности сигнала к помехам.

И, наконец, поскольку в результате вариативного (обусловленного наличием нескольких СР, большим количеством главных лепестков ДН антенны БАК ОИ и достаточно большим раскрытием ДН антенны БАК ОИ) поиска оптимального вектора w^* углов установки антенны БАК на ОИ, возможны несколько рациональных вариантов, обеспечивающих максимальное время обмена ТМИ через КСР, то после решения оптимизационной задачи необходимо выбрать такой вектор углов установки, для которого угловое расстояние от направления на СР до края ДН антенны БАК ОИ будет больше возможного отклонения ОИ от номинальной траектории в процессе полёта:

$$\forall t_i, t_i \in \Xi, d(v_i, D_{\text{ОИ}}, w^*, \lambda_s) > \delta,$$

где δ – возможное угловое отклонение ОИ.

Сформулированная задача оптимизации архитектуры бортового антенного комплекса объекта испытаний при обмене ТМИ через КСР является сложной задачей нелинейного динамического программирования, ориентированной на прикладную область, для решения которой существующие методы в прямой постановке неприменимы. Поэтому требуется разработка соответствующего эффективного и качественного информационно-математического обеспечения (ИМО) (Ловцов Д.А., 2005), при этом качество ИМО определяется, главным образом, точностью и оперативностью выполнения расчётов при решении задачи.

2. Решение задачи

Решение сформулированной сложной задачи оптимизации архитектуры БАК объекта испытаний при обмене ТМИ через КСР представляется целесообразным на основе её структурно-логической декомпозиции на четыре относительно простые последовательно решаемые подзадачи, включая (рисунок 1): расчётную математическую задачу подготовки исходных данных; расчётную математическую задачу получения промежуточных данных и математического моделирования, не зависящих от ориентации БАК ОИ; оптимизационную математическую задачу обеспечения максимального времени обмена ТМИ через КСР на основе рациональной ориентации БАК; расчётную математическую задачу аппроксимации областей максимального времени обмена ТМИ и определения рационального вектора ориентации БАК ОИ для обеспечения стабильности обмена ТМИ через КСР.

Для решения данных математических задач разработано соответствующее эффективное ИМО, включающее методику оперативной рациональной ориентации БАК объекта испытаний при обмене ТМИ через КСР (рисунок 2) и комплекс эффективных алгоритмов (рисунок 3), включающий базовые алгоритмы: модифицированный волновой алгоритм («А3-1») поиска областей максимума с переменным шагом, модифицированный волновой алгоритм («А3-2») уточнения областей максимума и алгоритм («А4-3») поиска центра области максимума.

Процедура поиска рациональной ориентации БАК ОИ для повышения стабильности обмена ТМИ через КСР следующая:

**ОПТИМИЗАЦИЯ БОРТОВОГО АНТЕННОГО КОМПЛЕКСА ОБЪЕКТА ИСПЫТАНИЙ
ПРИ ОБМЕНЕ ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИЕЙ ЧЕРЕЗ СПУТНИК-РЕТРАНСЛЯТОР**

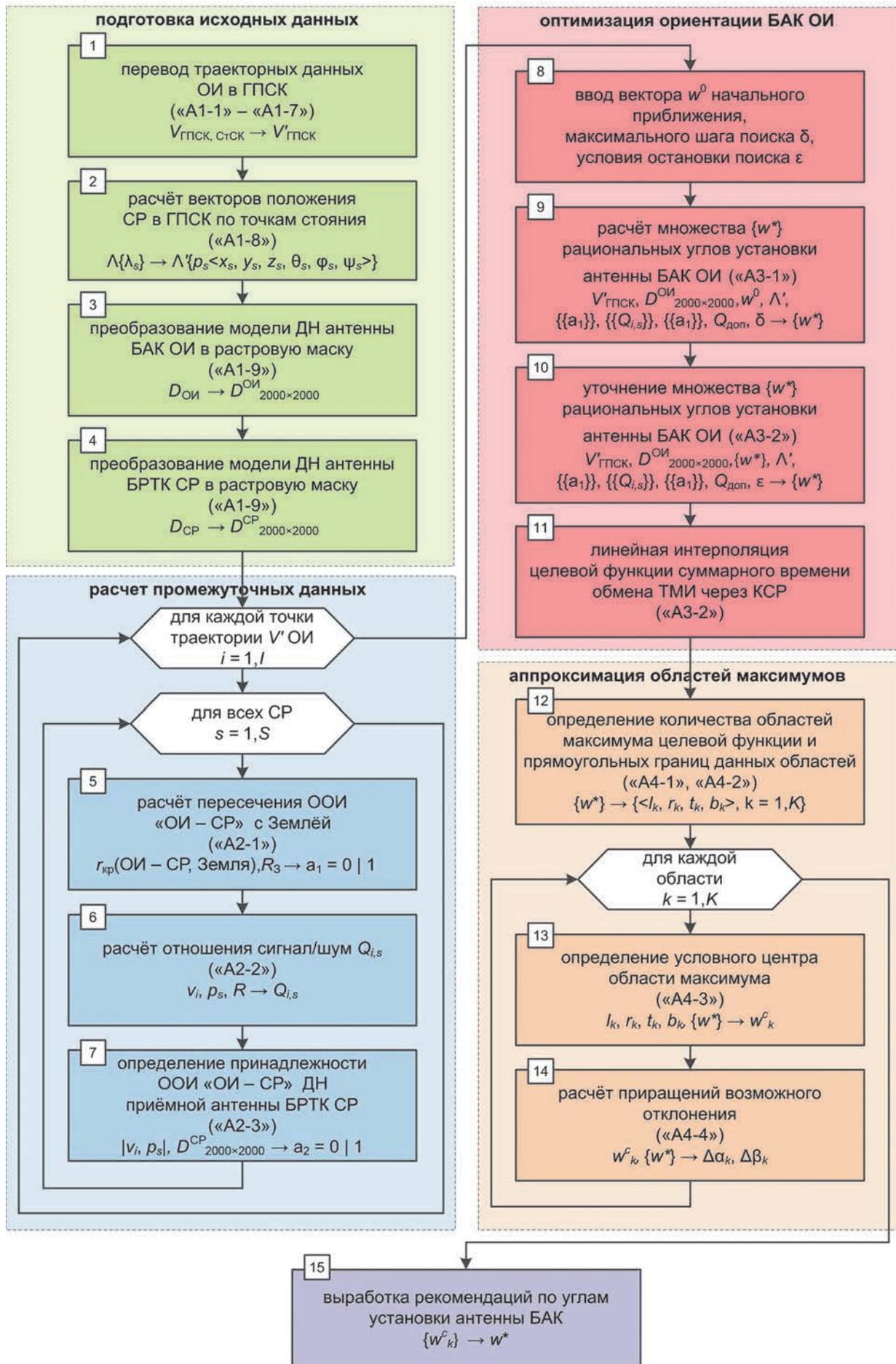


рисунок 2. Функциональная структура методики оперативной рациональной ориентации бортового антенного комплекса

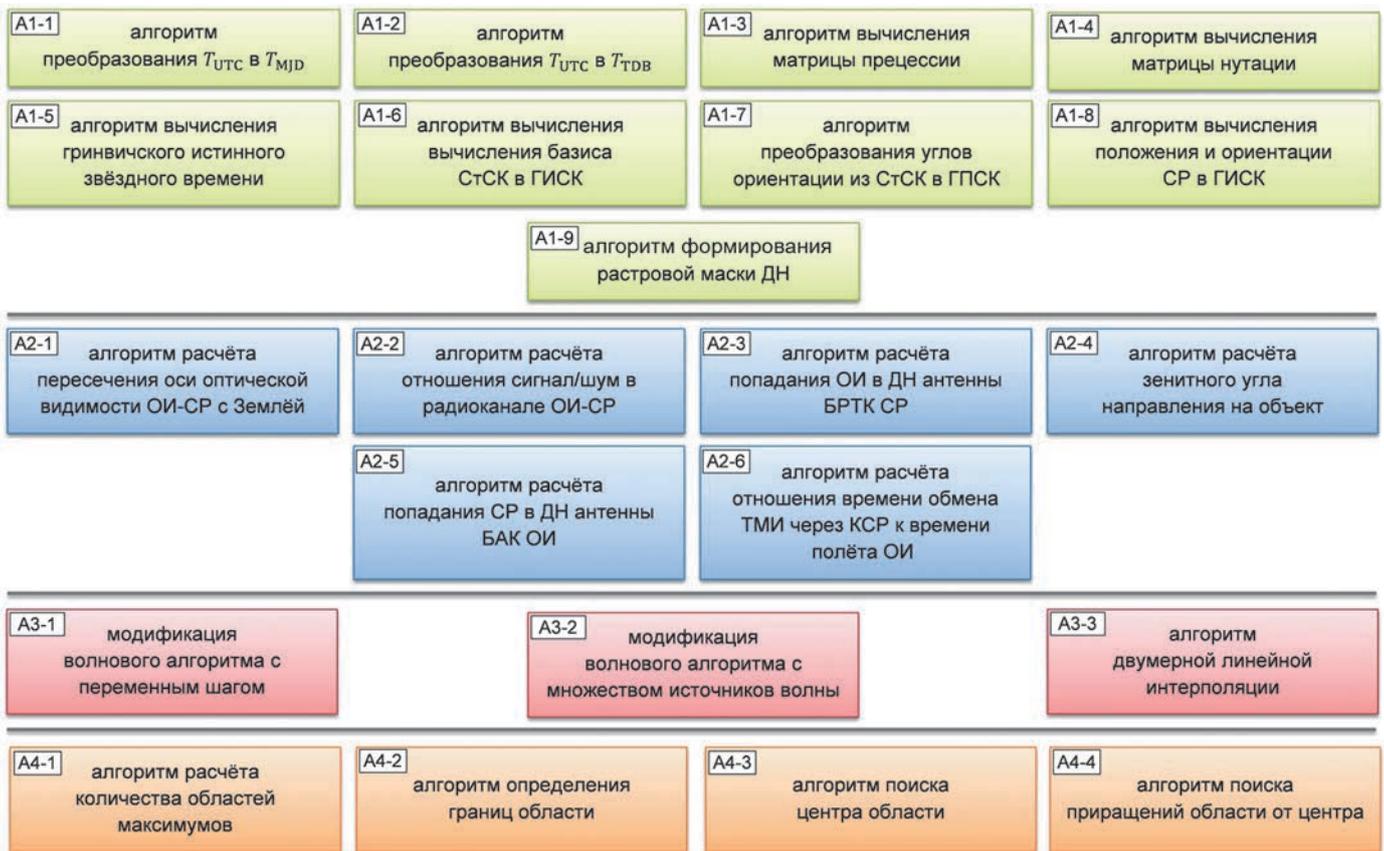


рисунок 3. Комплекс эффективных алгоритмов оптимизации архитектуры бортового антенного комплекса

Шаг 1. Перевод траекторных данных ОИ в ГПСК с использованием алгоритмов «А1-1» – «А1-7».

Шаг 2. Расчёт векторов положения каждого СР в ГПСК по точкам стояния с применением алгоритма «А1-8».

Шаг 3. Преобразование моделей ДН антенн БАК и БРТК объекта испытаний из множеств конусов главных лепестков в соответствующие растровые маски размера 2000×2000 пикселей по алгоритму «А1-9».

Шаг 4. Для каждой точки траектории ОИ по всем СР расчёт пересечения оси оптической видимости «ОИ – СР» с Землёй путём сравнения кратчайшего расстояния от отрезка «ОИ – СР» до центра масс Земли с радиусом Земли по алгоритму «А2-1».

Шаг 5. Для каждой точки ОИ траектории по всем сочетаниям «ОИ – СР» расчёт отношения сигнал/шум по алгоритму «А2-2».

Шаг 6. Для каждой точки траектории ОИ по всем СР определение принадлежности оси оптической видимости «ОИ – СР» ДН приёмной антенны БРТК СР по алгоритму «А2-3».

Шаг 7. Ввод вектора w^0 начальных углов установки антенны БАК на корпусе ОИ, максимального шага поиска δ и условия остановки поиска при уточнении областей максимума ϵ .

Шаг 8. Расчёт множества $\{w^*\}$ рациональных углов установки антенны БАК ОИ, при которых обеспечивается максимальное суммарное время обмена ТМИ через КСР, по алгоритму «А3-1» с максимальным шагом δ .

Шаг 9. Уточнение множества $\{w^*\}$ рациональных углов установки антенны БАК ОИ, при которых обеспечивается максимальное суммарное время обмена ТМИ через КСР, по алгоритму «А3-2» с условием остановки поиска ϵ .

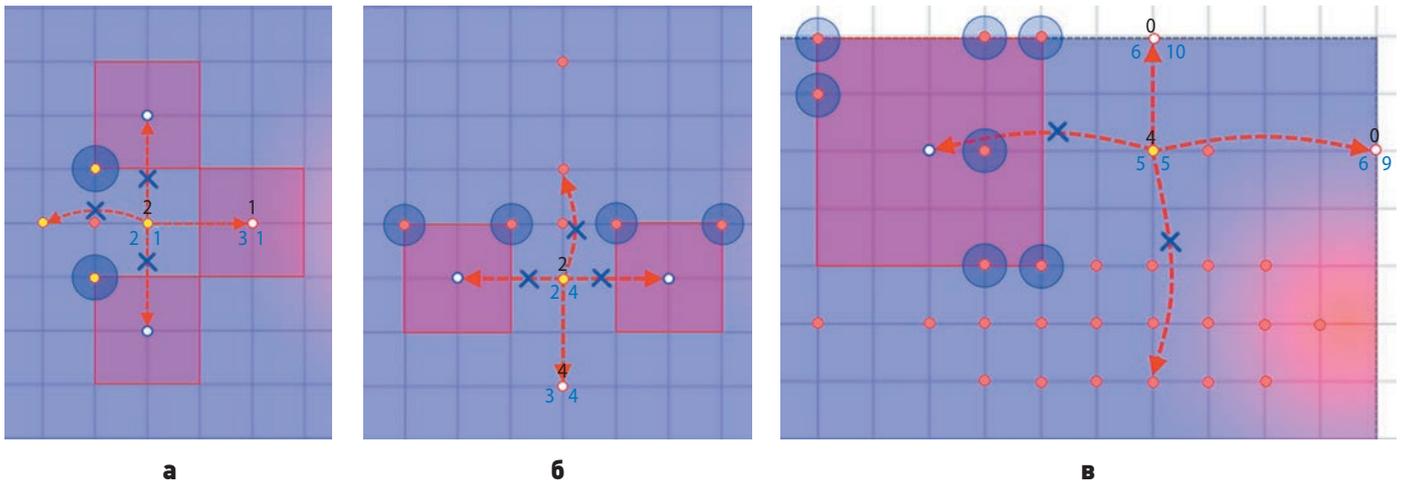
Шаг 10. Линейная интерполяция целевой функции суммарного времени обмена ТМИ через КСР по алгоритму «А3-3».

Шаг 11. Определение количества областей максимума целевой функции суммарного времени обмена ТМИ через КСР по алгоритму «А4-1» и определение прямоугольных границ данных областей по алгоритму «А4-2».

Шаг 12. Для каждой области максимума целевой функции определение условных центров областей максимума на основании расчёта локальных максимумов функции расстояния от точки до границы области по алгоритму «А4-3».

Шаг 13. Расчёт приращений возможного отклонения для каждого центра области по алгоритму «А4-4».

ОПТИМИЗАЦИЯ БОРТОВОГО АНТЕННОГО КОМПЛЕКСА ОБЪЕКТА ИСПЫТАНИЙ ПРИ ОБМЕНЕ ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИЕЙ ЧЕРЕЗ СПУТНИК-РЕТРАНСЛЯТОР



- а** – первого порядка;
- б** – первого порядка;
- в** – второго порядка.

рисунок 4. Проверка окрестностей Мура первого и второго порядка

Шаг 14. Выработка рекомендаций по углам установки антенны БАК на корпусе ОИ (осуществляется оператором в контуре управления АСУИ).

Особенностью алгоритма «А3-1», основанного на модификации первого этапа известного алгоритма волновой трассировки («алгоритм Ли»), является использование переменного шага распространения волны из текущей точки для уменьшения количества вычислений в нулевых областях целевой функции суммарного времени обмена ТМИ через КСР. При этом для остановки волны в обратном направлении используется следующее условие: если в «окрестности Мура» порядка $h/2$ новой точки, где h – текущий шаг волны из точки, существует ранее вычисленная точка со значением большим или равным в текущей точке, то новая точка не рассматривается (рисунок 4).

Если же новая точка прошла указанную проверку, то для неё рассчитывается значение целевой функции, а затем полученное значение сравнивается со значением функции в точке-источнике. Если эти значения равны, то шаг из данной точки становится вдвое больше текущего. Если значение функции в точке больше, чем в точке-источнике, то шаг из данной точки становится вдвое меньше текущего (но не меньше 1). Если значение функции в точке меньше, чем в точке-источнике, то шаг из данной точки становится вдвое больше текущего (но не больше максимального).

Так как из-за сохранения шага при равных значениях целевой функции некоторые значения максимума могут быть пропущены, то для уточнения полученного решения предлагается использовать алгоритм

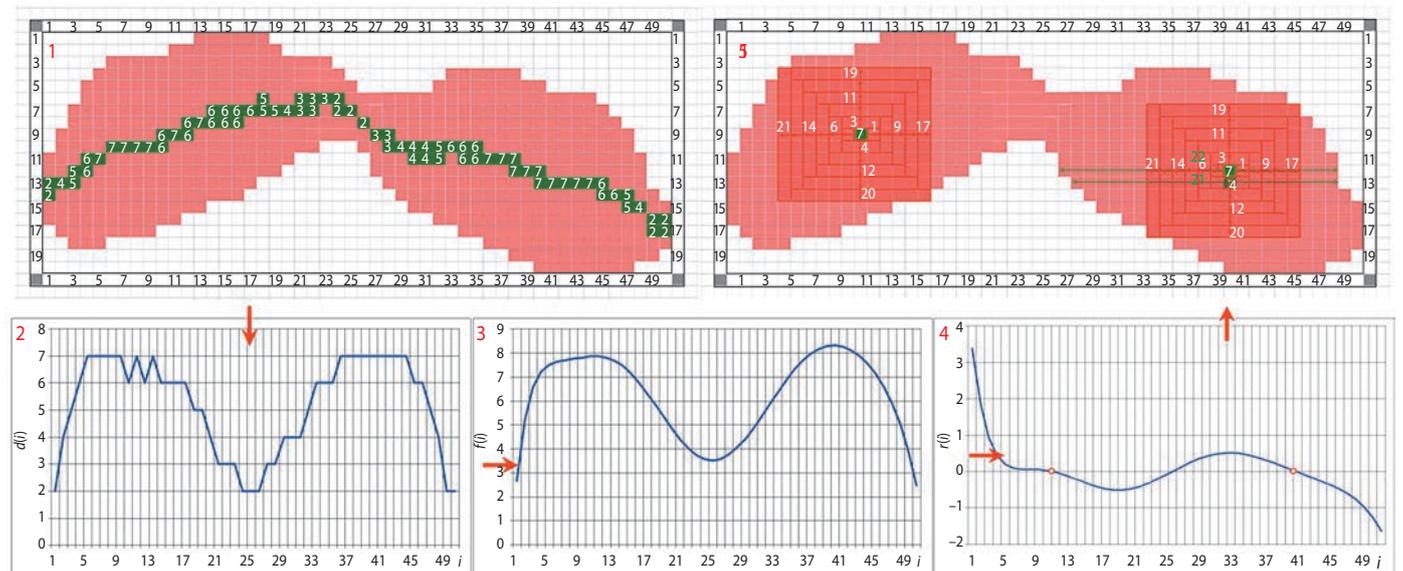
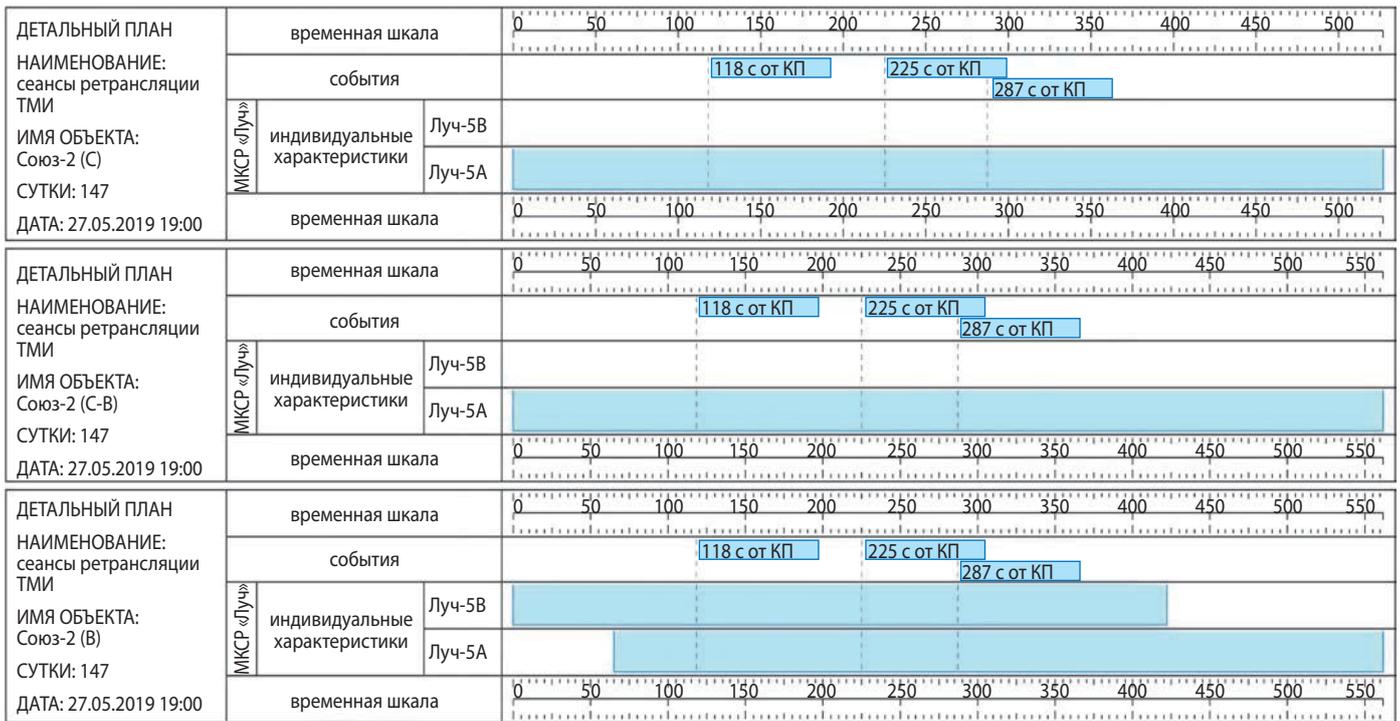


рисунок 5. Последовательность аппроксимации областей максимума целевой функции



118 с от КП – отделение I ступени; 225 с от КП – сброс головного обтекателя;
287 с от КП – отделение II ступени.

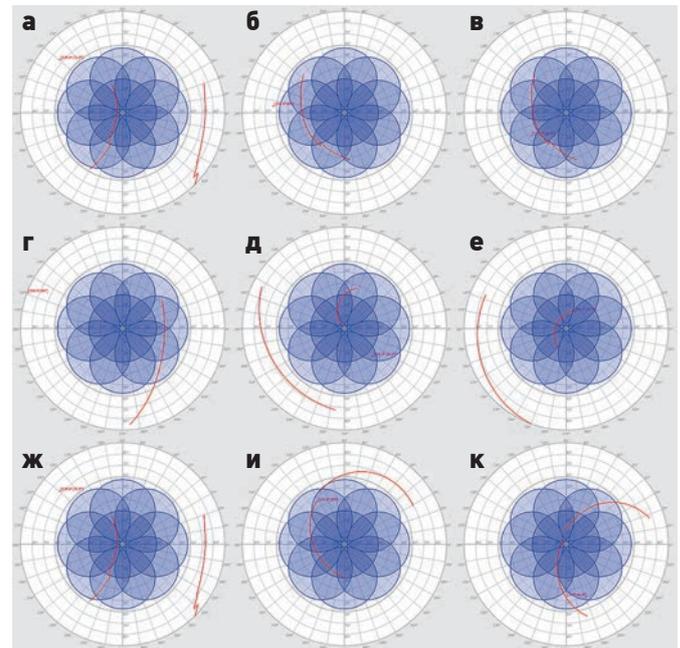
рисунок 6. Детальные планы обмена телеметрической информацией через космическую систему ретрансляции

А3-2, также основанный на модификации первого этапа алгоритма Ли. Модификация заключается в том, что на старте алгоритма волна начинается сразу из нескольких источников, соответствующих полученным максимумам на выходе предыдущего алгоритма. Условием остановки является отклонение от текущего значения максимума на величину, определяемую исходя из требуемой точности.

Полученные области максимума предлагается аппроксимировать прямоугольными областями, которые характеризуются точками центра и значениями приращений по координатам α и β . Кроме того, установка антенны БАК в центрах данных областей обеспечит стабильность обмена ТМИ через КСР при отклонении ОИ от номинальной траектории в процессе полёта. Для этого используется последовательность действий с применением алгоритма «А4-3» поиска центров областей, основанного на поиске локальных максимумов функции расстояния до края области (рисунок 5).

3. Анализ результатов эксперимента

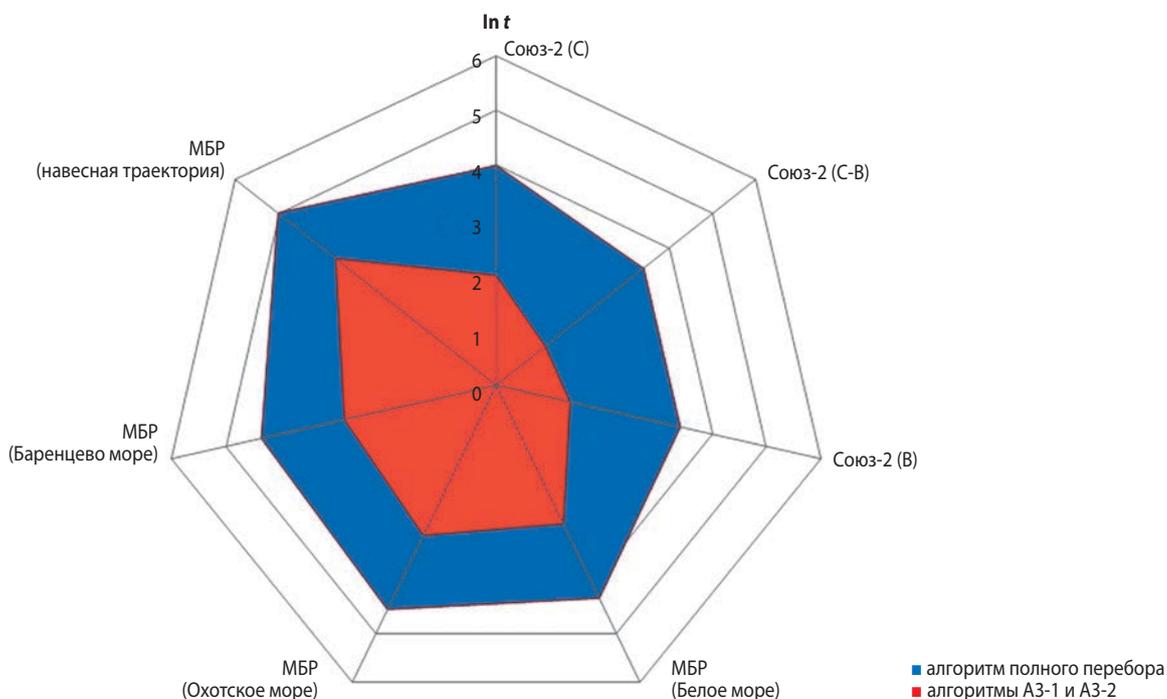
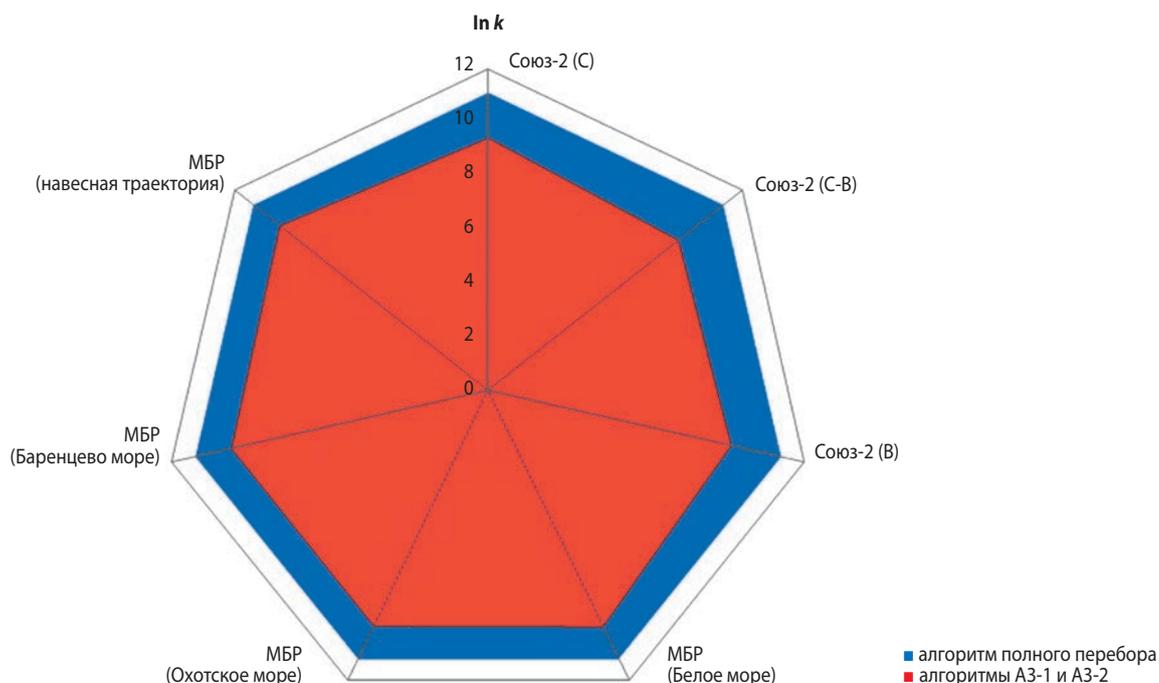
Для проверки эффективности разработанного ИМО (в отношении обеспечения максимального времени обмена ТМИ через КСР) было проведено математическое моделирование на примере пусков РН «Союз-2.1б» с космодрома Восточный при обмене ТМИ через МКСР «Луч» при различных вариантах установки телеметрической антенны ТА4 (производитель – АО «Филиал ОРКК – НИИ КП») на корпусе РН.



а – РН «Союз-2.1б» ($i=98^\circ$, $\alpha=-36^\circ$, $\beta=0^\circ$);
б – РН «Союз-2.1б» ($i=98^\circ$, $\alpha=75^\circ$, $\beta=15^\circ$);
в – РН «Союз-2.1б» ($i=98^\circ$, $\alpha=67^\circ$, $\beta=15^\circ$);
г – РН «Союз-2.1б» ($i=64.8^\circ$, $\alpha=-36^\circ$, $\beta=0^\circ$);
д – РН «Союз-2.1б» ($i=64.8^\circ$, $\alpha=75^\circ$, $\beta=15^\circ$);
е – РН «Союз-2.1б» ($i=64.8^\circ$, $\alpha=79^\circ$, $\beta=-5^\circ$);
ж – РН «Союз-2.1б» ($i=51.7^\circ$, $\alpha=-36^\circ$, $\beta=0^\circ$);
и – РН «Союз-2.1б» ($i=51.7^\circ$, $\alpha=75^\circ$, $\beta=15^\circ$);
к – РН «Союз-2.1б» ($i=51.7^\circ$, $\alpha=53^\circ$, $\beta=-19^\circ$).

рисунок 7. Траектории спутника-ретранслятора в полярной системе координат антенны «ТА4» при различных вариантах её установки

ОПТИМИЗАЦИЯ БОРТОВОГО АНТЕННОГО КОМПЛЕКСА ОБЪЕКТА ИСПЫТАНИЙ ПРИ ОБМЕНЕ ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИЕЙ ЧЕРЕЗ СПУТНИК-РЕТРАНСЛЯТОР



а – количество вычислений целевой функции; **б** – время выполнения процедуры поиска.

рисунок 8. Сравнение оперативности алгоритмов «А3-1», «А3-2» и метода полного перебора

В качестве исходных траекторных данных были выбраны три траектории РН: при выведении полезной нагрузки на орбиту с наклонением 98° , которая соответствует первому пуску с Восточного 27 апреля 2016 года; при выведении полезной нагрузки на орбиты с наклонениями $64,8^\circ$ и $51,7^\circ$, которые соответствуют планируемым траекториям выведения.

В качестве исходного положения антенны БАК выбрано положение, соответствующее реальному положению телеметрической антенны при первом пуске. В качестве сравнительных рассмотрены положения

антенны БАК, соответствующие месту установки, в которое впоследствии была перенесена антенна, и положению, полученному по результатам применения ИМО.

Как показано на рисунке 6, перенос антенны в новое место обеспечивает увеличение суммарного времени обмена ТМИ через МКСП, в том числе и во время работы третьей ступени РН, где отсутствует видимость стационарных измерительных пунктов:

- для первой траектории с 97% (512 с) до 100% (527 с);

- для второй траектории с 39.5% (222 с) до 100% (562 с);
- для третьей траектории с 0% (0 с) до 100% (527%).

Как видно из рисунков 7а, 7г, 7ж, показатель E неустойчивости превышает допустимую норму, при установке антенны в начальном положении:

- для первой траектории $E=8.78 \cdot 10^{-2}$ (45 с/512 с);
- для второй траектории $E=2.57 \cdot 10^{-1}$ (57 с/222 с);
- для третьей траектории значение E не определено (0 с/0 с).

Перенос антенны в новое место обеспечивает нахождение траектории СР внутри области ДН с запасом $\delta > 5^\circ$ (рисунки 7в, 7е, 7к), что гарантирует стабильность обмена ТМИ при возможном отклонении от номинальной траектории РН, т.е. показатель E неустойчивости находится в допустимых пределах ($E=10^{-3}$).

На рисунке 8 приведены диаграммы сравнения количества вычислений целевой функции суммарного времени обмена ТМИ через КСР и времени поиска областей максимума методом полного перебора и алгоритмами «А3-1» и «А3-2». Для наилучшего восприятия значения в данных диаграммах представлены через натуральный логарифм. В качестве исходных траекторных данных по ОИ были использованы три типовые траектории пусков РН «Союз-2.1б» с космодрома Восточный и три тестовые траектории межконтинентальных баллистических ракет с различными точками запуска. За счёт применения комплекса эффективных алгоритмов оперативность оптимизации архитектуры БАК повышена в шесть раз (среднее время поиска рациональной ориентации БАК снижено на 80% по сравнению с методом полного перебора).

заключение

За счёт применения разработанного информационно-математического обеспечения стабильность обмена ТМИ от объекта испытаний через КСР можно повысить путём переноса антенны БАК в место, обеспечивающее сохранение максимального суммарного времени обмена ТМИ при отклонении ОИ от номинальной траектории в процессе полёта. Кроме того, разработанное ИМО было применено при выведении полезной нагрузки на целевые орбиты с помощью РН «Союз-2.1б» с космодрома Восточный и РБ «Фрегат» с космодрома Байконур и обеспечило положительные результаты по показателям стабильности, энергоёмкости и оперативности.

список литературы

Аведьян А.Б., Бибиков С.Ю., Маркин Л.В. и др. Компоновка самолетов. М.: Изд-во МАИ, 2012. 296 с.

Васильев В.В., Резвцов Н.Б., Аношкин А.А., Мороз В.И. и др. Системный анализ измерительных комплексов. М.: РВСН, 1994. 500 с.

Демьяненко Д.Б., Дудырев А.С., Ефанов В.В. Принципы проектирования малых космических аппаратов // Космические исследования. 1994. Т. 32, № 5. С. 143-148.

Дмитриевский А.А. Внешняя баллистика. М: Машиностроение, 1972. 584 с.

Казакевич Ю.В., Зефирова И.В. Центр управления полетами НПО им. С.А. Лавочкина при работе с межорбитальным космическим буксиром «Фрегат» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 1. С. 64-70.

Кантор Л.Я., Тимофеев В.В. Спутники связи и проблема геостационарной орбиты. М.: Радио и связь, 1987. 168 с.

Ловцов Д.А. Информационная теория эргасистем. Тезаурус. М: Наука, 2005. 248 с.

Ловцов Д.А., Карпов Д.С. Динамическое планирование навигационных определений объектов ракетно-космической техники в АСУ лётными испытаниями // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2010. № 1. С. 53-60.

Ловцов Д.А., Лобан А.В. Новая эффективная технология распределенной переработки измерительной информации в АСУ космическими аппаратами // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 4. С. 81-88.

Лысенко Л.Н., Бетанов В.В. Принципы и основные направления совершенствования наземного автоматизированного комплекса управления космическими полетами // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2011. № 1. С. 17-30.

Пудовкин А.П., Панасюк Ю.Н., Иванков А.А. Основы теории антенн. Тамбов: Изд-во ГОУ ВПО ТГТУ, 2011. 92 с.

Яскин Ю.С., Лопатко О.Е., Летунов В.В., Чернов В.В. Некоторые потенциальные возможности МКСР «Луч» // Аэрокосмический курьер. 2014. № 2. С. 33-35.

Lovtsov D.A., Karpov D.S. Dynamic Planning of Navigation Determinations of Airspace and Missile Objects in an Automated Flight Test Control System // Solar System Research. 2011. V. 45, № 7. P. 645-651.

Lovtsov D.A., Loban A.V. An effective new technology for distributed processing of measurement data by S/C automated control system // Solar System Research. 2015. V. 49, № 7. P. 1-7.

Статья поступила в редакцию 09.07.2019 г.

Статья после доработки 09.07.2019 г.

Статья принята к публикации 09.07.2019 г.

АТМОСФЕРНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА



А.С. Вязанкин¹,
кандидат физико-
математических наук,
vzvzvan@mail.ru;
A.S. Vyazankin



Н.Д. Цветкова¹,
nat@caomsk.mipt.ru;
N.D. Tsvetkova

ATMOSPHERIC MODELING FOR ENSURING CONTROLLING THE MOVEMENT OF THE RETURNED VEHICLE



П.Н. Варгин¹,
кандидат физико-
математических наук,
p_vargin@mail.ru;
P.N. Vargin



В.А. Юшков¹,
кандидат физико-
математических наук,
vladimir@caomsk.mipt.ru;
V.A. Yushkov

В статье представлены прогностические возможности глобальной химико-климатической модели SOCOL и предлагается коррекция траектории снижения за счёт введения в алгоритмы номинального управления спускаемым аппаратом параметров атмосферы на высотах 40–80 км, полученных в результате прогностического расчёта.

Ключевые слова: возвращаемый аппарат; эффективность управления траекторией спуска; прогностическое моделирование; внезапные стратосферные потепления.

DOI: 10.26162/LS.2019.45.3.010

ВВЕДЕНИЕ

Подготовка приземления спускаемого аппарата (СА) начинается заблаговременно. За сорок дней определяются районы будущей штатной посадки и области посадки при переходе на баллистический спуск. Происходит согласование зон отчуждения. На этом этапе в алгоритмы расчёта траекторий спуска закладываются данные о составляющих скорости ветра, температуре, плотности и их вариациях из справочной стандартной атмосферы. Глобальная справоч-

The article presents the prognostic capabilities of the SOCOL global climate model (SOCOL). It is proposed a correction of the trajectory due to the introduction into the algorithms of the nominal control of the returned vehicle of atmospheric parameters at altitudes of 40 – 80 km obtained as a result of prognostic calculations.

Key words: returned vehicle; descent control efficiency; prognostic modelling; sudden stratospheric warming.

ная модель атмосферы на высотах от 0 до 100 км для баллистического обеспечения ракетно-космической практики была разработана 4 ЦНИИ Министерства обороны РФ (*Глобальная справочная модель атмосферы...*, 2017). За десять дней производится уточнение расчётов с учётом данных о текущей орбите космической станции. Последний предварительный расчёт траектории проводится за 1 сутки до начала торможения СА, когда производится ввод прогно-

¹ ФГБУ Центральная аэрологическая обсерватория, Россия, г. Долгопрудный.

Central Aerological Observatory, Russia, Dolgoprudny.

стических данных о термодинамических параметрах (давлении, силе и направлении ветра, температуре и плотности) нижнего 10-км слоя атмосферы, так как при посадке для корабля с парашютно-реактивной системой приземления (*Космические аппараты*, 1993) возможен значительный ветровой снос. Прогностические данные в районе предполагаемой посадки СА выдаются метеослужбой наземного комплекса управления.

В данной работе предлагается на последнем этапе определения траектории спуска введение в алгоритмы номинального управления параметров атмосферы на высотах 40–80 км, полученных в результате прогностического расчёта с помощью химико-климатической модели SOCOL. Ниже 40 км, когда радиосвязь со СА восстанавливается, алгоритмы командного управления могут содержать как данные фактических наблюдений за состоянием атмосферы (аэрологическое зондирование, ракетное зондирование), так и прогностические данные, полученные различными способами. Подробно методы прогнозирования траектории спуска рассмотрены в работах (*Мостовой Д.Ю., Сихарулидзе Ю.Г.*, 1991; *Сихарулидзе Ю.Г., Мостовой Д.Ю., Жуков Б.И.*, 1994; *Лазарев Ю.Н.*, 2007).

Для обоснования введения на последнем этапе расчёта траектории спуска корректировки параметров атмосферы по результатам прогностического моделирования в настоящей работе рассматривается случай, когда посадка СА совпала с периодом внезапного стратосферного потепления (ВСП) – важнейшего динамического явления циркуляции стратосферы Северного полушария в зимний период, влияние которого охватывает не только стратосферу, но и мезосферу, верхнюю атмосферу (*Pedatella N., Chau J., Schmidt H., Goncharenko L. et al.*, 2018) и тропосферу.

Динамические параметры внетропической стратосферы в зимний сезон (с ноября по апрель) характеризуются сильной внутрисезонной и межгодовой изменчивостью. Наиболее сильные главные ВСП сопровождаются изменением зонального ветра, направленного с запада на восток (т.е. западного), на направленный с востока на запад (восточного) в верхней и средней стратосфере, а также смещением стратосферного полярного вихря от полюса или его разделением на две части. Главные ВСП наблюдаются почти каждую зиму, сопровождаются увеличением температуры на десятки градусов в течение нескольких дней. Продолжительность ВСП может составлять от нескольких дней до нескольких недель. Однако и не главные – минорные ВСП, у которых скорость зонального ветра уменьшилась (иногда до 5–10 м/с), но направление в средней стратосфере не изменилось, способны оказать значительное влияние на температурный режим стратосферы.

В некоторые зимние сезоны ВСП могут наблюдаться несколько раз, как, например, в декабре 1998 года и марте 1999 года (*Kodera K., Mukougawa H., Maury P., Ueda M., Claud C.*, 2016). Влияние ВСП на циркуляцию стратосферы не ограничивается только высокими широтами и может быть выявлено в средних и даже экваториальных широтах (*Eguchi N., Kodera K.*, 2010). Кроме главных ВСП, в Арктике наблюдаются финальные ВСП, характеризующие перестройку с зимнего режима циркуляции, на летний, при котором направление зонального ветра в стратосфере меняется с западного на восточное. Финальные ВСП могут наблюдаться с середины марта до начала мая (*Savenkova E., Kanukhina A., Pogoreltsev A., Merzlyakov E.*, 2012).

1. Описание используемой химико-климатической модели и процедуры усвоения данных наблюдений

Для улучшения качества рассчитываемых номинальных траекторий спуска предлагается использовать прогностические результаты численного моделирования. В работе использовалась глобальная климатическая модель SOCOL (*Schraner M., Rozanov E., Schnadt Poberaj C., Kenzelmann P. et al.*, 2008; *Stenke A., Schraner M., Rozanov E., Egorova T. et al.*, 2013), которая является комбинацией модели общей циркуляции МАЕСНАМ4, разработанной в Институте метеорологии им. Макса Планка в Гамбурге и химико-транспортной модели MEZON (Model for the Evaluation of oZONe trends) (*Rozanov E.V., Zubov V.A., Schlesinger M.E., Yang F. et al.*, 1999). Это спектральная модель с горизонтальной сеткой T31 и 39 вертикальными уровнями, верхний из которых соответствует давлению 0,01 гПа (~80 км), а нижний зависит от топографии. Временной шаг составляет 15 минут для динамических и физических процессов. SOCOL моделирует 41 химическую составляющую, которые участвуют в 118 газовых реакциях, 33 реакциях фотолиза и 16 гетерогенных реакциях на поверхности или внутри частиц сульфатных аэрозолей и полярных стратосферных облаков.

При любых модельных расчётах состояние атмосферы в некотором пространстве S может быть описано вектором ξ , в любой момент времени t . Вектор состояния перемещается со временем в пространстве S и описывает при этом некоторую траекторию. Точность описываемой траектории зависит, среди прочего, и от точности начальных условий. Однако со временем расчётная траектория отклоняется от истинной даже при аккуратном задании начальных условий. И если при длительных модельных расчётах необходимо воспроизвести некоторое состояние

атмосферы, пользуются ассимиляцией в модели реальных данных. Мы применяем внедренную в модель SOCOL в рамках работ созданного в ФГБУ «ЦАО» центра «Средняя атмосфера» (Вязанкин А.С., Юшков В.А., Варгин П.Н., Лукьянов А.Н. и др., 2019) процедуру наджинга («nudging»), идея которой состоит в использовании механизма релаксации, который «подтягивает» расчётную векторную траекторию ξ_t к заданной (например, полученной из наблюдений) векторной траектории ζ_t . Обозначим проекции траекторий на некие оси пространства S через ξ и ζ . Эти проекции могут представлять любые переменные состояния атмосферы, например, температуру, дивергенцию поля ветра и т.д. При этом предполагается, что для самих векторов состояния и любых их компонент справедливо уравнение, описывающее ньютоновскую релаксацию:

$$\frac{d}{dt}(\xi_t - \zeta_t) = -\frac{1}{\tau}(\xi_t - \zeta_t),$$

здесь τ – время релаксации, характеризует степень влияния заданных параметров на расчётные значения. В общем случае τ зависит как от пространственных координат, так и от времени. Неявная схема решения этого дифференциального уравнения позволяет получить:

$$\xi_{t+\Delta t} = \frac{\tau}{\tau + \Delta t} \xi_{t+\Delta t}^* + \frac{\Delta t}{\tau + \Delta t} \zeta_{t+\Delta t}.$$

Здесь $\xi_{t+\Delta t}^*$ – прогностическое значение переменной без ассимиляции; Δt – шаг интегрирования по времени.

В модели SOCOL ассимиляция проводится по трём термодинамическим параметрам: температура атмосферы, дивергенция и завихрённость поля ветра.

В общем случае уравнения релаксации используются в спектральном пространстве. Для каждого модельного уровня и переменной время релаксации должно устанавливаться индивидуально. Также имеется возможность исключать отдельные спектральные коэффициенты из «nudging» процедуры, что часто бывает оправданно. Коэффициенты релаксации выбирались согласно (Kaas E. et al., 2000) для дивергенции $\tau=48$ часов, для завихрённости $\tau=6$ часов, для температуры и логарифма приземного давления $\tau=24$ часа.

Одним из важных этапов процедуры «nudging» является подготовка исходных внешних (входных) данных, которая состоит из следующих этапов.

1. Вертикальная интерполяция исходных полей термодинамических параметров, так как обычно вертикальное разрешение ассимилируемых данных выше, чем вертикальное разрешение данных модельных расчётов.

2. Горизонтальная интерполяция исходных полей, обусловленная той же разницей в горизонтальном разрешении ассимилируемых и модельных данных.

3. Преобразование исходных полей в спектральную форму представления, которая используется в модели.

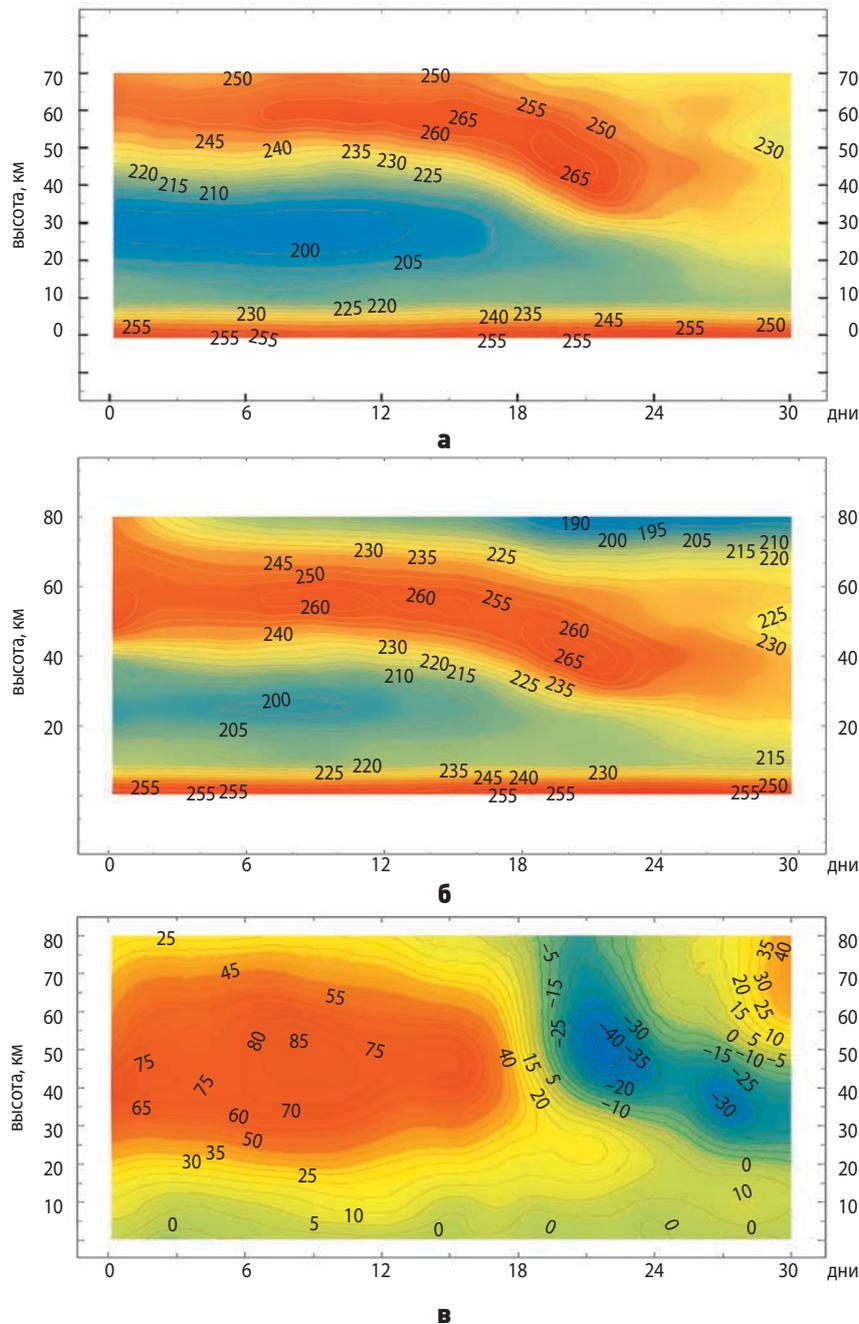
Процедура «nudging» не ориентирована на какой-либо определённый источник ассимилируемых данных, однако от выбора этих данных зависит конечный результат моделирования. В целях апробации метода для ассимиляции термодинамических параметров в модели SOCOL используются данные реанализов ERA-Interim, MERRA, JRA-55. Эти данные являются результатом усвоения глобальных данных наблюдений (наземных, спутниковых и т.д.) ассимиляционной моделью 3D-Var. Расчёты с процедурой «nudging» на модели SOCOL были успешно применены при исследовании влияния на химический состав верхней атмосферы главного ВСП, произошедшего в январе 2009 года (Funke B., Ball W., Bender S., Gardini A., Lynn Harvey V. et al., 2017).

2. Моделирование быстроменяющегося состояния атмосферы

Процедура «nudging» была проведена для зимнего периода 2008/2009 годов, циркуляционный режим которого характеризуется необычно сильным стратосферным потеплением, произошедшим в январе 2009 года, приведшим к перестройке структуры стратосферного полярного вихря в верхней стратосфере и нисходящему движению в течение нескольких недель после ВСП.

В начальный период зональный ветер усиливается до 80 м/с в верхней стратосфере, приводя к перераспределению волнового воздействия, нарушению близкой к сферической формы полярного вихря и смещению его центра от полюса. Температура полярной стратосферы резко нарастает в диапазоне высот 20–65 км, но самое значительное потепление (до 60 К) происходит на высотах порядка 45 км, приводя к опусканию стратопазы. С 20 по 25 января ВСП достигает кульминации и направление зонального ветра меняется с западного на восточное, достигая 30 м/с в районе стратопазы. Наибольший нагрев происходит в слое 40–50 км, тогда как выше 60 км появляется небольшое похолодание. В фазе восстановления центр стратосферного полярного вихря медленно возвращается к полюсу и скорость ветра возрастает в слое выше 50 км. Восстановление нормального режима циркуляции произошло в марте 2009 года (Harada Y., Goto A., Hasegawa H., Fujikawa N. et al., 2010).

На рисунке 1 приведено высотное распределение температуры в области 60–90° с.ш. и зонального ветра на 60° с.ш. по данным ERA-Interim и расчётным данным модели SOCOL после применения процедуры «nudging»; видно хорошее совпадение результатов.



а – по данным ERA-Interim; **б** – по данным SOCOL («nudging»);

в – среднезонального ветра [м/с] на 60° с.ш. по данным SOCOL («nudging»). По оси ординат – дни с 1 января 2009 года.

рисунок 1. Высотно-временная диаграмма изменения температуры [K] в области $60\text{--}90^{\circ}$ с.ш.

3. Возможность уточнения параметров атмосферы в целях сокращения зоны максимального отклонение от точки посадки

В предыдущем разделе было показано, что процедура «nudging» позволяет улучшить воспроизведение термодинамических параметров, однако такой подход, прежде всего, интересен для исследователей атмосферных процессов. Для использования в повседневной работе метеослужбы наземного комплекса управления полётами требуется исследование прогностических возможностей метода. Как

упоминалось во введении, последние прогностические расчёты номинальных траекторий производятся за сутки до начала торможения СА. Поскольку международные бесплатные базы данных, такие как ERA-Interim, MERRA, JRA-55, обычно отстают от реального времени, то были проведены остановки процедуры «nudging» за разные интервалы времени (от 1 до 12 суток) до начала ВСП. Далее модель SOCOL продолжала прогностические расчёты без привязки к наблюдаемым параметрам атмосферы. В результате было получено, что модель можно использовать для прогноза на срок до 8 суток.

АТМОСФЕРНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА

На рисунках 2-3 представлены ход температуры на уровне 10 гПа и зональной составляющей ветра над Оренбургом на высоте около 40 км для двух моментов остановки процедуры усвоения данных – 10 суток и 1 суток (кривые «ост 03.01» и «ост 12.01»). Видно, что ВСП сопровождалось быстрыми изменениями температуры. Отметим, что температура из таблиц глобальной справочной модели атмосферы (*Глобальная справочная модель атмосферы...*, 2017) всегда на 15–25 К выше наблюдавшейся в этот период времени.

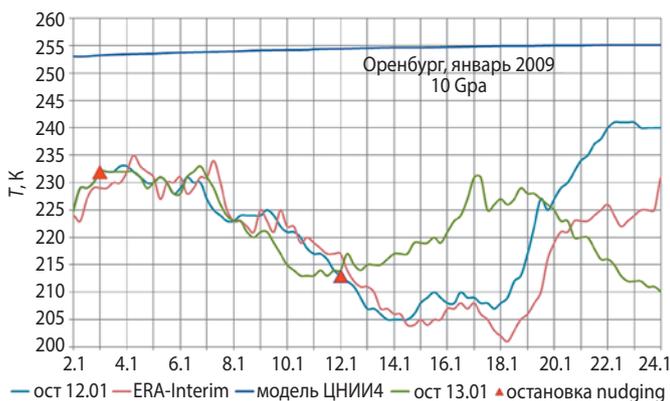


рисунок 2. Температура в январе 2009 года на уровне 10 гПа (~30 км) в районе Оренбурга по данным модельных расчётов, реанализа ERA-Interim и таблиц стандартной атмосферы

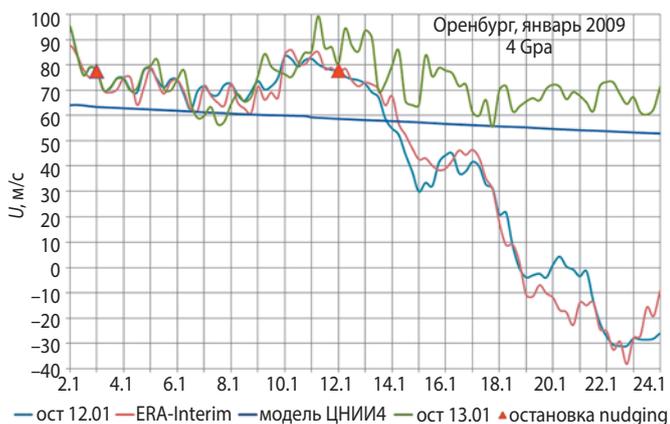


рисунок 3. Зональная составляющая скорости ветра в январе 2009 года на уровне 4 гПа (~40 км) в районе Оренбурга по данным модельных расчётов, реанализа ERA-Interim и таблиц стандартной атмосферы

На рисунке 4 представлен высотный разрез отличия плотности воздуха от табличных данных по стандартной атмосфере над Оренбургом для 14 января 2009 года при остановке процедуры «nudging» за 1 сутки до начала резких изменений параметров атмосферы.

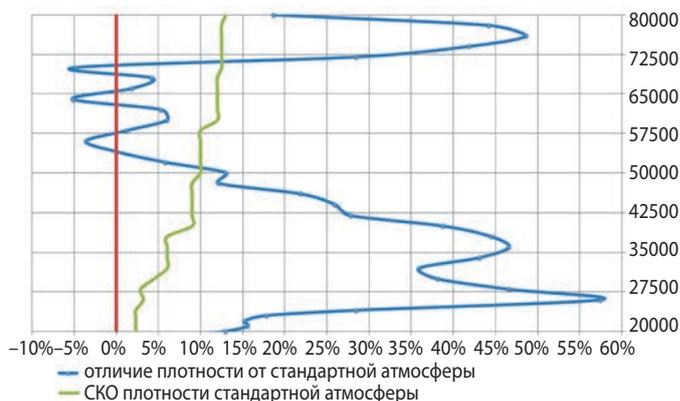


рисунок 4. Превышение плотности (положительные значения) расчётов модели SOCOL в процентах над данными стандартной атмосферы. Плотность рассчитана по данным модели SOCOL с остановкой процедуры «nudging» за 1 сутки до начала изменений параметров атмосферы. Зелёная линия – СКО (среднеквадратичное отклонение) из таблицы стандартной атмосферы

Представленные рисунки демонстрируют хорошие прогностические способности модели SOCOL. При расчётах был использован компьютер средней мощности, время расчёта 1 месяца составило около 15 минут.

При движении СА, по крайней мере, до высоты 40 км происходит спуск по программе, рассчитанной для номинальных траекторий, полученных с параметрами стандартной атмосферы. Если процесс приземления совпал с периодом ВСП, то вариации плотности и скорости ветра из стандартной атмосферы, используемые для уточнения траекторий, после выбора конечной точки спуска в области достижимости не отражают реальной ошибки в термодинамических параметрах. В работе (Аношин Ю.М., Бобылев А.В., Ярошевский В.А., 2012) показано, что ошибки в заложенной плотности могут привести к непопаданию в точку спуска на 7–14 км даже без учёта ветрового возмущения. А накладывание горизонтального градиентного ветра из таблицы стандартной атмосферы при западном ветре и направлении траектории полёта СА на восток приводит к уменьшению максимального недолёта на 3 км. В случае восточного ветра можно ожидать, что область рассеивания точек спуска сместилась бы в восточном направлении и максимальные ошибки достигли бы 13–20 км. Оставшегося расстояния до поверхности Земли уже не хватит для уменьшения ошибки в зоне приземления даже при наличии информации о реальном ветре, так как эффективность управления снижается (Евдокимов С.Н., Климанов С.И., Корчагин А.Н., Микрин Е.А. и др., 2014). Это особенно неприемлемо для пилотируемого транспортного корабля нового поколения (Антонова Н.П., Брюханов Н.А., Четкин С.В., 2014), для которого допустимое максимальное отклонение от точки посадки сокращено с 18 км до 5 км.

закключение

Развитие вычислительной техники, растущий список параметров атмосферы, определяемых методами спутникового зондирования, а также развитие методов численного моделирования позволяют по-новому взглянуть на метеорологическое обеспечение процесса посадки космического спускаемого аппарата. Если второй расчёт номинальных траекторий спуска сместить на два-три дня ближе к планируемой дате, то уже на этом этапе можно провести предварительную коррекцию траектории за счёт модельного прогноза параметров атмосферы. При последней коррекции за 1 сутки до начала спуска использование данных моделирования позволит избежать больших ошибок в закладываемых в расчёты траекторий скорости ветра, температуры и плотности атмосферы.

В настоящее время в модели входа космических аппаратов в плотные слои атмосферы используют данные о климатических значениях параметров атмосферы. Однако наблюдаемое и ожидаемое в ближайшие десятилетия изменение климата (потепление в тропосфере сопровождается снижением температуры стратосферы и изменением меридиональной циркуляции) не должно остаться без внимания. Учёт различных сценариев антропогенного воздействия на природную среду и проведение модельных экспериментов на 10–25 лет для условий будущего климата позволит получить оценки предельных значений атмосферных параметров, важные при проектировании новых летательных аппаратов.

список литературы

Аношин Ю.М., Бобылев А.В., Ярошевский В.А. Управление траекторией космического аппарата с малым аэродинамическим качеством при спуске в атмосфере // Ученые записки ЦАГИ. 2012. № 5. С. 79-92.

Антонова Н.П., Брюханов Н.А., Четкин С.В. Средства посадки пилотируемого транспортного корабля нового поколения // Космическая техника и технологии. 2014. № 4 (7). С. 21-30.

Вязанкин А.С., Юшков В.А., Варгин П.Н., Лукьянов А.Н. и др. Региональный информационно-аналитический центр «Средняя атмосфера» – комплексный подход в решении задач геофизического мониторинга // Метеорология и гидрология. 2019. № 1. С. 93-101.

Глобальная справочная модель атмосферы на высотах от 0 до 100 километров для баллистического обеспечения ракетно-космической практики // МО РФ; РВСН; ГК «Роскосмос», 2017. 96 с.

Евдокимов С.Н., Климанов С.И., Корчагин А.Н., Микрин Е.А. и др. Концепция терминального алгоритма управления спуском при входе аппарата в атмосферу земли с околопараболической скоростью // Известия Российской академии наук. Теория и системы управления. 2014. № 2. С. 122-129.

Космические аппараты // Под ред. проф. К.П. Феоктистова. М.: Военное издательство, 1983. 319 с.

Лазарев Ю.Н. Управление траекториями аэрокосмических аппаратов. Самара: Самар. науч. центр РАН, 2007. 274 с.

Мостовой Д.Ю., Сухарулидзе Ю.Г. Способ оперативного контроля движения аэрокосмического аппарата при спуске в атмосфере // Космические исследования. 1991. Вып. 2. С. 238-246.

Сухарулидзе Ю.Г., Мостовой Д.Ю., Жуков Б.И. Методы оперативного контроля траектории спуска многогоразового аэрокосмического аппарата // Космические исследования. 1994. Вып. 4. С. 101-112.

Eguchi N., Kodera K. Impacts of Stratospheric Sudden Warming Event on Tropical Clouds and Moisture Fields in the TTL: A Case Study // SOLA. 2010. Vol. 6. P. 137-140.

Funke B., Ball W., Bender S., Gardini A., Lynn Harvey V. et al. HEPPA-II model-measurement intercomparison project: EPP indirect effects during the dynamically perturbed NH winter 2008–2009 // Atmos. Chem. Phys. 2017. Vol. 17. P. 3573-3604.

Harada Y., Goto A., Hasegawa H., Fujikawa N. et al. A major stratospheric sudden warming event in January 2009 // J. Atmos. Sci. 2010. № 67. P. 2052-2069. DOI: 10.1175/2009JAS3320.1.

Kaas E. et al. Project on tendency evaluations using new techniques to improve atmospheric long-term simulations. EU Commission POTENTIALS Fin. Rep. 2000. 93 p.

Kodera K., Mukougawa H., Maury P., Ueda M., Claud C. Absorbing and reflecting sudden stratospheric warming events and their relationship with tropospheric circulation // J. Geophys. Res. Atmos. 2016. Vol. 121. P. 80-94. DOI:10.1002/2015JD023359.

Pedatella N., Chau J., Schmidt H., Goncharenko L. et al. How sudden stratospheric warming affects the whole atmosphere // Eos. 2018. Vol. 99. URL: <https://doi.org/10.1029/2018EO092441> (дата обращения: 20.05.2019).

Rozanov E.V., Zubov V.A., Schlesinger M.E., Yang F. et al. The UIUC three-dimensional stratospheric chemical transport model: Description and evaluation of the simulated source gases and ozone // J. Geo-phys. Res. 1999. № 104. P. 11755-11781.

Savenkova E., Kanukhina A., Pogoreltsev A., Merzlyakov E. Variability of the springtime transition date and planetary waves in the stratosphere // J. of Atm. Sol.-Terr. Phys. 2012. Vol. 90-91. P. 1-8.

Schraner M., Rozanov E., Schnadt Poberaj C., Kenzelmann P. et al. Technical Note: Chemistry-climate model SOCOL: version 2.0 with improved transport and chemistry/microphysics schemes // Atmos. Chem. Phys. 2008. № 8. P. 5957-5974. DOI: 10.5194/acp-8-5957-2008.

Stenke A., Schraner M., Rozanov E., Egorova T. et al. The SOCOL version 3.0 chemistry-climate model: description, evaluation, and implications from an advanced transport algorithm // Geosci. Model Dev. 2013. № 6. P. 1407-1427.

Статья поступила в редакцию 04.07.2019 г.

Статья после доработки 15.07.2019 г.

Статья принята к публикации 16.07.2019 г.

ТРЕБОВАНИЯ К МАТЕРИАЛАМ ДЛЯ ПУБЛИКАЦИИ В ЖУРНАЛЕ

1. К публикации в журнале «Вестник «НПО им. С.А. Лавочкина» принимаются статьи по космической технике и технологиям, отвечающие критериям ВАК РФ по научной новизне и апробации представленных результатов натурными экспериментами (испытаниями), летной эксплуатацией или патентами на изобретения (полезные модели). Тема и основное содержание статей предварительно согласовываются с редколлегией журнала.

2. Статьи из других организаций направляются в адрес АО «НПО Лавочкина» с сопроводительным письмом на имя генерального директора. К статье необходимо приложить оформленный акт экспертизы, заключение комиссии по экспортному контролю и рецензию.

3. Между авторами статей и редакцией журнала заключается лицензионный договор о передаче неисключительных прав.

4. Статья должна быть подписана всеми авторами. Объём статьи не должен превышать 15 страниц текста и 8 рисунков. Все страницы должны быть пронумерованы.

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

– индекс УДК (слева);

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

– основной текст;

– список литературы.

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

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

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

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

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

11. Рисунки и графики оформляются в **цветном** изображении, должны быть чёткими и не требовать перерисовки.

Шрифт текста в иллюстративном материале **Arial Reg**, со **строчных букв** (кроме названий и имён).

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

13. К статье следует приложить диск с файлами:

– сформированной статьи;

– рисунков, графиков (выполняются в форматах **jpeg** или **tiff** с разрешением не менее 300 dpi и размером не более формата A4);

– фотографий авторов (размер фотографий не менее 10×15);

– сведений об авторах.

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

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

издатель

ОРДЕНА ЛЕНИНА, ДВАЖДЫ ОРДЕНОВ ТРУДОВОГО КРАСНОГО ЗНАМЕНИ

АО «НПО ЛАВОЧКИНА»

редактор В.В. Ефанов

технический редактор А.В. Савченко

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

вёрстка А.Ю. Титова

художественное оформление журнала, обложек, оригинал-макета –

«СТУДИЯ Вячеслава М. ДАВЫДОВА»

подписано в печать 27.09.2019. формат 60×84/8.

бумага офсетная. печать офсетная. объём 9,5 печ. л. тираж 300 экз. цена свободная

отпечатано с готового оригинал-макета в книжной типографии «Буки Веди»,
115093, г. Москва, Партийный переулок, д. 1, корп. 58, стр. 2.



В АО «НПО ЛАВОЧКИНА»
80 - ЛЕТИЮ
 прошло
 РАСШИРЕННОЕ
 ЗАСЕДАНИЕ НТС,
 посвящённое
 со дня образования ОКБ
 от легендарного истребителя
 до автоматических КА
 для исследования планет
 СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ
 и КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА –
 этапы пути ОКБ НПО имени
 Семёна Алексеевича ЛАВОЧКИНА



Все отечественные космические автоматические астрофизические обсерватории создаются в НПО имени С.А. Лавочкина. Первая в стране – АСТРОН с ультрафиолетовым и рентгеновским телескопами, запущена в 1983 году. Затем в 1989 году – ГРАНАТ с рентгеновским и гамма телескопами. В 2011 году – СПЕКТР-Р – РАДИОАСТРОН с радиотелескопом, создавший огромный наземно-космический интерферометр (с базой около 360000 км), который в мире не будет превзойдён и в обозримом будущем. 13 июля 2019 года запущена обсерватория СПЕКТР-РГ с двумя рентгеновскими телескопами. На перспективу создаются СПЕКТР-УФ, СПЕКТР-МИЛЛИМЕТРОН и АРКА.



Её авторами являются учёные акционерного общества «Научно-производственное объединение имени С.А. Лавочкина». Представленный материал базируется на обобщении теоретического и практического их опыта при создании и эксплуатации автоматических космических аппаратов научного и прикладного назначения. В ней изложены различные аспекты задач динамики и виброзащиты КА и алгоритмов их решения с применением современных расчётных методов, анализ существующих и перспективных систем виброзащиты. Рассмотрены методики экспериментальной отработки указанных устройств. Приведённые в книге сведения могут быть использованы при проектировании современной космической техники. Монография хорошо иллюстрирована. Она будет интересна широкому кругу создателей космических аппаратов при решении проблем минимизации динамических возмущений на прецизионные объекты, преподавателям по аэрокосмическим специальностям, аспирантам и студентам, а также научной общественности.