

МЫ СМОТРИМ В БУДУЩЕЕ С ОПТИМИЗМОМ,
ПОМНЯ О ПРОШЛОМ.

МЕЖПЛАНЕТНАЯ СТАНЦИЯ «ФОБОС-2»
ЗАПУЩЕНА В 1988 ГОДУ.

**ИССЛЕДОВАНИЕ
МАРСА И ЕГО
СПУТНИКОВ
ПЕРСПЕКТИВНЫМИ
МЕЖПЛАНЕТНЫМИ
СТАНЦИЯМИ
НИПО ИМЕНИ
С.А. ЛАВОЧКИНА**

ЧИТАЙТЕ НА С. 3-9

ОСНОВНЫЕ НАУЧНЫЕ ЗАДАЧИ МАРСИАНСКОЙ МЕЖПЛАНЕТНОЙ СТАНЦИИ

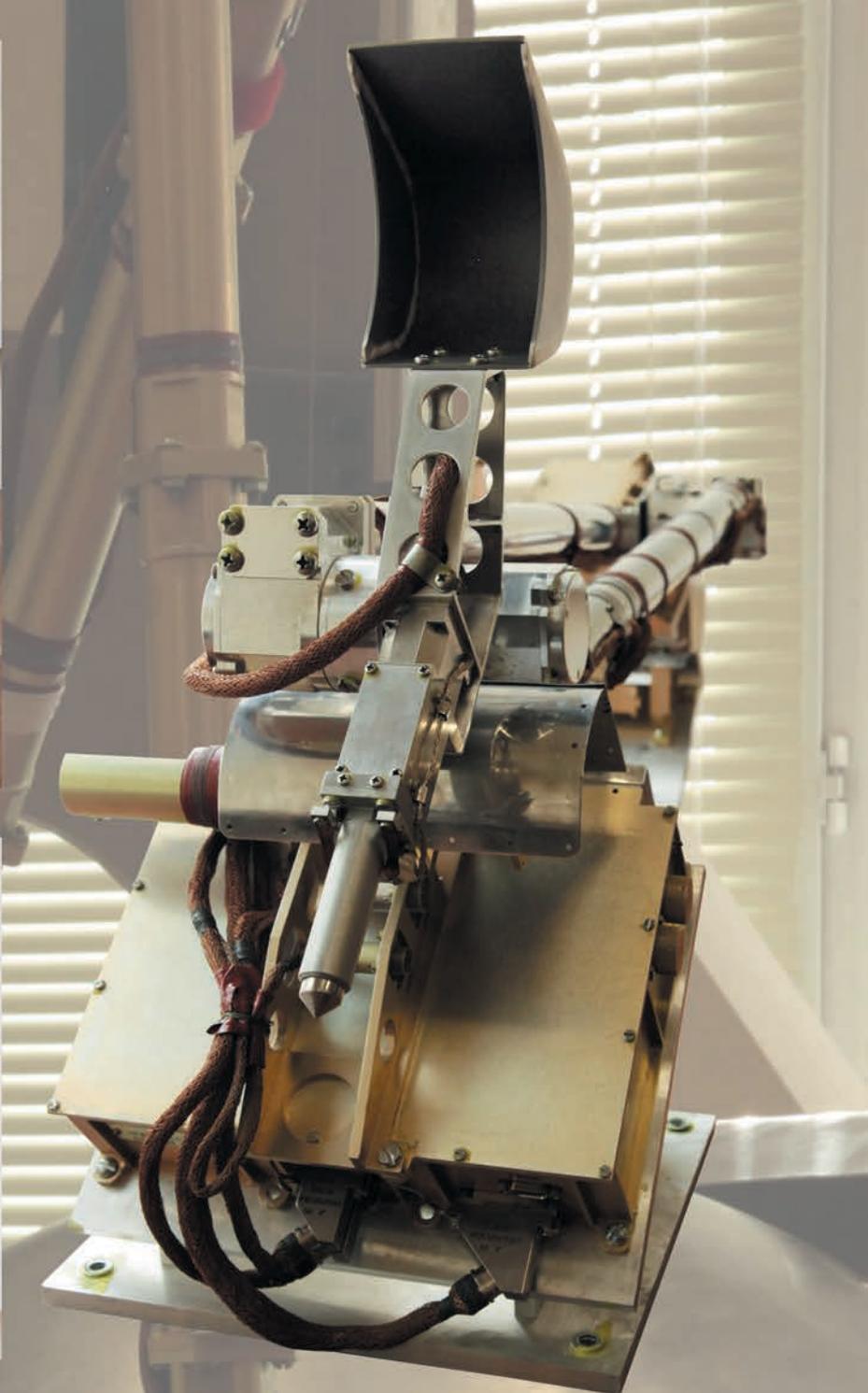
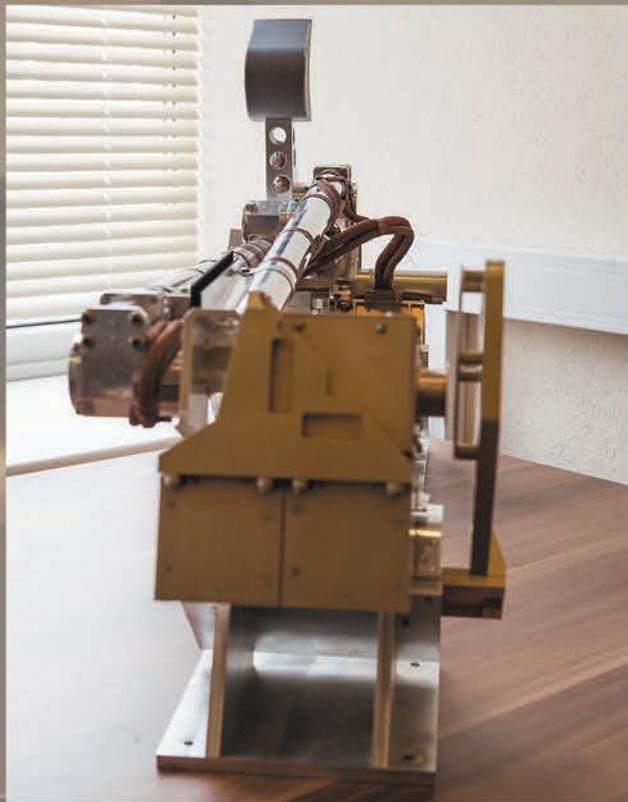
БЛИЖАЙШАЯ ПЕРСПЕКТИВА:

- ПОИСК СЛЕДОВ ПРОШЛОЙ И СУЩЕСТВУЮЩЕЙ ЖИЗНИ В ПОДПОВЕРХНОСТНОМ СЛОЕ;
- ИССЛЕДОВАНИЕ СОСТАВА АТМОСФЕРЫ, ПРОБЛЕМА МЕТАНА, ПОИСК ВУЛКАНИЧЕСКИХ ГАЗОВ;
- ИЗУЧЕНИЕ ВНУТРЕННЕГО СТРОЕНИЯ И КЛИМАТА МАРСА;
- ПОДГОТОВКА К ОСВОЕНИЮ МАРСА.

ОСНОВНАЯ ЦЕЛЬ ПРОЕКТА МЕЖПЛАНЕТНОЙ СТАНЦИИ

СРЕДНЕСРОЧНАЯ ПЕРСПЕКТИВА:

- ДОСТАВКА НА ЗЕМЛЮ ОБРАЗЦОВ РЕГОЛИТА ФОБОСА (СОЗДАНИЕ И ЗАПУСК В СРЕДНЕСРОЧНОЙ ПЕРСПЕКТИВЕ);
- КОНТАКТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ФОБОСА;
- ИЗУЧЕНИЕ МЕЖПЛАНЕТНОГО КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА И ДИСТАНЦИОННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ МАРСА.



МАНИПУЛЯТОР
ДЛЯ ВЗЯТИЯ ОБРАЗЦОВ
ГРУНТА ФОБОСА
И ЗАГРУЗКИ ИХ
В ВОЗВРАЩАЕМЫЙ АППАРАТ



с о д е р ж а н и е

Ефанов В.В., Ширшаков А.Е.
Исследование Марса и его спутников перспективными межпланетными станциями НПО имени С.А. Лавочкина (к 30-летию запуска КА «ФОБОС-2»)3

Финченко В.С., Иванков А.А., Шматов С.И.
Проект КА, оснащённого системой удаления космического мусора (аэротермодинамика, габаритно-массовые характеристики и траектории спуска КА с околоземных орбит)10

Евграфов А.Е., Поль В.Г., Шостак С.В.
К вопросу определения высот рельефа по технологии РСА в моностатическом некогерентном режиме19

Назаров А.Е.
Управление относительным движением космических аппаратов при организации тандемной схемы полёта27

Казмерчук П.В.
Верификация метода линеаризации для задач оптимизации траекторий КА с малой тягой36

Захаров А.И., Крусанова Н.Л., Москатиньев И.В., Прохоров М.Е., Стекольщиков О.Ю., Сысоев В.К., Тучин М.С., Юдин А.Д.
К вопросу повышения точности звёздных датчиков ориентации до субсекундного уровня42

Шевченко С.Н.
Метод обоснования объёмов экспериментальной отработки и количества запусков по программе выведения полезной нагрузки в космическое пространство при переоборудовании межконтинентальных баллистических ракет в ракеты космического назначения51

Петров А.С., Прилуцкий А.А., Волченков А.С.
Анализ зависимости параметров космического радиолокатора с синтезированной апертурой от режима его работы55

Атамасов В.Д., Данилюк А.Ю., Дементьев И.И., Погорелов В.И., Устинов А.Н., Шевкунов И.А.
Воздействие радиации на частотную характеристику системы отодвижения ядерной энергетической установки космического аппарата64

Багров А.В., Леонов В.А.
Безракетный старт с Марса67

Ахрамович С.А., Баринов А.В., Малышев В.В., Старков А.В.
Синтез системы стабилизации четырёхроторного конвертоплана по каналам тангажа и крена в вертикальном режиме72

Поляков А.А.
Опыт АО «НПО Лавочкина» в организации процесса разработки изделий для космической отрасли в PLM-системе79

Евграфов А.Е., Поль В.Г., Шостак С.В.
Однозначный надёжный отсчёт в многошкальных измерительных системах84

Атамасов В.Д., Данилюк А.Ю., Дементьев И.И., Погорелов В.И., Устинов А.Н., Шевкунов И.А.
Моделирование процесса воздействия высокоскоростных потоков мелкодисперсных частиц на поверхности радиационного теплообменника модуля бортовой аппаратуры космического аппарата и холодильника-излучателя бортовой ядерной энергетической установки95

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 ИМ. 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.laspacespace.ru>
- подписной индекс 37156 в каталоге «Газеты и журналы» (Роспечать)
© АО «НПО ЛАВОЧКИНА» © авторы статей

ежеквартальный научно-технический журнал издается 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.

С.А. Лемешевский

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.э.н.

Х.Ж. Карчаев

к.т.н.

А.А. Мошисев

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.э.н.

С.А. Лемешевский

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



18001



9 772075 694002

chief editor –

c.sc. (ec.) **S.A. Lemeshevskii**

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. (ec.) **K.Z. Karchayev**

c.sc. (eng.) **A.A. Moisheev**

d.eng. **A.E. Nazarov**

d.eng., professor **A.V. Savchenko**

c.sc. (eng.) **S.N. Shevchenko**

c.sc. (eng.) **A.E. Shirshakov**

editorial council

chairman –

c.sc. (ec.) **S.A. Lemeshevskii**

corresponding

member RAN **O.M. Alifanov**

doctor of physical and mathematical
 sciences, professor **V.V. Asmus**

d.eng., professor **B.I. Glazov**

academician RAN **L.M. Zelenyi**

corresponding

member ANRT **H.I. Ibadinov**

c.sc. (eng.) **E.N. Kuzin**

d.eng., professor **A.A. Lyubomudrov**

academician RAN **M.Y. Marov**

d.eng., professor **Y.A. Matveev**

academician NASB **O.G. Penyazkov**

academician RAN **G.A. Popov**

d.eng. **V.S. Finchenko**

d.eng., professor **V.V. Khartov**

d.eng., professor **E.N. Khokhlachev**

corresponding

member RAN **B.M. Shustov**

academician NASU **Ya.S. Yatskiv**

the journal is a reviewed publication

founder «LAVOCHKIN ASSOCIATION»

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

table of contents

Efanov V.V., Shirshakov A.E.

Studies of Mars and its satellites by perspective interplanetary stations
 by Lavochkin Association (to the thirtieth anniversary of «PHOBOS-2» SC launch) 3

Finchenko V.S., Ivankov A.A., Shmatov S.I.

Project of spacecraft equipped with a debris removal system
 (aerothermodynamics, bulk-mass characteristics and trajectories
 of spacecraft descent from near-earth orbits) 10

Evgrafov A.E., Pol V.G., Shostak S.V.

On determining the surface topography according to the technology of
 RSA in monostatic non-coherent mode 19

Nazarov A.E.

Control of apparent SC motion at tandem mission profile 27

Kazmerchuk P.V.

Verification of method of linearization for optimization problems of
 low thrust spacecraft trajectories 36

Zacharov A.I., Krusanova N.L., Moskatniev I.V., Prohorov M.E., Stekol'shchikov O.Y., Sysoev V.K., Tuchin M.S., Yudin A.D.

To a question of increasing to sub-second stellar sensors
 orientation accuracy 42

Shevchenko S.N.

Method of justification of experimental verification scope and
 number of launches within the program of payloads injection
 in space at retrofit of the strategic intercontinental ballistic missiles
 into integrated launch vehicles 51

Petrov A.S., Prilutskiy A.A., Volchenkov A.S.

Analysis of dependence of the space-borne synthetic aperture
 radar parameters on its operational modes 55

Atamasov V.D., Daniluk A.U., Dementyev I.I., Pogorelov V.I., Ustinov A.N., Shevkunov I.A.

The effect of radiation on the frequency response of the system
 for the removal of the nuclear power plant of the spacecraft 64

Bagrov A.V., Leonov V.A.

Non-rocket launch from Mars 67

Akhramovich S.A., Barinov A.V., Malyshev V.V., Starkov A.V.

Attitude control system design by quad tiltrotor at pitch and roll
 in vertical configuration 72

Polykov A.A.

The experience of Lavochkin Association in the organization of
 the product development process for the space industry in the PLM-system 79

Evgrafov A.E., Pol V.G., Shostak S.V.

Unambiguous reliable reference in the multi-range measuring systems 84

Atamasov V.D., Daniluk A.U., Dementyev I.I., Pogorelov V.I., Ustinov A.N., Shevkunov I.A.

Modeling of the process of high-speed flows of fine particles on the surface
 of the radiation heat exchanger of the onboard equipment module of the spacecraft
 and the cooler-radiator of the onboard nuclear power plant 95

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 IM. 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>

ИССЛЕДОВАНИЕ МАРСА И ЕГО СПУТНИКОВ ПЕРСПЕКТИВНЫМИ МЕЖПЛАНЕТНЫМИ СТАНЦИЯМИ НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА (К 30-ЛЕТИЮ ЗАПУСКА КА «ФОБОС-2»)



В.В. Ефанов¹,
профессор,
доктор технических наук,
vladimir_efanov@laspace.ru;
V.V. Efanov

В статье приводятся описание результатов межпланетной экспедиции КА «ФОБОС-2», запущенного в 1988 году, а также возможные перспективные сценарии изучения околомарсианского пространства, включая доставку на Землю образцов реголита с естественных спутников Марса. Представлены предварительный проектный облик межпланетной станции для решения поставленной задачи и её возможный научный комплекс.

Ключевые слова:

Марс; Фобос;

реликтовое вещество;

межпланетная станция;

приборы для научных исследований.

Идея посещения Марса не одно столетие вызывает огромный интерес у человечества, особенно после открытия на этой планете каналов, возможно искусственного происхождения. Достаточно вспомнить роман Алексея Толстого «Аэлита», написанный в 1937 году.

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

STUDIES OF MARS AND ITS SATELLITES BY PERSPECTIVE INTERPLANETARY STATIONS BY LAVOCHKIN ASSOCIATION (TO THE THIRTIETH ANNIVERSARY OF «PHOBOS-2» SC LAUNCH)



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

The article presents a description of the results of the «PHOBOS-2» interplanetary mission launched in 1988. The possible perspective scenarios of studies of near-Mars space, including delivery of the regolith samples to the Earth from Mars natural satellites. A tentative design of the interplanetary station in view of solution of the target task as well as its possible scientific payload are presented.

Key words:

Mars; Phobos;

relict substance;

interplanetary station;

Instruments for scientific studies.

С начала космической эры в числе приоритетов научных космических программ СССР и США были исследования Луны и Марса дистанционными и контактными методами. Достигнуты значительные успехи. На Луне побывало несколько пилотируемых экспедиций, в течение продолжительного времени ра-

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.



рисунок 1. Межпланетная станция «ФОБОС-2»

ботали мобильные лаборатории «ЛУНОХОД-1, -2», управляемые с Земли; «МАРС-3» впервые совершил мягкую посадку (*Автоматические...*, 2010); поверхность Марса бороздят роверы. На Луне и Марсе обнаружен водяной лёд. В ближайшей перспективе готовится к запуску на планету новая межпланетная станция, для поиска следов биологической жизни, и на Луну также отправится автоматический космический аппарат (*Ефанов В.В., Долгополов В.П., 2016; Хартов В.В. и др., 2010; Khartov V.V. et al., 2011*).

Но, несмотря на значительные успехи в фундаментальных космических исследованиях, проводимых межпланетными станциями и орбитальными астрофизическими обсерваториями, остаётся невыясненным вопрос о происхождении Солнечной системы и её эволюции; о происхождении жизни на Земле и, возможно, на других планетах (например, проект SETI (США)).

Мы знаем, что окружающий мир имеет несчётное количество экзопланет и среди них немало землеподобных.

В этих условиях значительный интерес для изучения представляет Фобос. Он является малым телом и одним из двух (вместе с Деймосом) спутников Марса. Малые размеры этих тел исключают внутренний

нагрев, какую-либо тектоническую активность, поэтому их вещество представляет собой исходный материал протопланетного облака. Исходя из этого, многие считают, что вещество Фобоса является первичным материалом Солнечной системы. Изучение внешнего слоя вещества (в частности, Фобоса) – реголита – может дать ценную информацию о ранних этапах образования тел Солнечной системы.

В 80-е годы прошлого столетия НПО имени С.А. Лавочкина совместно с ИКИ и ГЕОХИ имени В.И. Вернадского АН СССР создали межпланетную станцию серии «ФОБОС». Аппараты «ФОБОС-1, -2» были запущены в 1988 году. Эти аппараты обладали многофункциональными возможностями работы и в качестве искусственного спутника планеты, обладающей сильным гравитационным полем, и средством доставки десантных аппаратов на различные космические тела, в том числе и малые.

Указанные выше космические станции предназначены для комплексных исследований: спутника Марса Фобоса путём сближения с ним вплоть до состояния «бреющего» полёта над его поверхностью и сброса на него десантных аппаратов; планеты Марс с подлётной траектории и с орбиты ИСМ; межпланетного пространства (*Автоматические...*, 2010).

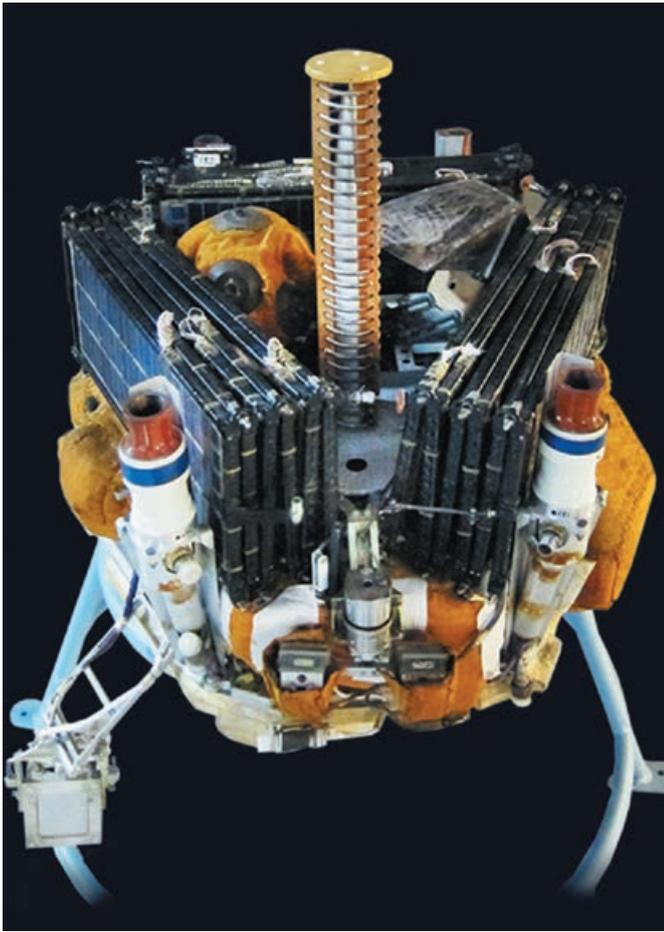


рисунок 2. Долгоживущая автономная станция «ФОБОС»

Общий вид этого космического аппарата представлен на рисунке 1.

Указанной станцией на поверхность Фобоса доставлялась долгоживущая автономная станция (ДАС), общий вид которой показан на рисунке 2.

Научная программа экспедиции:

На трассе перелёта:

- изучение Солнца в рентгеновском, ультрафиолетовом и видимом диапазонах излучения;
- определение состава солнечного ветра;
- изучение характеристик межпланетных ударных волн.

На орбите искусственного спутника Марса:

- уточнение параметров орбитального движения Фобоса и его физических свойств;
- зондирование поверхности и атмосферы Марса в видимом, ультрафиолетовом, инфракрасном и гамма-диапазонах;
- изучение структуры магнитосферы Марса, определение параметров магнитного поля;
- изучение межпланетного пространства.

При сближении с Фобосом:

- телевизионная съёмка поверхности Фобоса с высоким разрешением;

- определение химического, минералогического состава поверхности Фобоса, его физических свойств;
- изучение внутреннего строения Фобоса, его радиофизических характеристик;
- десантирование на поверхность планеты исследовательских зондов.

Выполнение научной программы признано частично успешным (*Автоматические...*, 2010).

Получена уникальная информация о структуре и динамике слоёв солнечной атмосферы (хромосфера, корона, переходной слой). Новые данные позволили понять динамику различных образований в атмосфере Солнца при температурах от десятков тысяч до миллионов градусов.

Завершён эксперимент «Небесная механика» по построению высокоточной теории движения Фобоса и уточнению его гравитационной постоянной. Получены уникальные снимки Фобоса с различных ракурсов и расстояний.

Проведена съёмка поверхности Марса радиоспектрометром, получены тепловые характеристики Фобоса, данные о плазменном окружении планеты, его взаимодействии с солнечным ветром и др.

Полученные данные явились хорошей основой для создания инженерной модели Фобоса, необходимой для последующих экспедиций (*Автоматические...*, 2010).

Однако, к сожалению, не была выполнена наиболее интересная часть программы – доставка на поверхность Фобоса десантных аппаратов для проведения контактных исследований. При сближении с естественным спутником Марса внезапно прервалась радиосвязь со станцией, которую в дальнейшем восстановить не удалось.

Помимо указанного, в процессе космического полёта были подтверждены новые проектно-конструкторские и технологические решения, которые успешно использовались при создании перспективных автоматических космических аппаратов (*Маров М.Я.*, 2011; *Polishchuk G.M. et al.*, 2011). В частности, инновационная автономная маршевая двигательная установка явилась прототипом при создании всемирно известного эффективно функционирующего межорбитального космического буксира. С 2000 года он вывел на отлётные и рабочие орбиты более 200 отечественных и зарубежных аппаратов.

В последующем в России была создана межпланетная станция «ФОБОС-ГРУНТ», и в 2011 году осуществлён её запуск. Но случилось так, что при выходе её на отлётную орбиту к Марсу космические тяжёлые заряженные частицы повредили бортовой комплекс управления и аппарат был потерян. Основная задача станции была весьма амбициозной – доставка на Землю в автоматическом режиме образцов вещества Фобоса (*Мартынов М.Б.*, 2011).

ИССЛЕДОВАНИЕ МАРСА И ЕГО СПУТНИКОВ ПЕРСПЕКТИВНЫМИ МЕЖПЛАНЕТНЫМИ СТАНЦИЯМИ НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА (К 30-ЛЕТИЮ ЗАПУСКА КА «ФОБОС-2»)

Актуальность решения указанной научной задачи не снижается не только в настоящее время, но и в перспективе. Пока ни одно крупное агентство не заявило о разработке аналогичного проекта.

Основные научные задачи такого проекта, по мнению учёных (*Зеленый Л.М. и др., 2010; Галимов Э.М., 2010*), должны быть нацелены на решение проблем, связанных с возникновением и эволюцией Солнечной системы. Это может быть обеспечено исследованиями физико-химических свойств реликтового вещества с Фобоса. Также многие фундаментальные вопросы о строении и образовании Земли, о процессах формирования её оболочек, о рождении и развитии жизни не могут быть решены только в рамках исследования земного вещества.

Другие не менее важные научные задачи включают в себя:

- исследования физико-химических характеристик Фобоса, это позволит подойти к пониманию происхождения марсианских спутников;
- определение детальных параметров орбитального и собственного вращения Фобоса, это важно для изучения внутреннего строения малого космического тела и эволюции его орбиты;
- исследование физических условий среды вблизи Марса – электрических и магнитных полей, характеристик взаимодействия солнечного ветра с плазменным окружением Марса и др. (*Зеленый Л.М., Захаров А.В., 2011*).

таблица 1 – Список научных приборов межпланетной станции

прибор	исследования
термодифференциальный анализатор ТДА хроматограф ХМС масс-спектрометр МАЛ	определение летучих компонентов реголита, выделяемых при пиролизе образцов вещества поверхности Фобоса
массбауэровский спектрометр МИМОС	определение минералогического состава соединений железа в грунте Фобоса
гамма-спектрометр ФОГС	исследование элементного состава пород Фобоса
нейтронный спектрометр ХЕНД	изучение состава грунта Фобоса и составление карты распределения породообразующих химических элементов
лазерный масс-спектрометр ЛАЗМА	определение элементного и изотопного состава реголита Фобоса до глубины 3 мм
масс-спектрометр вторичных ионов МАНАГА	определение элементного и изотопного состава вторичных ионов, генерируемых с поверхности Фобоса под воздействием солнечного ветра
термодетектор ТЕРМОФОБ	измерение температуры и теплофизических свойств грунта поверхности Фобоса
Фурье-спектрометр АОСТ	исследование минералогического состава поверхностного слоя Фобоса и Марса, а также изучение атмосферы Марса
микроскоп МикрОмега	получение изображений микроструктуры грунта Фобоса
длинноволновый планетный радар ДПР	радиолокационное исследование поверхности и подповерхностной структуры грунта Фобоса до глубины 100 м
сейсмометр СЕЙМО	исследование внутреннего строения Фобоса
гравиметр ГРАС	исследование гравитационного поля Фобоса

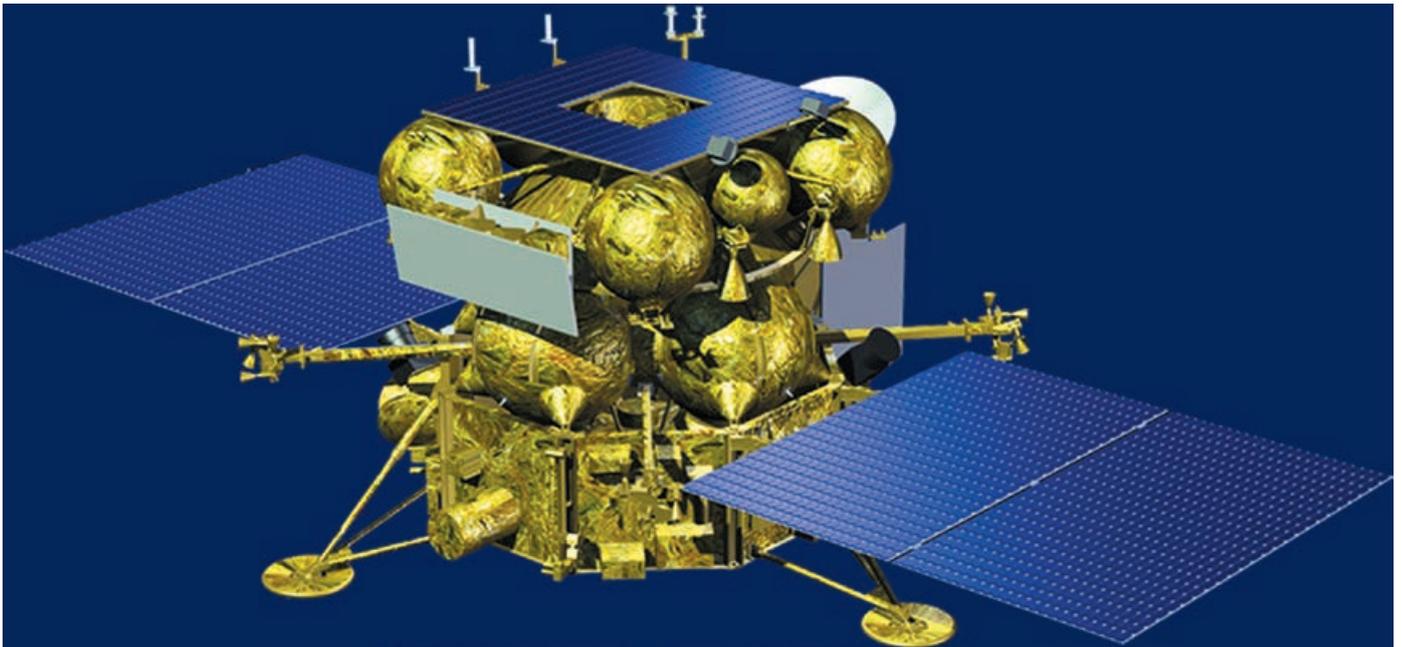


рисунок 3. Новая межпланетная станция для изучения Фобоса (проект)

таблица 2 – Список научных приборов десантного модуля

прибор	исследования
ТСПП	телевизионная система для видеосъёмки панорамы места посадки, динамики атмосферных процессов, стереосъёмки марсианского ландшафта, контроля за работой манипулятора
ММК	забор проб грунта с поверхности и размещение его в грунтоприёмники научных приборов. Размещение датчиков и блоков приборов на поверхности
МТК	метеокомплекс, измерения на спуске
СТЕМ	измерения теплоёмкости, температуропроводности, теплопроводности, электропроводности
РАТ-М	радиотермометрические бесконтактные микроволновые измерения. Оценка температуры поверхности на 3-х уровнях глубины, оптическая толщина атмосферы во время пылевой бури
ФАСТ	Фурье-спектрометр для исследования атмосферы и мониторинга климата Марса
ПК	пылевой комплекс для контактного изучения свойств пылевых частиц, переносимых ветром у поверхности Марса
СЭМ	сейсмометр для изучения микроколебаний поверхности Марса
МГАК	марсианский газоаналитический комплекс для исследования динамики микрокомпонентов атмосферы у поверхности
М-ДАС	лазерный спектрометр для исследования химического и изотопного состава атмосферы вблизи поверхности Марса и летучих компонент марсианского грунта
АДРОН-ЭМ	детекторы нейтронов и гамма-лучей с возможностью активного зондирования для определения содержания воды и элементного состава подповерхностного грунта, мониторинг радиационной обстановки
АБИМАС	масс-спектрометр с лазерной абляцией для анализа элементного состава грунта
МЭГРЭ	мониторинг электромагнитных эмиссий на поверхности

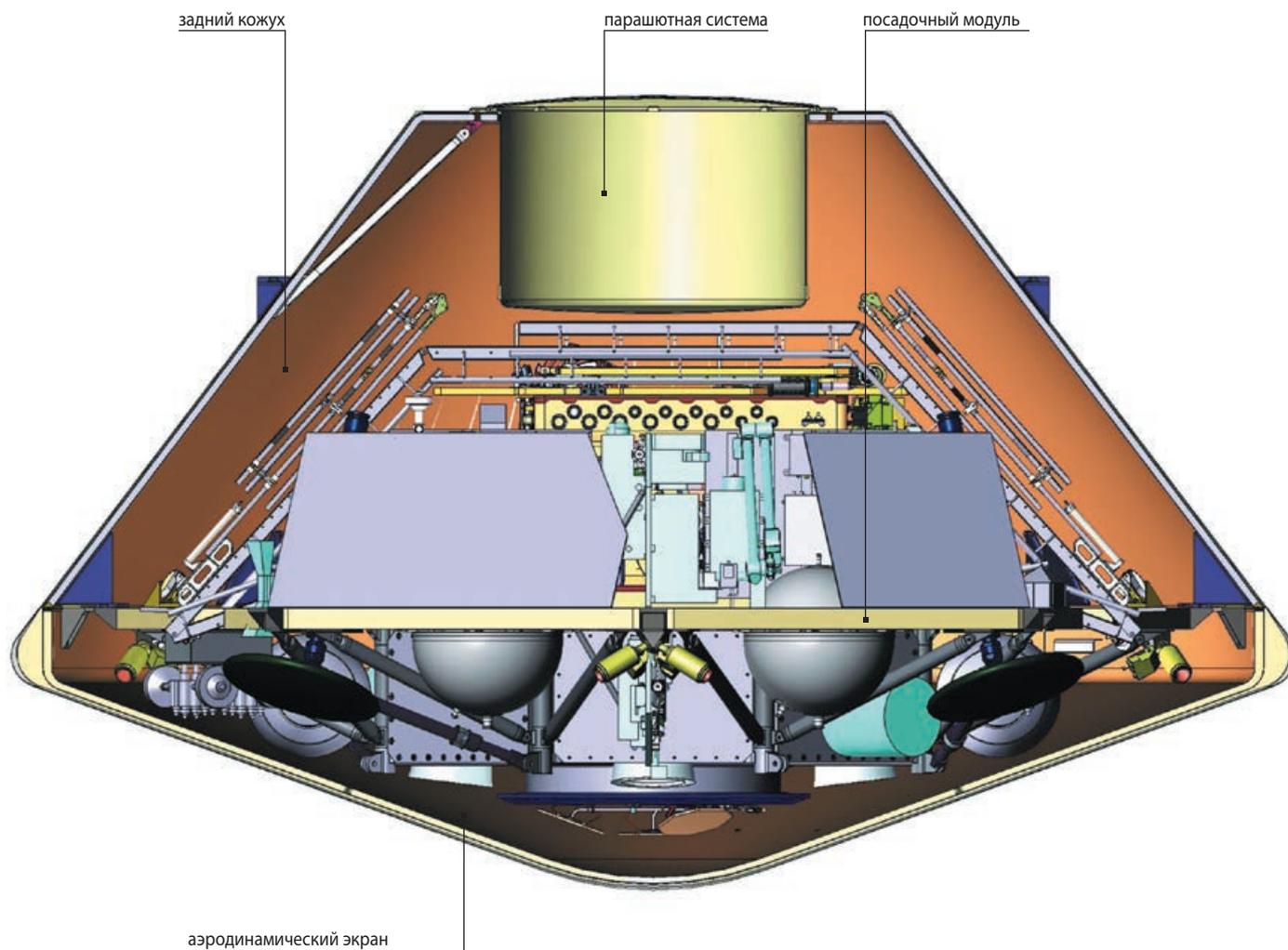


рисунок 4. Десантный модуль для исследования Марса

Учёные ГЕОХИ имени В.И. Вернадского отмечают необходимость высокоточного изучения вещества Фобоса в земных лабораториях, что позволит ответить на ряд фундаментальных вопросов о происхождении Солнечной системы, образовании её планет, появлении биологической жизни, обеспечить нас новыми фундаментальными знаниями (Галимов Э.М., Костицин Ю.А., 2011).

Для возможной, в среднесрочной перспективе, реализации такой космической экспедиции была проведена предпроектная проработка облика межпланетной станции с тем же названием.

На рисунке 3 представлен общий вид проектного облика такой станции.

Примерный сценарий предлагаемой космической экспедиции может выглядеть следующим образом. Межпланетная станция после запуска и перелёта Земля – Марс будет выведена на эллиптическую орбиту вокруг Марса, после нескольких коррекций его орбита окажется близкой к орбите Фобоса и космический аппарат будет поддерживать с Фобосом синхронное движение. Затем будет осуществлена посадка аппарата на

естественный спутник Марса. После посадки грунтозаборным комплексом будут взяты образцы реголита и помещены в капсулу на возвращаемом аппарате. Он осуществит старт с посадочного модуля и после перелёта Марс – Земля достигнет земной атмосферы, отделит капсулу с реголитом, которая приземлится на нашу планету. Межпланетная станция, оснащённая научным комплексом, останется на поверхности Фобоса и будет проводить исследования в естественных условиях в течение длительного времени.

Состав комплекса научной аппаратуры можно спрогнозировать, исходя из состава приборов, созданных в 2011 году ИКИ и ГЕОХИ РАН для станции «Фобос-Грунт» (Зелёный Л.М., Захаров А.В., 2011; Галимов Э.М., Костицин Ю.А., 2011). В дальнейшем эти приборы скорее всего будут технически и технологически усовершенствованы с учётом будущих достижений.

Примерный перечень приборов приведён в таблице 1.

На борту аппарата также целесообразно установить приборы для исследования околосмарсианского

пространства и, возможно, для экспериментов в процессе перелёта Земля – Марс.

В настоящее время ведутся работы по новому проекту для исследования Марса. В его состав входит десантный модуль, который доставит на поверхность планеты комплекс научной аппаратуры (*Хартов В.В. и др.*, 2014).

Общий вид указанного десантного модуля показан на рисунке 4.

Сейчас широко развёрнута наземная отработка этой межпланетной станции.

Возможность существования жизни на Марсе представляет собой одну из нерешённых научных задач нашего времени и имеет первоочередное значение в рамках указанного проекта. Из указанного вытекают основные научные задачи проекта (*Ваго Х. и др.*, 2014):

- поиск следов прошлой и настоящей жизни на Марсе;
- исследование вертикальных профилей водной/геохимической среды в подповерхностном слое;
- исследование газовых примесей в атмосфере Марса и их источников и др.

Состав комплекса научной аппаратуры приведён в таблице 2 (*Зеленый Л.М. и др.*, 2014).

Экспедиция на Фобос даст уникальную информацию о первичном материале Солнечной системы, происхождении и развитии спутниковых систем других планет, об изменении реголита малых тел под влиянием внешних условий.

Реализация экспедиции на Марс будет логическим продолжением предыдущих миссий; приборы, установленные на десантном модуле, определят, существовала ли жизнь на Красной планете; будут проведены исследования на глубине поверхности, что гарантирует открытие новых научных горизонтов и станет важнейшим этапом миссии по доставке образцов грунта с Марса в дальнейшей перспективе.

Мы смотрим в будущее с оптимизмом, помня о прошлом.

список литературы

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

Ваго Х., Витасс О., Бальони П., Хальдеманн А. и др. Проект «ЭКЗОМАРС»: ЕКА – следующий этап научных исследований Марса // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 2. С. 22-32.

Галимов Э.М. Научное обоснование проекта доставки грунта с Фобоса // *Астрономический вестник*. 2010. Т. 44, № 1. С. 7-16.

Галимов Э.М., Костицин Ю.А. Планируемые наземные исследования вещества Фобоса // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. № 3. С. 35-48.

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

Зеленый Л.М. и др. Проект экспедиции к Фобосу // *Астрономический вестник*. 2010. Т. 44, № 1. С. 17-28.

Зеленый Л.М., Захаров А.В. Проект «ФОБОС-ГРУНТ»: приборы для научных исследований // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. № 3. С. 31-34.

Зеленый Л.М., Кораблев О.И., Родионов Д.С., Новиков Б.С. и др. Научные задачи комплекса научной аппаратуры посадочной платформы // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 2. С. 13-21.

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

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

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

Хартов В.В., Мартынов М.Б., Лукьянчиков А.В., Алексашкин С.Н. Проектная концепция десантного модуля, создаваемого НПО им. С.А. Лавочкина // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 2. С. 5-12.

Khartov V.V., Zelenyi L.M., Dolgoplov V.P., Efanov V.V. et al. New Russian lunar unmanned space complexes // *Solar System Research*. 2011. Vol. 45, № 7. P. 690-696.

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

Статья поступила в редакцию 09.02.2017 г.

**ПРОЕКТ КА, ОСНАЩЁННОГО
СИСТЕМОЙ УДАЛЕНИЯ
КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА
(АЭРОТЕРМОДИНАМИКА,
ГАБАРИТНО-МАССОВЫЕ
ХАРАКТЕРИСТИКИ И ТРАЕКТОРИИ
СПУСКА КА С ОКОЛОЗЕМНЫХ ОРБИТ)**

**PROJECT OF SPACECRAFT
EQUIPPED WITH A DEBRIS
REMOVAL SYSTEM
(AEROTHERMODYNAMICS,
BULK-MASS CHARACTERISTICS
AND TRAJECTORIES OF SPACECRAFT
DESCENT FROM NEAR-EARTH ORBITS)**



В.С. Финченко¹,
*доктор технических
наук,*
valsemfi@yandex.ru;
V.S. Finchenko



А.А. Иванков¹,
*доктор технических
наук,*
ival@laspace.ru;
A.A. Ivankov



С.И. Шматов¹,
*кандидат технических
наук,*
shmatov_si@laspace.ru;
S.I. Shmatov

Описаны процессы образования космического мусора, отмечена актуальность проблемы его удаления из околоземного космического пространства. Представлен метод предотвращения засорения космоса путём оснащения запускаемых на орбиту КА дополнительными устройствами, простыми по конструкции и способу функционирования. Приведены результаты оценки аэротермодинамики, габаритно-массовых характеристик и траекторий движения низкоорбитальных КА, оснащённых системой удаления космического мусора.

Ключевые слова:
космический мусор;
околоземное космическое пространство;
надувное тормозное устройство;
орбита;
аэродинамика;
температура.

The processes of space debris formation are described, the urgency of the problem of its removal from near-Earth space is noted. A method is presented to prevent clogging of space by equipping spacecraft launched into orbit with additional devices that are simple in design and mode of operation. The results of the estimation of aerothermodynamics, overall-mass characteristics and trajectories of motion of low-orbit spacecraft equipped with a space debris removal system are presented.

Key words:
space debris;
near-Earth space;
inflatable braking device;
orbit;
aerodynamics;
temperature.

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

Введение

Под космическим мусором (КМ) понимаются все нефункционирующие искусственные объекты и их фрагменты, находящиеся в космосе, засоряющие его и при соответствующей концентрации в околоземном космическом пространстве (ОЗКП) представляющие угрозу вновь запускаемым космическим аппаратам (КА).

Засорение ОЗКП началось с запуском в СССР 4 октября 1957 года первого искусственного спутника Земли (ИСЗ) «СП-1», который представлял собой выполненную из алюминия сферу диаметром 0,58 м и весом 83,6 кг (Черток Б.Е., 1999). Спутник совершил 1440 оборотов вокруг Земли с перигеем 228 км и апогеем 947 км. Через три месяца (4 января 1958 года) спутник вошёл в плотные слои атмосферы и полностью сгорел. Центральный блок ракеты-носителя (РН) массой около 7,5 тонны, выполненной на базе межконтинентальной ракеты «Р-7», двигался по той же траектории, что и «СП-1», и также сгорел в атмосфере (несгораемых фрагментов блока РН на земной поверхности обнаружено не было).

Последующие запуски ИСЗ в СССР, США, Европе и в Китае, в других странах привели к появлению значительного количества искусственных объектов, функционирующих на орбитах (Ефанов В.В. и др.,

2010). За последние 50 лет произведено около 4900 запусков КА, на околоземную орбиту выведено около 6600 спутников. Большая часть этой космической техники движется в виде мусора на высотах менее 2 тысяч километров с наибольшей концентрацией на высотах 750–800 км.

К настоящему времени засорённость ОЗКП вплоть до высот около 2000 км достигла уровня $3 \cdot 10^5$ техногенных объектов общей массой до 5000 тонн (Горностаев Г., 2009).

На рисунке 1 приведена динамика увеличения количества искусственных объектов в околоземном космическом пространстве.

Большинство этих объектов находится на орбитах, плоскости которых пересекаются, поэтому средняя относительная скорость сближения объектов может составлять около 10 км/с. Столкновение любого из этих объектов с действующим ИСЗ или КА может повредить аппарат или вывести его из строя.

Представленная информация свидетельствует о необходимости для государств, занимающихся освоением космоса, направлять часть средств на очистку ОЗКП и на разработку соответствующих мероприятий по уменьшению и предотвращению его засорения.

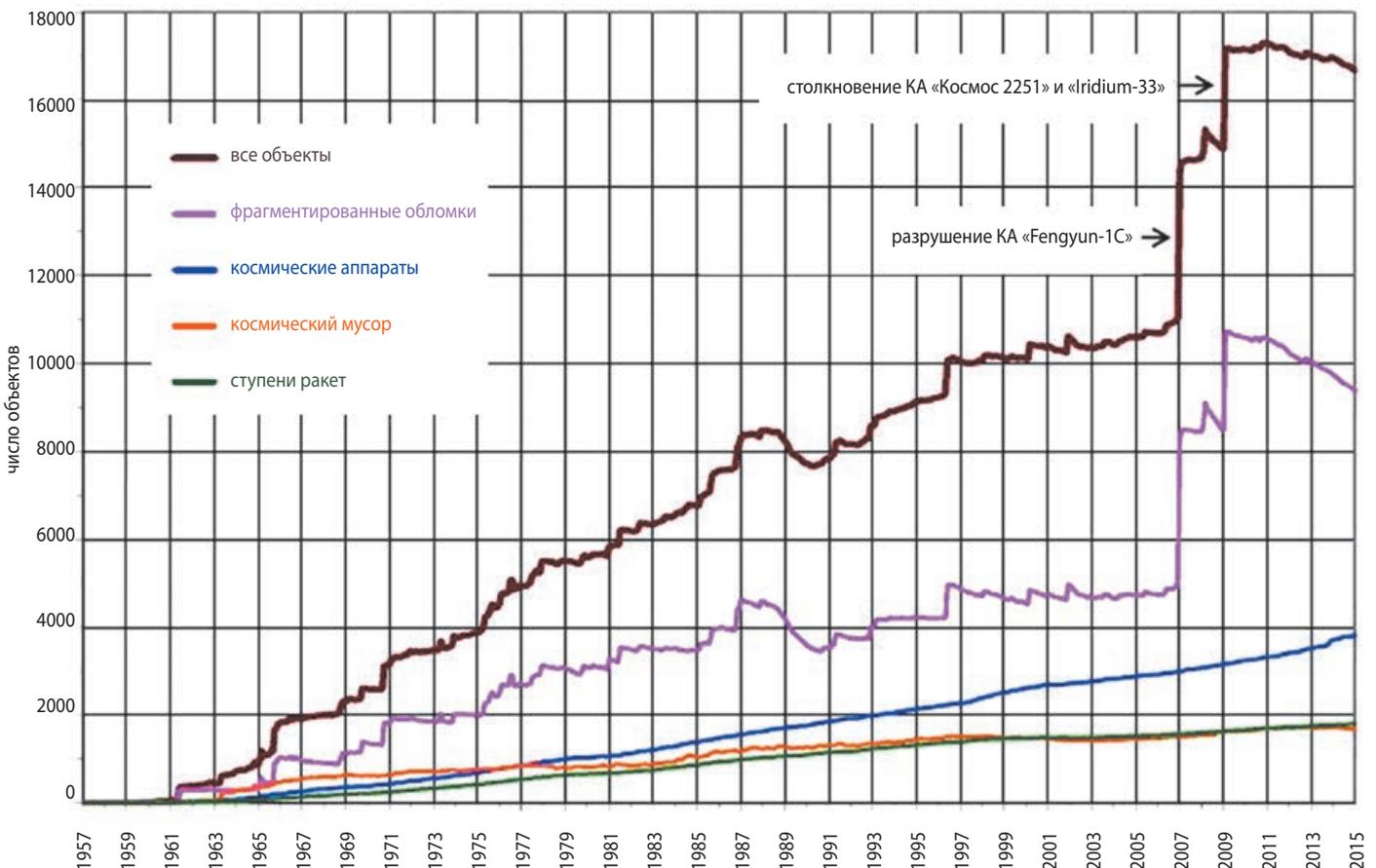


рисунок 1. Динамика увеличения количества искусственных объектов в космосе

1. О мероприятиях по снижению интенсивности засорения космического пространства техногенными объектами

Необходимость принятия мер по уменьшению интенсивности техногенного засорения космического пространства становится очевидной при рассмотрении возможных сценариев освоения космоса в будущем. Существуют оценки по развитию так называемого «каскадного эффекта» (синдром Кесслера) (*Kessler D.J. et al.*, 1971; *Kessler D.J.*, 1991), который в ближайшей перспективе может возникнуть при столкновении КА с частицами КМ. Суть явления в том, что плотность КМ может достигнуть такого (критического) значения, при котором начнётся цепная реакция фрагментации объектов, разрушающая в течение нескольких лет (возможно месяцев) все космические системы, находящиеся на орбите.

Официальный статус на международном уровне проблема засорения космического пространства получила после доклада Генерального секретаря ООН под названием «Воздействие космической деятельности на окружающую среду» 10 декабря 1993 года. В докладе особо отмечено, что «проблема имеет международный, глобальный характер: нет засорения национального околоземного космического пространства, есть засорение космического пространства Земли, одинаково негативно влияющее на все страны».

Разработка технологий увода исчерпавших ресурс ИСЗ с околоземной орбиты становится весьма актуальной задачей. В силу остроты проблемы КМ можно предположить, что в ближайшие годы требование оснащать все ИСЗ и КА системами увода с орбит станет одной из норм международного космического права и войдёт в стандарты деятельности космических агентств всех стран.

К настоящему времени проведена оценка эффективности ряда технологий и методов увода с орбит неработоспособных ИСЗ и КА. Отметим среди них три основные группы.

1. Испарение в основном мелких объектов КМ с использованием лазерного излучения (*Rubenchik A. et al.*, 2010).

2. Увеличение высоты орбиты объектов КМ реактивными либо электрореактивными двигателями (*Кульков В.М. и др.*, 2013), или же с помощью солнечных парусов специальной конструкции (*Финченко В.С. и др.*, 2005; *Финченко В.С. и др.*, 2006) для увода на орбиты долгосрочного «захоронения». Эту же роль могут выполнять «уборщики» мусора с различных орбит. В России на создание «мусорщика» под названием «Ликвидатор» планируется

потратить 10,8 млрд. рублей. В течение года каждый такой буксир сможет удалять с геостационарных орбит до 1000 неэксплуатируемых объектов и до 20 крупных объектов. Такой спутник (массой ~4 тонны) может работать на этих орбитах до десяти лет. По планам Федеральной космической программы на 2016–2025 годы создание «Ликвидатора» начнётся в 2018 году и закончится к 2025 году (*Левкевич М.*, 2015).

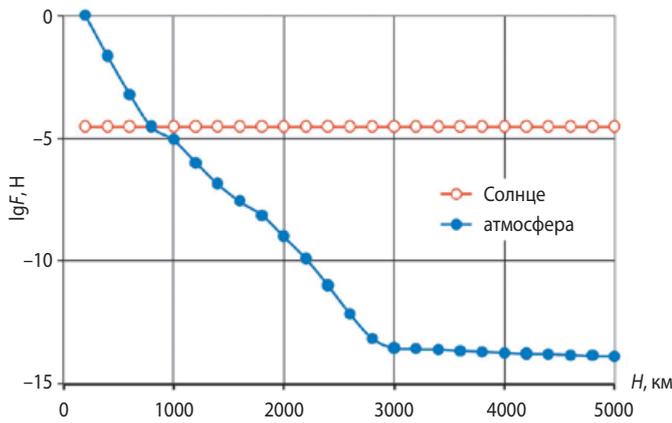
3. Увод КМ с околоземных орбит при снижении скорости движения объектов за счёт сил аэродинамического сопротивления или посредством других способов торможения в разреженных слоях атмосферы и ввод КМ в плотные слои атмосферы Земли для полного или частичного сгорания или для доставки в заданный район на земной поверхности. Для этой цели предлагается использовать наземные лазеры (*Phipps C.R. et al.*, 2012), тормозящие КМ до входа в атмосферу, или раскрывающиеся в космосе тормозные устройства надувной конструкции (НТУ) (*Иванков А.А. и др.*, 2009). Возможно также применение летательных аппаратов (буксиров), которые будут каким-либо способом собирать КМ для дальнейшей переработки непосредственно на орбите ИСЗ или для доставки на земную поверхность.

Приведённый выше краткий анализ методов и типов конструкций, предназначенных для удаления КМ из области ОЗКП, даёт представление о сложности технической реализации этих средств, а также о высокой стоимости их производства и эксплуатации.

Наиболее реализуемым методом увода ИСЗ и КА с околоземных орбит, исходя из сравнительно невысокой сложности конструкции и низкой стоимости, следует признать метод торможения объектов под действием аэродинамических сил со стороны набегающего газового потока или под действием сил светового давления со стороны солнечного излучения. Эти силовые факторы действуют на прикрепленные к КА раскрывающиеся объекты с большой площадью поверхности. Такими поверхностями являются наполняемые газом тонкостенные оболочки различной формы в виде НТУ, а также плоские поверхности – в виде солнечного паруса.

На рисунке 2 показаны зависимости аэродинамической силы и силы светового давления, действующие на ИСЗ сферической формы диаметром 2 м. Из рисунка следует, что аэродинамическая сила до высоты 800 км превышает силу светового давления (*Шматов С.И. и др.*, 2014).

Таким образом, для высот полёта менее 800 км для увода КМ в плотные слои атмосферы Земли наиболее эффективно использовать НТУ, а солнечный парус – для увода на орбиту «захоронения».



рисунк 2. Силовое воздействие газового (●) и светового (○) потоков на ИСЗ сферической формы диаметром 2 м

В последующем изложении для систем, предназначенных для увода низкоорбитальных легковесных спутников в плотные слои атмосферы, представляются результаты расчётной оценки аэротермодинамики, пространственной и временной эволюций околоземных орбит, габаритов конструкции систем, созданных на базе раскрывающихся в космосе надувных тормозных устройств сферической формы.

2. Результаты расчёта аэротермодинамических, массово-габаритных и траекторных параметров ИСЗ при входе в плотные слои атмосферы

В сентябре 2014 года Институт физики, прочности и материаловедения СО РАН, Томский политехнический и Томский государственный университеты, Московский авиационный институт и Самарский государственный аэрокосмический университет сообщили о намерении создать консорциум по разработке нового типа космических систем – робототехнических спутниковых кластеров. В разработке кластеров участвует также российская аэрокосмическая корпорация «Энергия» (Левкевич М., 2015). Спутниковые кластеры – это новая концепция, основанная на использовании небольших спутников массой от 1 до 10 кг для создания связки из одинаковых (типовых) по конструкции элементов – кубсатов (CubeSat) (*Origin of the new Space Revolution*, 2013). Такие элементы, при сравнительно невысокой стоимости, могут разрабатываться организациями и предприятиями, не обладающими большими производственными мощностями.

Возрастающие темпы поступления в околоземное низкоорбитальное пространство легковесных ИСЗ представляют угрозу для осуществления успешных запусков других КА, предназначенных для фундаментальных исследований Солнечной системы и Вселенной.

Ниже приводятся результаты расчётных оценок аэротермодинамики и габаритно-массовых характеристик систем увода ИСЗ (кластеров) с круговой орбиты высотой ~300 км в плотные слои атмосферы Земли, построенных с использованием надувных тормозных устройств, раскрываемых в космосе в виде сферических оболочек.

На начальной стадии расчётов в диапазоне высот от 300 до 100 км, которые проходит КА в процессе аэродинамического торможения, определяются силы аэродинамического воздействия газового потока на связку НТУ с кластером, составленным из нескольких спутников типа CubeSat. Используется методика для оперативного расчёта силового воздействия (Финченко В.С., Шматов С.И., 2012) разреженного газового потока на составной КА, представляющий собой связку двух устройств – кластера CubeSat и НТУ. Рассматриваются кластеры, собранные из 1, 2, 4, 7 и 11 типовых CubeSat и одного куба, для размещения герметичной оболочки сферического НТУ, изготовленной из полиэтилентерефелатной плёнки с наружной металлизацией алюминием, обеспечивающей прочность оболочки и высокую излучающую и отражательную способность по отношению к солнечному излучению. Толщина плёнки составляет 12 мкм, удельная плотность – 9 г/м². Такая схема системы увода кластеров из CubeSat предложена в работе (Нестерин И.М. и др., 2017).

В таблицах 1 и 2 приведены исходные данные, необходимые для проведения расчётов аэродинамических характеристик рассматриваемых КА при обтекании потоком разреженного газа. Таблица 1 содержит значения атмосферных параметров газа – плотности ρ , абсолютной температуры T и длины l свободного пробега молекул в диапазоне высот 100...300 км (ГОСТ 4401-81 Атмосфера стандартная. Параметры), а также значения газодинамических параметров набегающего потока газа – скорости V и скоростного напора q .

таблица 1 – Значения атмосферных и газодинамических параметров

H, км	ρ , кг/м ³	T, К	l, м	V, м/с	q, Па
300	$1,92 \cdot 10^{-11}$	970,4	2600	7726	$1,15 \cdot 10^{-3}$
250	$6,06 \cdot 10^{-11}$	941,9	887,4	7755	$1,83 \cdot 10^{-3}$
200	$2,52 \cdot 10^{-10}$	854,4	233,6	7784	$7,64 \cdot 10^{-3}$
150	$2,01 \cdot 10^{-9}$	627,6	32,58	7814	$6,17 \cdot 10^{-2}$
100	$5,55 \cdot 10^{-7}$	196,6	0,14	7844	17,1

ПРОЕКТ КА, ОСНАЩЁННОГО СИСТЕМОЙ УДАЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА (АЭРОТЕРМОДИНАМИКА, ГАБАРИТНО-МАССОВЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ И ТРАЕКТОРИИ СПУСКА КА С ОКОЛОЗЕМНЫХ ОРБИТ)

таблица 2 – Геометрические параметры КА в составе CubeSat–НТУ

параметр		количество CubeSat в кластере				
		1	2	4	7	11
L , м		3,028	3,764	4,972	6,457	8,128
D , м		2,83	3,33	4,47	5,66	6,92
$S_{\text{мид}}$, м ²		6,311	9,467	15,78	25,25	37,87
$F_{\text{сф}}$, м ²		25,12	37,68	62,80	100,5	150,7
Кн	$H=300$ км	860	690	523	403	320
	$H=250$ км	293	236	178	137	109
	$H=200$ км	77	62	47	36	29
	$H=150$ км	11	9	7	5	4
	$H=100$ км	0,05	0,04	0,03	0,02	0,02

В таблице 2 приведены геометрические параметры пяти связок кластеров, составленных из 1, 2, 4, 7 и 11 типовых CubeSat, и НТУ диаметра D , обеспечивающего достаточно быстрый спуск КА в плотные слои атмосферы с высоты круговой орбиты 300 км. В этой же таблице приведены значения площади миделева сечения $S_{\text{мид}}$ – связки кластер–НТУ (включающей площадь поперечного сечения сферы и площадь продольного сечения кластера) и площади поверхности $F_{\text{сф}}$ сферического НТУ. Здесь же приведены значения чисел Кнудсена Кн – критерия, характеризующего режим обтекания объекта потоком газа.

Число Кнудсена представляет собой отношение длины свободного пробега частицы газа l к характерному размеру L обтекаемого тела: $\text{Кн}=l/L$. При $\text{Кн}>10$ реализуется свободномолекулярный режим обтекания, при $\text{Кн}<0,01$ – режим обтекания сплошной средой. Интервалу промежуточных значений $0,01<\text{Кн}<10$ соответствует переходный режим обтекания потоком газа. При определении числа Кн в качестве характерного линейного размера объекта использовался размер L – от вершины связки кластера со сферическим НТУ (см. таблицу 2) до её основания. Из таблицы 2 следует, что для рассмотренных устройств в диапазоне высот от 300 до 150 км реализуется режим свободномолекулярного обтекания, а ниже 100 км – сплошной режим. Переходной режим реализуется в диапазоне высот от 100 до 150 км.

С помощью аэродинамических расчётов получены зависимости коэффициентов аэродинамического сопротивления C_{xa} , подъёмной силы C_{ya} и коэффициента момента тангажа m_z от угла атаки α . Коэффициенты C_{xa} и C_{ya} представляют собой отношение силы аэродинамического сопротивления X_a и подъёмной силы Y_a к произведению $(q \cdot S_{\text{мид}})$, а коэффициент m_z – отношение величины момента аэродинамической силы к произведению $(q \cdot S_{\text{мид}} \cdot L)$, где q – скоростной напор газового потока $q=(\rho \cdot V^2)/2$; L – длина всей связки. Значения q , ρ , V , $S_{\text{мид}}$, L приведены в таблицах 1 и 2.

Основные результаты аэродинамических расчётов приведены на рисунках 3–8. На рисунках 3 и 4 представлены зависимости коэффициента C_{xa} от угла атаки α для составного КА – связки двух кластеров, включающей соответственно 1 и 11 типовых CubeSat, а также отсек для размещения герметичной оболочки НТУ.

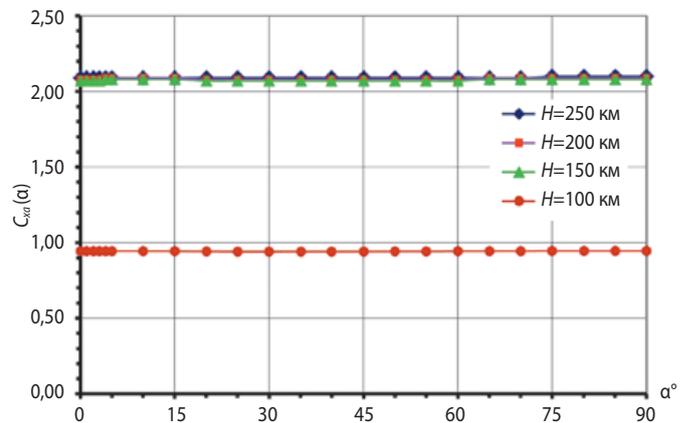


рисунок 3. Зависимость коэффициента C_{xa} связки: 1 CubeSat–НТУ от угла атаки α для различных высот H

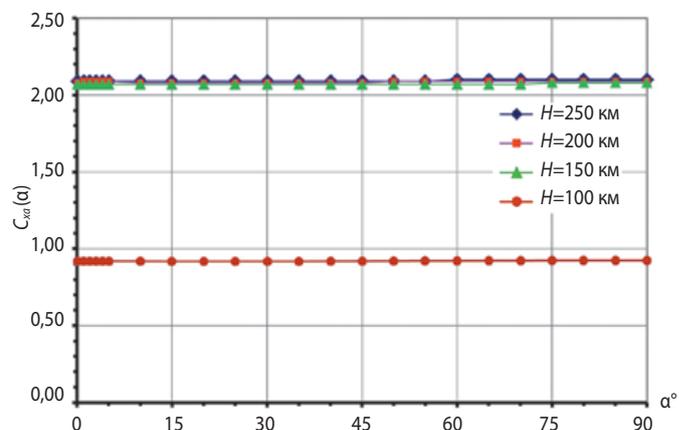


рисунок 4. Зависимость коэффициента C_{xa} связки: 11 CubeSat–НТУ от угла атаки α для различных высот H

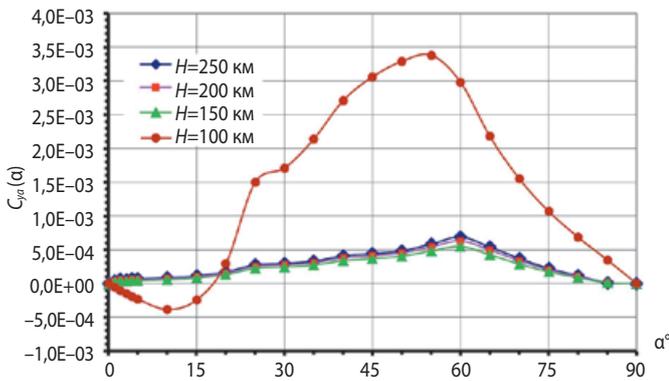


рисунок 5. Зависимость коэффициента C_{ya} связи: 1 CubeSat–НТУ от угла атаки α на различных высотах H

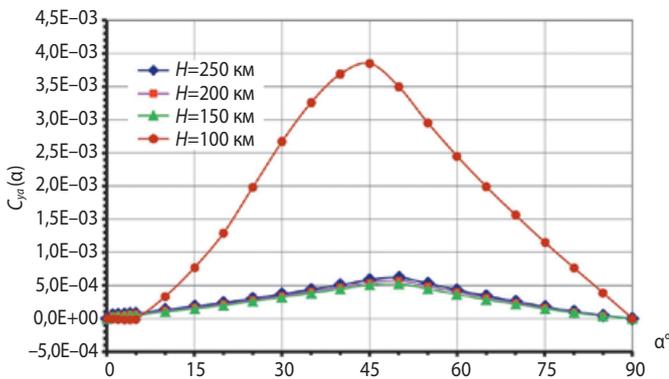


рисунок 6. Зависимость коэффициента C_{ya} связи: 11 CubeSat–НТУ от угла атаки α на различных высотах H

Из сравнения представленных результатов следует, что C_{xa} уменьшается от значения 2,09 на $H=250$ км и выше – до значения 0,93 на $H=100$ км. Причём наиболее интенсивно аэродинамическое сопротивление уменьшается на переходном режиме обтекания КА разреженным атмосферным газом, где число Кнудсена снижается от $Kn=11$ на высоте 150 км до $Kn=0,02$ на высоте 100 км (см. таблицу 2).

На высотах ниже 100 км реализуется сплошной режим обтекания КА, поэтому на высоте $H=90$ км принимается $C_{xa}=0,91$, что соответствует гиперзвуковым скоростям полёта аппарата сферической формы (Петров Г.И., 1992).

На рисунках 5 и 6 представлены результаты расчёта зависимости коэффициента C_{ya} , величина которого у кластеров, состоящих из одного и одиннадцати CubeSat, на три порядка меньше коэффициента C_{xa} . Это позволяет пренебречь влиянием подъёмной силы Y на незначительное увеличение высоты в процессе торможения системы кластер–НТУ.

На рисунках 7 и 8 показаны зависимости коэффициента момента тангажа m_z от угла атаки α относительно поперечной оси системы кластер–НТУ, проходящей через переднюю (носовую) точку со-

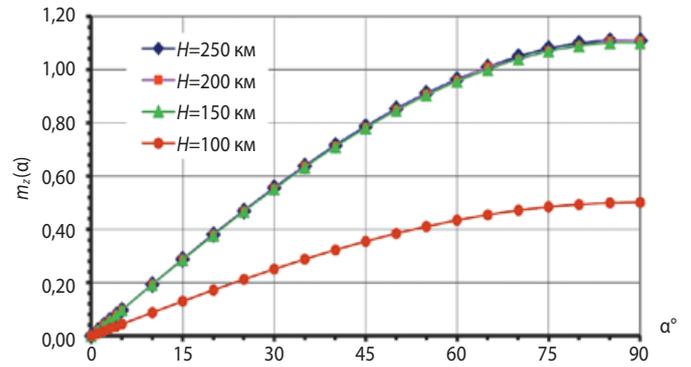


рисунок 7. Зависимость коэффициента m_z связи: 1 CubeSat–НТУ от угла атаки α на различных высотах H

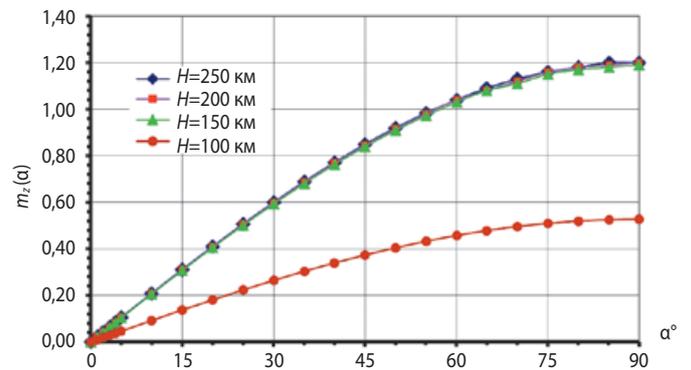


рисунок 8. Зависимость коэффициента m_z связи: 11 CubeSat–НТУ от угла атаки α на различных высотах H

ставного КА. Характер этой зависимости свидетельствует о восстанавливающем влиянии момента аэродинамической силы на ориентацию КА в газовом потоке.

Результаты аэродинамических расчётов используются в качестве исходных данных для аэротермодинамических расчётов составного КА, включающего кластер с различным числом CubeSat и НТУ сферической формы. В этих расчётах вместе с траекторными параметрами определяется среднемассовая температура герметичной оболочки НТУ в условиях конвективного теплообмена и воздействия солнечного излучения, а также рассчитываются габаритно-массовые характеристики оболочки НТУ и в целом – всей системы спуска КА.

Расчёты температурного состояния оболочки НТУ и параметров траектории спуска КА проведены с использованием методики работы (Голомазов М.М., Иванков А.А., 2017).

На рисунке 9 представлено изменение высоты H , скорости V и температуры T оболочки НТУ, типичное для систем спуска КА, содержащих 1, 2, 4, 7 и 11 CubeSat, каждый из которых выполнен в виде куба с габаритами $0,1 \times 0,1 \times 0,1$ м и массой 1 кг. При этом

ПРОЕКТ КА, ОСНАЩЁННОГО СИСТЕМОЙ УДАЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА (АЭРОТЕРМОДИНАМИКА, ГАБАРИТНО-МАССОВЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ И ТРАЕКТОРИИ СПУСКА КА С ОКОЛОЗЕМНЫХ ОРБИТ)

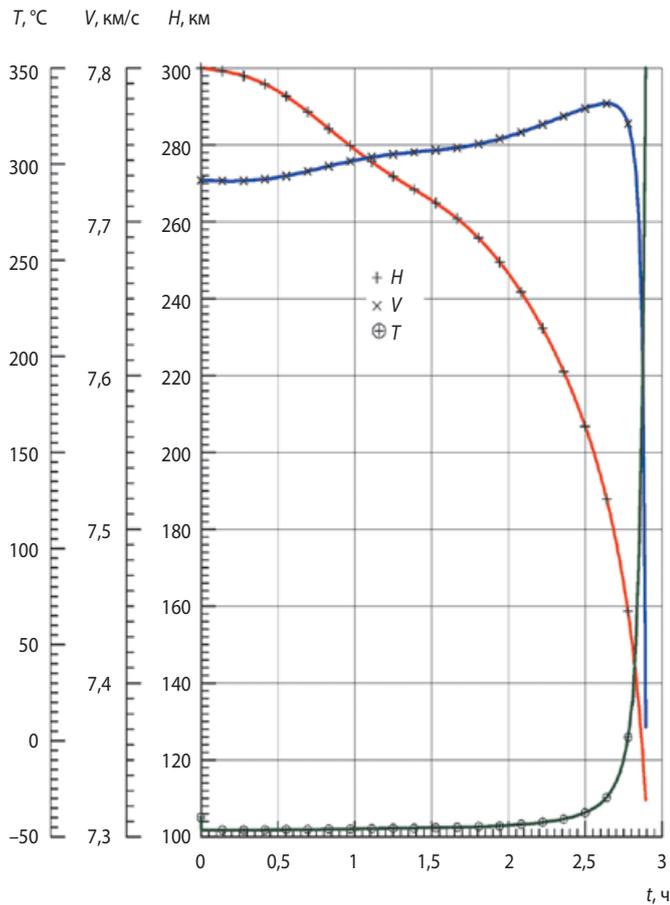


рисунок 9. Изменение высоты H , скорости V и температуры T оболочки НТУ системы спуска КА с 1, 2, 4, 7 и 11 CubeSat

в состав системы включён дополнительный технологический отсек с поперечным сечением $0,1 \times 0,1$ м и объёмом, достаточным для размещения герметичной оболочки НТУ соответствующих размеров.

Поскольку линейный размер кластера, содержащего 1 и 11 CubeSat, как это следует из графиков на рисунках 3–8, слабо влияет на аэродинамику КА в целом, то требуемый объём технологического куба также существенно не повлияет на аэродинамику КА.

Близкое соответствие графиков обусловлено соответствующим выбором диаметра сферического НТУ, обеспечивающего ввод в плотные слои атмосферы КА с круговой орбиты ИСЗ высотой 300 км в течение $2,9 \pm 0,1$ часа при скорости движения на круговой орбите, равной $V=7726$ м/с.

Начальная температура герметичной оболочки из тонкой полиэтилентерефелатной плёнки в момент развёртывания НТУ из технологического отсека принята равной минус 45°C , а температура её разрушения – равной 350°C .

Анализ графиков на рисунке 9 показывает, что эволюция траекторных параметров после развёртывания оболочки НТУ проходит с монотонным снижением

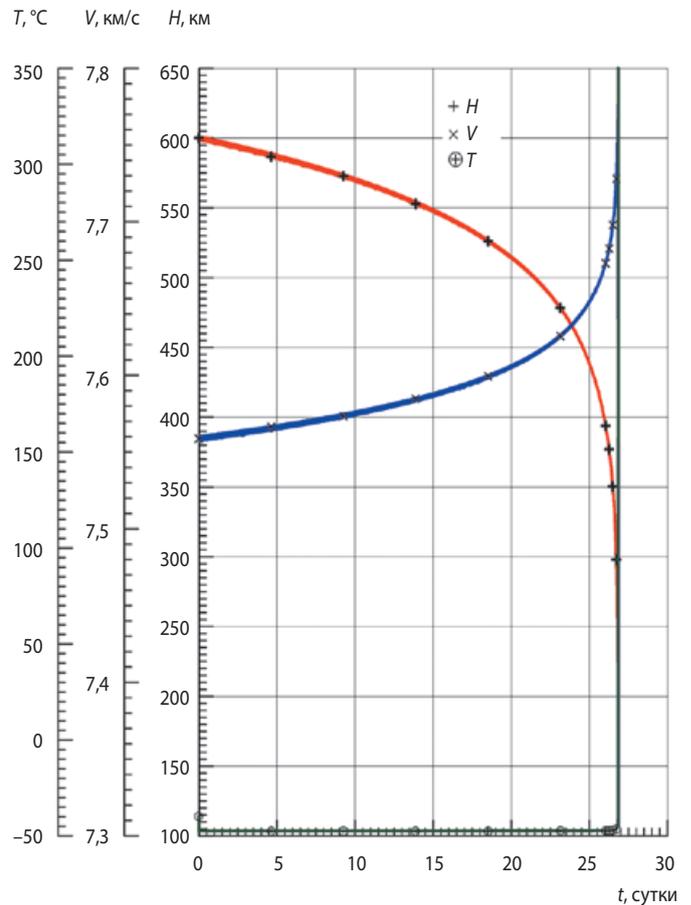


рисунок 10. Параметры траектории увода КА с орбиты $H=600$ км

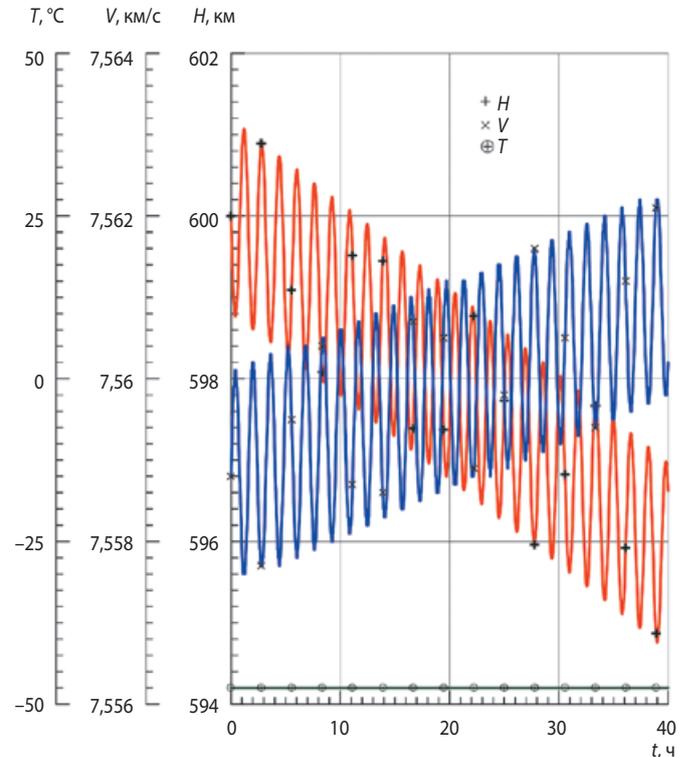


рисунок 11. Начальный участок траектории спуска КА с орбиты $H=600$ км

таблица 3 – Геометрические и массовые параметры системы спуска кластеров CubeSat

параметр системы	количество типовых CubeSat в составном КА				
	1	2	4	7	11
высота КА, м	3,028	3,764	4,972	6,457	8,128
диаметр НТУ, м	2,83	3,33	4,47	5,66	6,92
площадь поверхности НТУ, м ²	25,12	37,68	62,80	100,5	150,7
масса КА, кг	2,8	4,2	7,0	11,2	16,8
масса сферы НТУ, кг	0,8	1,2	2,0	3,2	4,8
объем сферы НТУ, м ³	11,8	21,7	46,9	94,8	173,8
время схода с орбиты в плотную атмосферу, ч	2,9±0,1 от момента наддува сферы НТУ				

высоты и незначительным увеличением скорости до величины $V=7780$ м/с. На высоте около 250 км оболочка НТУ начинает прогреваться и к моменту времени примерно 2 ч 48 мин достигает температуры $\sim 0^\circ\text{C}$. Через 6 мин КА достигает высоты 110 км и при скорости спуска $V=7325$ м/с входит в плотные слои атмосферы. При этом среднemasсовая температура оболочки НТУ быстро достигает температуры её разрушения 350°C .

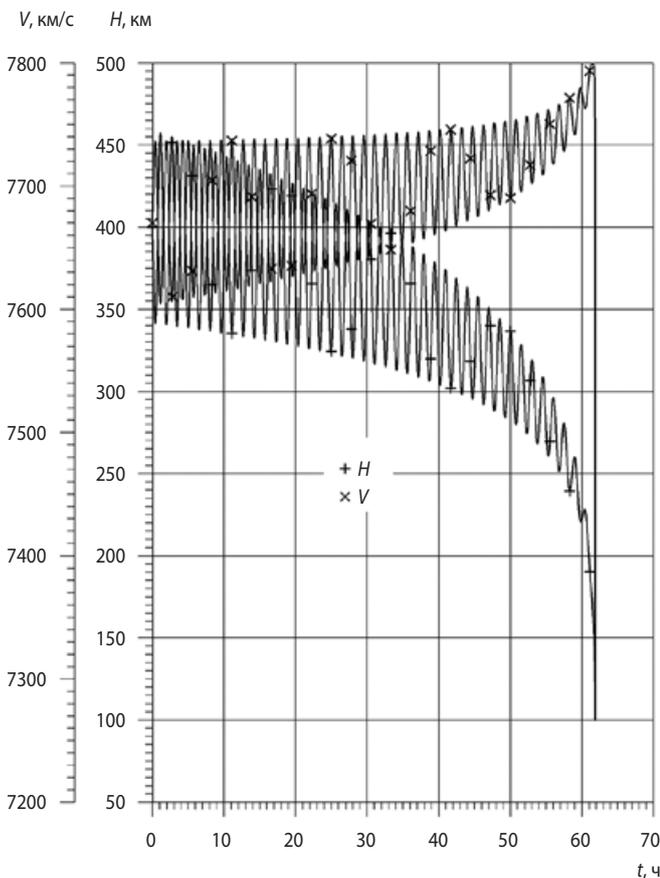


рисунок 12. Изменение траекторных параметров грузового контейнера массой 400 кг со сферическим НТУ диаметром 20 м при спуске с МКС

В таблице 3 приведены результаты аэротермодинамических расчётов габаритно-массовых характеристик систем спуска с орбиты ИСЗ легковесных кластеров, составленных из нескольких типовых единиц CubeSat, с использованием НТУ сферической формы.

На рисунке 10 для сравнения продолжительности увода КА с орбиты ИСЗ высотой 600 км в плотные слои атмосферы Земли приведены результаты расчёта, в котором для увода спутника используется сферическое НТУ диаметром 6,92 м. При этом общая масса КА составляет $m=16,8$ кг, а круговая скорость на высоте 600 км – 7558 м/с. На рисунке 10 приведены параметры траектории движения КА. Как следует из графиков, вход КА в плотные слои атмосферы и разрушение оболочки НТУ происходят примерно на 26-е сутки после развёртывания НТУ.

На рисунке 11 в более крупном масштабе времени для этого же расчётного случая показан начальный участок эволюции орбиты КА в первые 40 часов функционирования системы увода КА с круговой орбиты. Этот участок иллюстрирует утолщение линий графиков изменения высоты и скорости на рисунке 10. Кажущееся утолщение кривых на рисунке 10 обусловлено колебательным характером изменения высоты H и скорости V при движении КА вдоль траектории спуска, в результате которого при уменьшении масштаба времени синусоидальные кривые на рисунке 11 сливаются в сплошные кривые на рисунке 10.

На рисунке 12, взятом из работы (Иванков А.А. и др., 2009), приведён пример эволюции траектории для безымпulsiveго спуска с Международной космической станции (МКС) (высота орбиты ~ 425 км) грузового контейнера массой 400 кг со сферическим НТУ диаметром 20 м.

Спуск контейнера с НТУ до входа в плотные слои атмосферы продолжался в течение 63 часов. Эволюция траектории спуска контейнера до поверхности Земли аналогична эволюции траектории исследуемой системы увода КА из 11 типовых CubeSat с помощью сферического НТУ.

заключение

Показана возможность технической реализации предотвращения загрязнения околоземного космического пространства легковесными КА посредством оснащения каждого аппарата дополнительным отсеком, содержащим герметичную оболочку – НТУ, систему подачи газа в оболочку, а также устройство её развёртывания в космическом пространстве. Это техническое решение может быть также использовано для очистки космоса от других более крупных космических объектов.

список литературы

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

Горностаев Г. ООН: Аппаратам на орбите угрожают 300 тыс. обломков космического мусора. [Электронный ресурс]. URL: <https://ria.ru/science/20091002/187328503.html> (дата обращения: 08.11.2017).

Ефанов В.В., Горовцов В.В., Котомин А.А. и др. Детонационные устройства и системы разделения универсального космического разгонного блока «Фрегат» // Полёт. 2010. № 2. С. 8-14.

Иванков А.А., Финченко В.С., Пичхадзе К.М. Аэротермодинамика спускаемого контейнера надувной конструкции для доставки грузов с Международной космической станции // Тепловые процессы в технике. 2009. Т. 1, № 5. С. 204-207.

Кульков В.М., Егоров Ю.Г., Крайнов А.М., Шаханов А.Е. и др. К вопросу проектирования малых космических аппаратов с маршевой электрореактивной двигательной установкой для исследования окололунного пространства // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 4. С. 68-74.

Левкевич М. Большая космическая уборка. [Электронный ресурс]. URL: <https://lenta.ru/articles/2015/05/08/spacecleaner/> (дата обращения: 08.11.2017).

Нестерин И.М., Пичхадзе К.М., Сысоев В.К., Финченко В.С. и др. Предложение по созданию устройства для схода наноспутников CUBESAT с низких околоземных орбит // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 3. С. 20-26.

Петров Г.И. Избранные труды. Аэромеханика больших скоростей и космические исследования. М.: Наука, 1992. 306 с.

Финченко В.С., Полищук Г.М., Пичхадзе К.М., Мошшеев А.А. Использование надувных элементов в конструкциях космических аппаратов – передовая технология в космической технике: тезисы доклада // Труды XXX академических чтений по космонавтике «Актуальные проблемы российской космонавтики» (Москва, 25-27 января 2006) / Под общ. ред. А.К. Медведевой. М., 2006. С. 381-382.

Финченко В.С., Шматов С.И. Методика оперативного расчёта силового воздействия разреженной атмосферы на космические аппараты // Вестник ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина». 2012. № 3. С. 40-47.

Черток Б.Е. Ракеты и люди: Фили–Подлипки–Тюратам. М.: Машиностроение, 1999. 448 с.

Шматов С.И., Финченко В.С., Мордвинкин А.С. Методы расчета возмущающего воздействия аэродинамических сил и сил светового давления на орбитальные космические аппараты // Проектирование автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований: монография / Под ред. В.В. Хартова, В.В. Ефанова. М.: НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. Т. 2. С. 699-777.

Kessler D.J., Burton G. Cour-Palais. Collision Frequency of Artificial Satellites: The Creation of a Debris Belt // Journal of Geophysical Research. Space Physics. Volume 83. Issue A6. 1971. P. 2637-2646.

Kessler D.J. Collisional Cascading: The Limits of Population Growth in Low Earth Orbit // Advances in Space Research. 1991. Vol. 11, is. 12. P. 63-66.

Origin of the new Space Revolution. [Электронный ресурс]. URL: <http://www.cubesat.org/suppliers/> (дата обращения: 05.10.2017).

Phipps C.R., Baker K.L., Libby S.B. et al. Removing orbital debris with lasers // Advances in Space Research. 2012. № 49. P. 1283-1300.

Rubenchik A. et al. Laser systems for orbital debris removal. International Symposium on High Power Laser Ablation, Santa Fe, N.M., 2010 // AIP Conf. Proc. 1278. 2010 P. 347-353.

Статья поступила в редакцию 01.12.2017 г.

К ВОПРОСУ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ВЫСОТ РЕЛЬЕФА ПО ТЕХНОЛОГИИ РСА В МОНОСТАТИЧЕСКОМ НЕКОГЕРЕНТНОМ РЕЖИМЕ

ON DETERMINING THE SURFACE TOPOGRAPHY ACCORDING TO THE TECHNOLOGY OF RSA IN MONOSTATIC NON-COHERENT MODE



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



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



С.В. Шостак¹,
кандидат технических наук,
shostak@laspace.ru;
S.V. Shostak

Рассматривается возможность определения рельефа при обычной космической радиолокационной съёмке по технологии радиолокации с синтезированной апертурой (РСА) одним спутником без использования интерферометрических фазовых измерений наклонной дальности. Устанавливаются потенциальные возможности такого определения, даётся принципиальная схема, анализируются достоинства и недостатки.

Ключевые слова:
дистанционное зондирование Земли;
технология РСА;
радиолокационный интерферометр;
цифровая модель рельефа.

ВВЕДЕНИЕ

Практические работы с использованием космических радиолокаторов с синтезированной апертурой для радиолокационного измерения рельефа поверхности по технологии РСА Земли интенсивно ведутся последние десять лет, и за рубежом в этом направлении уже имеются определённые и заметные результаты. Для этих целей используется съёмка объекта по интерферометрической схеме, неоднократно приводимая в разных источниках (*Ferretty A. et al., 2007;*

The possibility of determining the elevation in space radar survey on technology of RSA from one sputnik without the use of interferometric phase measurements of an inclined range. Identifies potential opportunities such determination, analyzes the advantages and disadvantages.

Key words:
remote sensing;
RSA;
radar interferometer;
a digital elevation model.

Krieger G. et al.; 2010, Верба В.С. и др., 2010; Хартов В.В. и др., 2011).

Согласно такой схеме (рисунок 1), для определения высоты рельефа по двум наблюдениям, производимым парой КА и образующим базу интерферометра, прежде всего, необходимо синтезировать также два радиолокационных изображения (РЛИ) рассматриваемого объекта. Далее, на полученных изображениях выбираются одинаковые текущие парциаль-

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

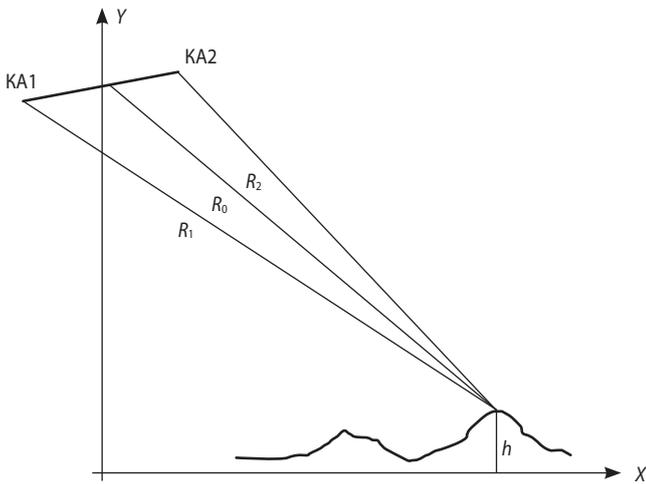


рисунок 1. Интерферометрическое измерение рельефа

ные элементы разрешения (ПЭР, или пиксели), и для них находятся наклонные дальности, измеренные каждым КА по фазе несущей. Затем определяется разность этих двух дальностей, и для этой разности по формулам, вытекающим из геометрии наблюдения пикселя, вычисляется высота h наблюдаемого рельефа над поверхностью относимости. Эта процедура должна повторяться по всей площади РЛИ на сетке пикселей с нужным шагом по координатам дальности и азимута.

Анализ приведённой схемы измерений показывает, что высота пикселя h , выраженная в длинах волны несущей, оказывается неоднозначно определённой и притом периодической величиной. Её период равен половине средней наклонной дальности наблюдения пикселя R_0 , делённой на проекцию базы интерферометра на перпендикуляр к дальности R_0 (Евграфов А.Е., Поль В.Г., 2014). Так как в схеме интерферометра наклонные дальности измеряются по фазе несущей, то к точности знания координат обоих КА, составляющих базу, предъявляются довольно высокие требования, вплоть до долей сантиметра. (Maurer E. et al., 2012).

У интерферометрической схемы измерения рельефа много достоинств, она обладает гибкостью и позволяет измерять высоты рельефа в широком диапазоне высот и точностей (вплоть до долей сантиметра), но практическая реализация измерения пары наклонных дальностей по фазе несущей до одного и того же пикселя довольно сложная техническая задача.

Прежде всего необходимо вывести на орбиту два КА и реализовать управление их точно согласованным кооперированным полётом, обеспечивающим в районах съёмки интерферометрическую базу нужного размера и требуемой ориентации. Далее, для организации согласованных фазовых измерений необходимо дополнить комплекс радиолокатора на каждом КА аппаратурой специального состава, обе-

спечивающей весьма точную синхронизацию фазы несущей, а также кооперированную и согласованную одновременную работу РЛС двух КА (Maurer E. et al., 2012). Кроме того, потребуется создать дополнительные программные средства для наземной совместной обработки информации, поступающей с двух КА. При этом необходимо разработать сложную и трудоёмкую часть средств, решающих дополнительные задачи. К ним, в частности, относятся алгоритмы совмещения двух РЛИ с точностью до пикселя и раскрытия неоднозначности отсчётов измеренной высоты h .

В имеющихся литературных источниках поверхность относимости обычно предполагается плоской, а вопросы формирования и использования опорного рельефа, как и методики определения топографических высот реальной местности в доступной литературе практически не освещались. Кроме того, кооперированный полёт двух КА рассматривался лишь в приближённой постановке, в предположении полёта носителей РЛС по кеплеровой орбите (Maurer E. et al., 2012).

Однако реальная поверхность относимости представляется общеземным эллипсоидом (ОЗЭ), а траектории полёта пары КА более сложные и некеплеровы, что создаёт дополнительные сложности в управлении реальным полётом околоземных объектов. Пара КА, находящихся на двух околоземных орбитах, позволяет реализовать лишь такую интерферометрическую базу, размеры и ориентация которой принципиально и непрерывно изменяются в пространстве. Как следствие реализация необходимой базы и измерение рельефа с нужной точностью в заданном районе наблюдений и времени съёмки обеспечиваются далеко не всегда. Поэтому предельно возможные минимальные ограничения съёмки парой КА в принципе пока остаются неисследованными и, следовательно, неопределёнными. В сумме все отмеченные причины налагают на практическое планирование съёмки рельефа парой КА определённые ограничения. Особенно заметными они становятся в режиме оперативных съёмок.

Особо нужно подчеркнуть, что сегодня для России задачи практического освоения технологии РСА и определения рельефа местности весьма актуальны, а необходимость рассматривать определение рельефа в общей и комплексной постановке достаточно своевременна. В связи с этим оптимальные баллистические условия работы пары КА на орбите, и сама методика определения рельефа по интерферометрической схеме стали, наконец, рассматриваться в отечественной технической литературе (Евграфов А.Е., Поль В.Г., 2016; Евграфов А.Е., Поль В.Г., 2017; Евграфов А.Е., Поль В.Г., Шостак С.В., 2017).

Перечисленные работы, цитированные выше, позволили оценить сложности практической реализации и принципиальные пределы ограничений, присущих интерферометрической съёмке измерения рельефа парой КА и вытекающих из определения наклонных дальностей по фазе несущей. Однако они же одновременно стимулировали поиск и оценку иных схем измерений рельефа, которые позволяют исключить хотя бы часть трудностей реализации, перечисленных выше. В случае приемлемости некоторых ограничений по результатам их применения такие схемы могут найти применение (Бабокин М.И. и др., 2017). Поэтому представляет определённый интерес рассмотреть возможности использования альтернативной схемы определения рельефа, не требующей проведения фазовых измерений (рисунок 2).

Как один из вариантов такая схема может быть построена на основе обычных некогерентных измерений наклонной дальности, выполняемых лишь одним КА. Эта схема показывает, что для измерения высоты текущего пикселя h необходимо найти разность dR двух наклонных дальностей. Одна из них, R_h , является обычной наклонной дальностью, измеряемой по ходу формирования текущего пикселя РЛИ. Другая дальность, R_0 , является опорной наклонной дальностью точки привязки сформированного пикселя.

В частности, R_0 – это та же наклонная дальность R_h , но при $h=0$.

Важно отметить, что опорная дальность R_0 не нуждается в реальном определении и в принципе может быть получена расчётом по известным координатам РЛС и точки привязки наблюдаемого пикселя. Тогда, имея разность дальностей $dR=R_0-R_h$, можно определить высоту h сравнительно несложным расчётом. Схема измерения, показанная на рисунке 2, позволяет предположить, что погрешность определения высоты h может иметь порядок размеров одного пикселя РЛИ по дальности. При этом требования к знанию текущих координат КА явно могут быть значительно снижены по сравнению с интерферометрической схемой измерения высот рельефа. Представляется, что ошибки знания координат КА должны также иметь порядок размеров пикселя.

Таким образом, в итоге из простого рассмотрения схемы рисунка 2 следует, что для реализации моностатической некогерентной схемы измерений наклонных дальностей необходимо знание текущих координат КА. Кроме того, дополнительно должны быть известны координаты точки привязки наблюдаемого пикселя к поверхности относимости и наклонная дальность R_0 до неё. Далее, требуется измеренная наклонная дальность R_h пикселя РЛИ, наблюдаемого над точкой привязки и получаемая

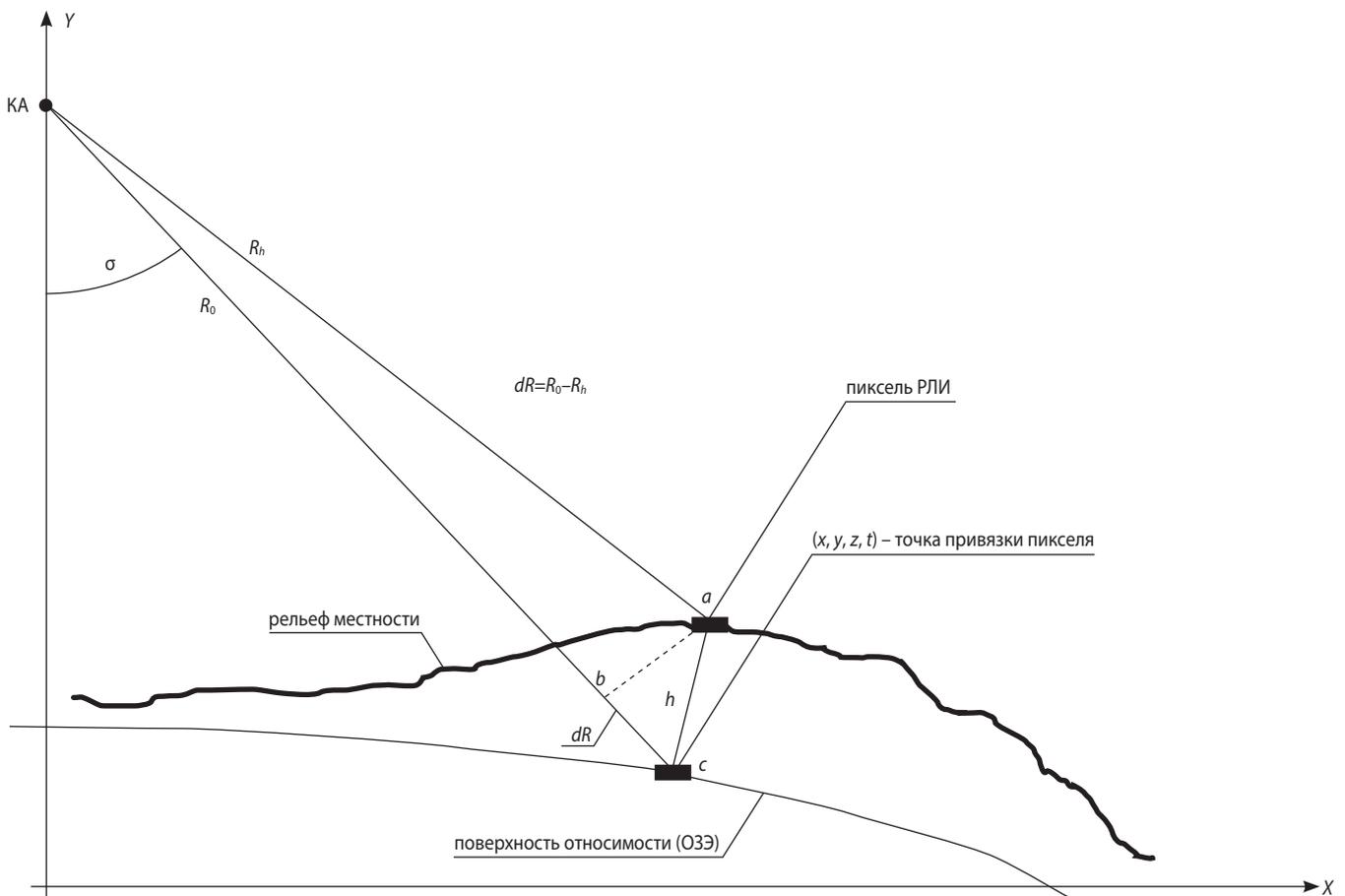


рисунок 2. Измерение рельефа одним КА

в ходе радиолокационного обзора местности. Все указанные координаты должны быть описаны в единой системе координат, в которой описываются: место КА, точка привязки наблюдаемого пикселя и сама поверхность относимости. Кроме того, необходимо обеспечить соответствие координат точки привязки пикселя тому наблюдаемому пикселю, который находится над ней. Тогда, имея такие данные, уже несложно построить простую схему определения искомой высоты пикселя h по разности дальностей $dR=R_0-R_h$.

Далее перейдём к основным элементам схемы рисунка 2 и их реализации, при этом будем рассматривать основные принципы работы по схеме рисунка 2 (определение высот рельефа по технологии РСА в моностатическом некогерентном режиме), оставляя детализацию алгоритмов измерений высот в указанном режиме на возможный в дальнейшем этап конкретного технического проектирования.

1. Определение опорных наклонных дальностей

Из сказанного выше следует, что прежде всего необходимо описать в единой системе координат положение точки привязки текущего наблюдаемого пикселя к поверхности относимости, задающей начало отсчёта высот рельефа, и наблюдение самого пикселя. Далее, необходимо в той же общей системе координат описать измерение наклонных дальностей, как до полученной точки привязки, так и до соответствующего ей пикселя реального рельефа. Наконец, требуется обеспечить однозначное соответствие точки привязки пикселя и пикселя, наблюдаемого над ней.

Рассмотрим радиолокационную съёмку участка реальной неровной поверхности Земли, производимую одним КА по технологии РСА. Далее для определённости будем предполагать, что измеряемый рельеф является по определению относительно гладким. Последнее означает, что рельеф поверхности удовлетворяет условию, согласно которому все его уклоны в каждой точке не превышают значений $\sim 10\div 20^\circ$. Реальная населённая местность, как освоенный объект, всегда содержит пути сообщения, различные строения и другие объекты. Поэтому её уклоны в текущих точках редко превышают пределы, составляющие $\sim 10\div 20^\circ$. Так как типичные углы места КА для точек поверхности при съёмках выше и обычно лежат в пределах $\sim 30\div 45^\circ$, то такой относительно гладкий рельеф будет наблюдаться с достаточно малыми искажениями. Для отдельных объектов (горные районы, городская высотная застройка и т.п.) при съёмке могут возникать специфические эффекты типа перспективных искажений координатной сетки на изо-

бражении, затенений и т.п. (*Ferretty A. et al., 2007*). Такие случаи будем считать предметом особого рассмотрения.

Далее всегда будем предполагать, что космическая радиолокационная съёмка поддерживается и выполняется в среде действующей единой системы глобального координатно-временного обеспечения (ЕС КВО) типа Глонасс и её аналогов. Это обеспечение представляет собой определение текущих координат и вектора скорости КА в геоцентрической связанной системе трёх осей прямоугольных координат (x, y, z) , дополненной временной осью t (всемирное координированное время UTC) и являющейся в ЕС КВО его неотъемлемой частью. При этом весьма важно понимать, что «пространство и время сами по себе являются пустыми фикциями, и только их соединение в единую сущность сохраняет шанс на описание реальности, в то время как пространство в отдельности, как и время в отдельности, являются лишь тенями реальности» (*Минковский Г., 1911*). Поэтому любые величины в технологии РСА всегда необходимо рассматривать как функции векторного аргумента, имеющего четыре компоненты (x, y, z, t) , чтобы они имели конкретный и прикладной смысл.

В настоящее время аппаратные бортовые и наземные компоненты как самой ЕС КВО, так и её космических потребителей позволяют обеспечивать оперативное бортовое и наземное определение текущего вектора состояния (ВС) КА в единой системе текущих координат и всемирного времени с весьма высокими точностями. Так, например, сегодня максимальные ошибки ЕС КВО при определении текущего компонент ВС бортовой аппаратуры КА имеют значение по координатам $5\div 10$ м и составляющим скорости $1\div 2$ см/с при ошибке отсчётов в единой шкале всемирного времени не хуже $10\div 20$ мкс. Кроме того, дополнение оперативных бортовых измерений процедурой апостериорной траекторной обработки в наземных средствах баллистического обеспечения полётов позволяют уменьшить приведённые выше ошибки пространственных координат не менее чем на порядок.

Уточним, что следует понимать под пикселем РЛИ реального рельефа. Пиксель РЛИ определяется как двумерная площадка (или – текущий элемент разрешения), который является дискретным (по аргументу) представлением результата обработки сигнала, принятого от элемента разрешения. Такой пиксель представляет собой изображение участка поверхности реального рельефа, лежащего на некоторой высоте h над ОЗЭ. Координаты проекции центра пикселя на поверхность относимости служат точкой привязки самого пикселя или, что эквивалентно, его опорными координатами. Высота пикселя h отсчитывается

от поверхности ОЗЭ по нормали, восстановленной к ОЗЭ в точке привязки. В процессе обзора по двум координатам (наклонной дальности и азимута) эта высота не определяется и, следовательно, остаётся неизвестной. Поэтому она подлежит определению специальными процедурами, дополняющими РЛИ третьей координатой по результатам двумерного радиолокационного обзора местности, проводимого в координатах наклонная дальность – азимут.

Определение координат точки привязки пикселя на поверхности ОЗЭ по навигационным данным о текущем положении КА в ЕС КВО описано в (Евграфов А.Е., Поль В.Г., 2015). Точка привязки определяется в текущей траверсной плоскости, перпендикулярной вектору скорости КА. В этой плоскости под некоторым углом, рассматриваемым как служебный параметр и отсчитываемым от вертикали, проводится прямая линия до пересечения с поверхностью ОЗЭ. Точка её пересечения и даёт координаты точки привязки пикселя. Эти координаты вместе с известными координатами КА сразу позволяют найти наклонную дальность R_0 этой же точки. Исходя из значений параметров ЕС КВО, приведённых выше, легко показать, что в такой схеме вполне можно рассчитывать на определение опорных координат пикселей в ЕС КВО с максимальными ошибками вплоть до метра. При этом полезно принять, что каждая точка привязки представлена площадкой на ОЗЭ, или, эквивалентно, опорным пикселем, размеры которого равны проекции пикселя РЛИ на поверхность относимости.

Конечным первичным продуктом съёмки по технологии РСА является РЛИ, представляющее собой множество пикселей, организованных по строкам наклонной дальности, которые последовательно и плотно заполняют собой всю площадь РЛИ. При этом точки привязки начального и конечного пикселя каждой строки к поверхности ОЗЭ могут быть определены упомянутой выше процедурой привязки в ЕС КВО и представлены опорными координатами на ОЗЭ (x, y, z, t) . Под величиной t подразумевается так называемое медленное время, имеющее характерный масштаб времени обзора по азимуту. Оно используется в привязке границ последовательности строк по дальности (по траверсу) и координате азимута, то есть вдоль трассы полёта КА (Верба В.С. и др., 2010).

Дальнейшее использование алгоритма привязки позволяет в принципе определить на поверхности ОЗЭ координаты точек всех остальных пикселей, заполняющих строку РЛИ, по координате наклонной дальности (то есть по траверсу трассы полёта). Однако такая процедура должна производиться в масштабе так называемого быстрого времени, для чего может потребоваться шкала времени со слишком высоким разрешением. Поэтому возможно, что бо-

лее удобным алгоритмом привязки пикселей внутри строки окажется их последовательное выстраивание по координате дальности (то есть простое плотное размещение опорных пикселей подряд в интервале дальностей, ограниченных началом и концом строки).

Для краткости будем называть полученную таким образом последовательность точек привязки на поверхности ОЗЭ строкой привязки опорных пикселей, или опорной строкой. По ходу определения места текущего опорного пикселя в опорной строке каждой точке привязки будет соответствовать своя опорная наклонная дальность R_0 , определяемая по двум точкам. Таким образом, каждому опорному пикселю сформированной опорной строки могут присваиваться свои координаты и соответствующая наклонная опорная дальность R_0 .

Рассмотрим принцип формирования опорной строки на простом примере, считая рельеф и поверхность относимости плоскими и совпадающими (рисунок 3). Такой рельеф считается опорным, и его высоты h равны нулю.

Также положим, что опорная строка лежит в траверсной плоскости XY , ось X принадлежит плоской поверхности относимости, а ось Y служит вертикалью. Некоторые непринципиальные и легко учитываемые нелинейные эффекты, такие, как изменения размеров пикселей вдоль строки обзора, в рамках концептуального изложения схемы здесь рассматриваться не будут. Положим, что начало и конец рассматриваемой строки дальности РЛИ указаны координатами (x_1, t_1) , (x_2, t_2) , определёнными в среде ЕС КВО. Будем считать, что координаты и время заданы относительно момента излучения зондирующего импульса РЛС, производящего обзор строки.

Зондирующий сигнал, излучаемый передатчиком РЛС, распространяясь в пространстве по направлению текущей наклонной дальности со скоростью света c , перемещается вдоль оси X с некоторой другой скоростью c_1 . При этом по оси X просматривается строка дальности, протяжённость которой равна Δx , а время просмотра составит Δt . На рисунке 3 пиксели, составляющие строку опорной дальности, для наглядности обозначены точками.

Строка опорной дальности может характеризоваться как протяжённостью пространственных координат по оси X , так и длительностью по оси единого времени t . Следовательно, строка дальности имеет протяжённость $\Delta x = (x_2 - x_1)$ по оси X пространственных координат и содержит $N_{\text{эл}} = \Delta x / dX$ пикселей, где dX есть протяжённость опорного пикселя. В альтернативном аргументе t можно также считать, что строка обладает длительностью $\Delta t = t_2 - t_1$ и состоит из того же количества $N_{\text{эл}}$ пикселей, теперь равных $N_{\text{эл}} = \Delta t / dt$, где $dt = (dX / c_1)$ представляет собой длительность опорно-

К ВОПРОСУ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ВЫСОТ РЕЛЬЕФА ПО ТЕХНОЛОГИИ РСА В МОНОСТАТИЧЕСКОМ НЕКОГЕРЕНТНОМ РЕЖИМЕ

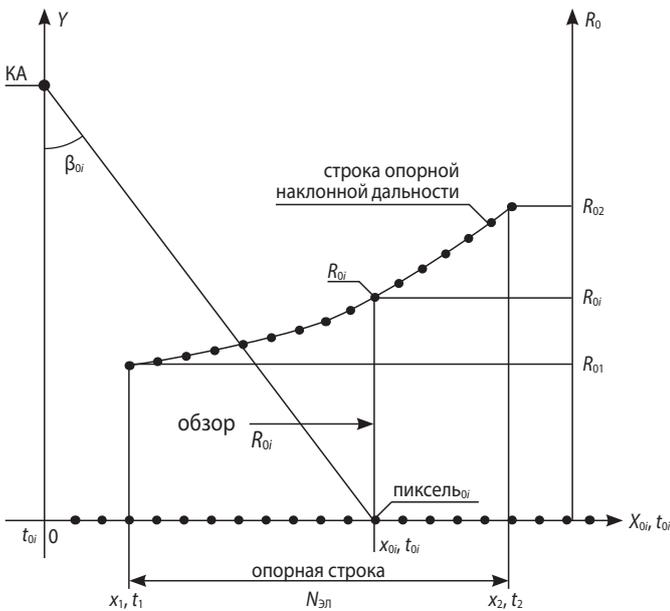


рисунок 3. Формирование опорной строки

го пикселя по координате единого времени. Таким образом, в результате обзора строка дальности представляется массивом с числом компонент $N_{эл}$ определённой длины. Каждая компонента массива описывает пиксель двумя числами, представляющими его характеристики. Первой характеристикой опорного пикселя строки дальности служит координата его точки привязки в ЕС КВО. Она является началом отсчёта высоты h этого пикселя. Второй характеристикой опорного пикселя является измеренное значение опорной наклонной дальности R_{0i} . Разумеется, в действительности, число характеристик может составлять и более двух, однако в данном контексте это не имеет значения.

В конечном счёте, в результате обзора плоской поверхности по координате дальность будет получена строка опорных пикселей на оси X , отмеченных текущими координатами x_{0i}, t_i . Эти обе координаты служат аргументами строки (массива) опорных наклонных дальностей R_{0i} . Такая строка значений R_{0i} с аргументом (x, t) также показана на рисунке 3. Ещё раз напомним, что, поскольку текущие значения наклонной дальности $R_{0i}(x, t)$ определяются всего двумя точками (место КА и точка привязки текущего опорного пикселя известны), то величины $R_{0i}(x, t)$ не нуждаются в реальном определении. Поэтому они всегда могут быть определены независимо расчётным путём и, следовательно, использованы в алгоритме определения высот реального неровного рельефа.

Все сказанное выше несложно перенести на тот случай, когда наблюдаемая местность не является плоской, например, представляет собой часть поверхности ОЗЭ или его масштабного аналога.

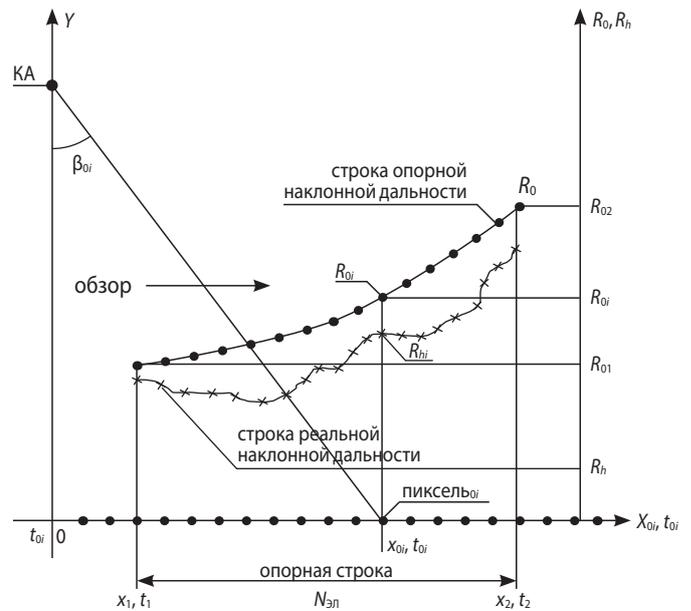


рисунок 4. Строки опорной и реальной наклонной дальности

2. Строка реального рельефа и её совмещение с опорной

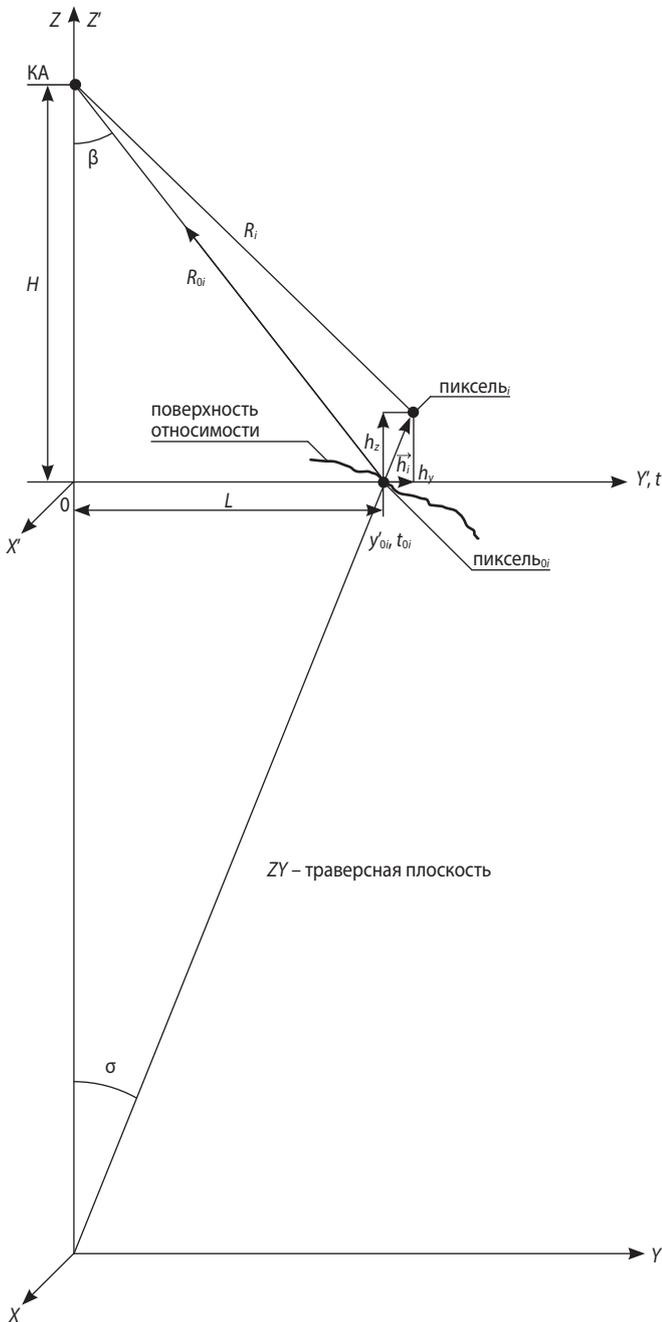
Теперь, в рамках того же примера, рассмотрим случай рельефа, поднятого над плоской Землёй, и дополним рисунок 3 результатами реального измерения наклонной дальности R_i . Это дополнение представляет собой строку (массив) наклонных реальных дальностей R_{hi} , каждая компонента которой имеет своего двойника в строке опорной наклонной дальности R_{0i} (рисунок 4).

Строка R_{hi} содержит то же число пикселей $N_{эл}$, что и строка опорных дальностей. Действительно, для принятой модели наблюдаемого рельефа утверждение о равенстве числа пикселей будет справедливым и массивы R_{0i}, R_{hi} будут иметь одинаковое число компонент $N_{эл}$. Тогда, взяв строку пикселей наклонных реальных дальностей R_h , совместив её начало с опорной строкой и установив однозначное соответствие между элементами R_{0i} и R_{hi} , можно определить разности $dR_i = R_{0i} - R_{hi}$ по всей опорной строке.

Подчеркнём, что из схемы рисунка 4 следует, что необходимым условием её работоспособности является достаточно точное определение координат и времени текущих опорных пикселей в ГССК (Евграфов А.Е., Поль В.Г., 2015), а также однозначное соответствие каждого наблюдаемого пикселя своему опорному в ЕС КВО. Эти задачи должны обеспечиваться последовательным и полным использованием возможностей ЕС КВО во всех звеньях комплекса космической съёмки, начиная с верхнего космического звена и кончая наземным. Таким образом, рассмотрев упрощённую плоскую схему определения рельефа, можно перейти к общему трёхмерному случаю, соответственно применив схему рисунка 2.

3. Геометрия общего случая измерения рельефа с одним КА

На рисунке 5 показана схема общего случая измерения высоты рельефа над общеземным эллипсоидом. Эта схема изображена во вспомогательной геоцентрической связанной системе прямоугольных координат XYZ .



рисунк 5. Определение высоты рельефа в общем случае

Плоскость YZ получается из стандартной гринвичской ГССК поворотами её осей (рисунк 5) таким образом, чтобы ось Z проходила через КА, а плоскость YZ – через точку привязки ПЭР_{0i}. То есть ось Z служит местной вертикалью, ось X направлена по вектору скорости КА, а плоскость ZY является траверсной.

Дополним систему ГССК ещё одной вспомогательной системой $X'Y'Z'$, оси которой параллельны осям системы XYZ , ось Z' совпадает с осью Z , а ось Y' проходит через точку привязки ПЭР_{0i}, находящегося на поверхности ОЗЭ.

Будем считать, что сам КА (носитель РСА), поверхность ОЗЭ и координаты пикселей РЛИ определены во вспомогательной системе координат $X'Y'Z'$. Пиксель_i находится над поверхностью ОЗЭ, расположен в плоскости $Y'Z'$ и его привязка к поверхности ОЗЭ по оси Y' задана координатой L . Измеряемый рельеф представлен вектором h , лежащим на продолжении радиус-вектора пикселя (практически совпадающим с нормалью n_0 к ОЗЭ, проведённой через точку привязки пикселя). Проекции вектора рельефа h на оси координат $Y'Z'$ отмечены как h_y и h_z (рисунк 5).

В соответствии со схемой, показанной на рисунке 5, будем считать, что координаты КА, ПЭР_{0i} и ПЭР_i в системе координат $X'Y'Z'$ могут быть записаны как КА(0, 0, H), ПЭР_{0i}(0, L, 0), ПЭР_i(0, L+h_y, h_z). Тогда имеем очевидное соотношение:

$$R_i^2 = (0-0)^2 + (0-(L+h_y))^2 + (H-h_z)^2.$$

Проведя элементарные преобразования, получим выражение:

$$R_i^2 = R_{0i}^2 + h^2 + 2(Lh_y - Hh_z),$$

где $R_{0i}^2 = (L^2 + H^2)$, а $h^2 = (h_y^2 + h_z^2)$. Далее вводим векторы $\mathbf{R}_{0i}(L, H)$, $\mathbf{h}(h_y, h_z)$ и их скалярное произведение $\mathbf{R}_{0i} \cdot \mathbf{h} = (Lh_y + Hh_z)$, предполагая, что вектор \mathbf{R}_{0i} направлен от точки пикселя_{0i} в сторону КА. Тогда запишем радикал R_i и его линейное приближение в виде

$$R_i = R_{0i} [1 + (h/R_{0i})^2 - 2(\mathbf{R}_{0i} \cdot \mathbf{h})/R_{0i}^2]^{0.5},$$

$$R_i \approx R_{0i} (1 + 0.5(h^2/R_{0i}^2) - (\mathbf{R}_{0i} \cdot \mathbf{h})/R_{0i}^2).$$

Заменяя $\mathbf{R}_{0i} \cdot \mathbf{h} = R_{0i} h \cos(\mathbf{R}_{0i} \hat{\mathbf{h}})$, находим разность наклонных дальностей – опорной R_{0i} и наблюдаемой реальной R_i (до ПЭР_{0i} и ПЭР_i) в виде:

$$dR_i = R_{0i} - R_i = h \cos(\mathbf{R}_{0i} \hat{\mathbf{h}}) - 0.5(h^2/R_{0i}) \approx h \cos(\mathbf{R}_{0i} \hat{\mathbf{h}}),$$

где $(\mathbf{R}_{0i} \hat{\mathbf{h}})$ – угол между векторами \mathbf{R}_{0i} , \mathbf{h} , $0.5 \times (h^2/R_{0i}) \ll h \cos(\mathbf{R}_{0i} \hat{\mathbf{h}})$. Тогда конечный результат – искомая высота рельефа h – очевиден:

$$h \approx dR_i / \cos(\mathbf{R}_{0i} \hat{\mathbf{h}}), \quad (1)$$

что подтверждает результат, предполагаемый из рисунка 1. Отметим, что, пренебрегая малым углом между радиус-вектором Земли и нормалью к поверхности ОЗЭ, можно считать угол $(\mathbf{R}_{0i} \hat{\mathbf{h}})$ между векторами \mathbf{R}_{0i} и \mathbf{h} равным сумме угла визирования точки привязки β и центрального угла σ , характеризующего удаление точки привязки пикселя от трассы КА (показаны на рисунке 5).

Определив по выражению (1) производную h по R_i для практически имеющегося диапазона углов

визирования $\beta \approx 20 \div 40^\circ$, находим ошибку Δh расчёта высоты h :

$$\Delta h = [\cos(R_{0i} \wedge \mathbf{h})]^{-1} \Delta dR_i \approx (1.06 \div 1.6) \Delta dR_i. \quad (2)$$

Из (1)÷(2) вытекает, что, поскольку минимальное ненулевое значение разности $dR_{i\min}$ ограничено снизу разрешающей способностью РЛИ по дальности, то величины минимальных измеряемых высот h должны примерно на порядок превышать значения $dR_{i\min}$. Так, например, при разрешении по дальности ~ 1 м минимальная измеряемая высота рельефа будет лежать в районе ~ 10 м (граничный случай), а максимальная ошибка измерения высоты h для объектов, наиболее удалённых от трассы полёта КА ($\beta = 40^\circ$), составит ~ 1.6 м ($\sim 15\%$). На практике в ряде случаев такие показатели измерения высот рельефа могут оказаться вполне удовлетворительными.

Таким образом, рассматриваемая схема позволяет измерять рельеф местности по результатам работы одной космической РЛС, выполнившей съёмку по технологии РСА в обычном моностатическом активном некогерентном режиме наблюдения объектов. При этом ошибки измерения высот рельефа в ряде практических ситуаций могут быть вполне приемлемы. Поэтому представляется, что схема трёхмерной съёмки местности, предложенная в данной работе, заслуживает дальнейшего детального комплексного рассмотрения.

заключение

Показана возможность определения высоты рельефа при работе одиночного КА, работающего в обычном активном режиме съёмки по технологии РСА и получающего некогерентное радиолокационное изображение. Основным достоинством рассматриваемой схемы является потенциальная возможность определения рельефа местности как побочного результата, получаемого в ходе обычной съёмки с одного КА. Действительно, она не требует формирования специальных орбит КА и особого управления полётом двух (и более) КА в кооперации. Она же не требует получения сверхточного навигационного обеспечения, выходящего за рамки необходимого для получения заданной разрешающей способности РЛИ.

Применение рассматриваемой схемы может позволить более эффективно использовать имеющуюся группировку КА. Фазовые измерения дальности не требуются, установка дополнительной аппаратуры на КА также не нужна, можно использовать обычные орбиты космического радиолокационного зондирования. Необходима лишь относительно небольшая доработка стандартного наземного программного обеспечения формирования РЛИ.

Недостатком рассмотренной схемы является невозможность повышения точности измеряемых высот сверх линейного разрешения, реализуемого при съёмке. Кроме того, измеряемая высота не может быть ниже величин порядка десятка элементов разрешения, реализуемых в обзоре.

В целом предлагаемая схема заслуживает дальнейшего подробного технического рассмотрения, опытной проверки в реальных условиях и оценки областей её применения.

список литературы

Бабочкин М.И. и др. Космический аппарат «Кондор-Э» с РСА и его возможности // Исследование Земли из космоса. 2017. № 3. С. 85-95.

Верба В.С. и др. Радиолокационные системы землеобзора космического базирования. М.: Радиотехника, 2010. 676 с.

Евграфов А.Е., Польш 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. 14-18.

Евграфов А.Е., Польш 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., Польш 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., Польш 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., Польш 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.

Минковский Г. Пространство и время. СПб.: Книгоиздательство Физика, 1911. 94 с.

Хартов В.В., Ефанов В.В., Занин К.А. Основы проектирования орбитальных оптико-электронных комплексов: учеб. пособие. М.: Изд-во МАИ, 2011.

Ferretty A. et al. Guidelines for SAR Interferometry Processing and Interpretation // TM-19, February 2007, European Space Agency. The Netherlands. 249 p.

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

Maurer E. et al. Dual Satellite Operations in Close Formation Flight // SpaceOps 2012 Conference, Stockholm, Sweden. 2012. 8 p.

Статья поступила в редакцию 07.12.2017 г.

УПРАВЛЕНИЕ ОТНОСИТЕЛЬНЫМ ДВИЖЕНИЕМ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПРИ ОРГАНИЗАЦИИ ТАНДЕМНОЙ СХЕМЫ ПОЛЁТА

CONTROL OF APPARENT SC MOTION AT TANDEM MISSION PROFILE



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

Статья посвящена вопросам управления относительным движением космических аппаратов (КА) при организации тандемной схемы полёта. Приведено описание схемы полёта двух КА, образующих так называемую баллистически связанную группу и совершающих орбитальный полёт на небольшом расстоянии друг от друга. Проведён анализ влияния эволюции элементов орбит на характер относительного движения КА в тандеме. Рассмотрены задачи коррекции орбит для поддержания заданной тандемной конфигурации. Проведена оценка энергетических затрат на проведение коррекций.

Ключевые слова: тандемная схема полёта; тандемная конфигурация; ведущий и ведомый космический аппарат; коррекция относительных векторов эксцентриситета и наклона.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время все большую актуальность приобретают задачи использования для решения различного рода целевых задач не отдельных КА, а так называемых баллистически связанных группировок (БСГ) КА, в состав которых могут входить два и более КА. В качестве характерной целевой задачи, для решения которой могут использоваться БСГ КА,

The article covers the issues of control of apparent spacecraft (SC) motion at tandem mission profile. The article presents the description of flight pattern of two SC forming the so-called «ballistic-linked group» (BLG) and performing the orbital flight at a small distance from each other. The evolution of orbit elements affecting the behavior of SC apparent tandem motion has been analyzed. The orbit correction issues are considered for the purpose of maintenance of the specified tandem configuration. The power budget required for the trajectory corrections has been estimated.

Key words: tandem mission profile; tandem configuration; «lead» and «led» SC; correction of relative misalignment and inclination vectors.

можно привести проведение бистатической интерферометрической съёмки поверхности Земли с целью создания высокоточной цифровой модели высот. Решение этой задачи осуществляется с помощью двух КА, совершающих орбитальный полёт на небольшом расстоянии друг от друга при организации определённой геометрии их относительного движения.

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

Ярким примером реализации такой тандемной БСГ является орбитальная группировка «TerraSAR – TanDEM» космического агентства Германии. Успех этого проекта во многом определён решением задач точного поддержания заданной тандемной конфигурации полёта КА.

Осуществление тандемной схемы полёта двух КА требует строгого контроля относительного движения КА и проведения соответствующих коррекций параметров орбиты для поддержания требуемой формации (геометрии относительного движения) полёта тандема. При этом определение параметров коррекции должно проводиться с учётом минимизации опасности столкновения КА, возникающей в результате их группового полёта в непосредственной близости.

Тандемная схема полёта КА предполагает поддержание относительного расстояния между КА не более 1–2 км. Поддержание такой дистанции необходимо, например, для обеспечения интерферометрической съёмки с длиной так называемой базовой линии менее 1 км.

Очевидно, что организация управления полётом КА в составе БСГ при таких относительно малых размерах тандемной конфигурации требует особых подходов к решению задач определения параметров коррекции орбиты. Анализ относительного движения двух КА, находящихся в непосредственной близости, и проблема их маневрирования рассматривается в (Curtis H.D., 2014). Широкий обзор литературы по различным моделям относительного движения КА представлен в (Sullivan J. et al., 2017). Методы с относительными орбитальными элементами, которые могут использоваться в интересах управления для различных конфигураций БСГ рассмотрены в (Koenig A.W. et al., 2017).

1. Описание относительного движения КА в тандеме

Для определения стратегии проведения коррекций поддержания тандемной конфигурации рассмотрим характер относительного движения КА в БСГ. Для описания относительного движения КА в тандеме будем использовать следующую терминологию:

Тандемная схема полёта – полёт двух КА в баллистически связанной группировке, предназначенной для выполнения бистатической интерферометрической съёмки.

Ведущий КА – первый КА в тандеме (КА 1), относительно которого осуществляется управление относительным движением центра масс второго ведомого КА.

Ведомый КА – второй КА в тандеме (КА 2), который осуществляет проведение соответствующих

коррекции орбиты с помощью ДУ для поддержания требуемой конфигурации тандемной схемы.

Конфигурация тандемной схемы полёта – пространственная траектория относительного движения ведомого КА, определяемая соответствующими размерами проекций этой траектории на плоскости относительной орбитальной системы координат ведущего КА.

Поддержание заданной конфигурации тандемной схемы полёта – поддержание заданных размеров траектории относительного движения ведомого КА.

Наиболее наглядно отражают геометрию группового полёта КА в тандеме так называемые относительные элементы орбиты. Рассмотрим описание относительного движения в отклонениях орбитальных элементов и введём понятия относительных векторов эксцентриситета и наклона для описания линейаризованных уравнений движения (*D'Amico S. et al., 2006; Montenbruck O. et al., 2006*).

Абсолютное движение каждого j -го КА ($j=1, 2$) в тандеме, а именно, ведущего КА 1, и ведомого КА 2, может быть представлено в абсолютной геоцентрической системе координат (АГСК). При этом могут использоваться:

- оскулирующие элементы орбиты ($a_j, e_j, i_j, \Omega_j, \omega_j, u_j$) – большая полуось, эксцентриситет, наклонение, долгота восходящего узла, аргумент перигея и аргументом широты;
- кинематические параметры $Xa_j, Ya_j, Za_j, Vxa_j, Vya_j, Vza_j$.

Для описания относительного движения двух КА введём относительную систему координат, в качестве которой будем использовать орбитальную систему координат (ОСК) ведущего КА 1, представленную на рисунке 1. Центр этой ОСК расположен в центре масс КА 1, а оси направлены следующим образом: X – вдоль вектора орбитальной скорости (вдоль полёта); Y – по нормали к плоскости орбиты в направлении вектора положительного углового момента; Z – дополняет систему координат до правой.

В ОСК относительное движение активного ведомого КА 2 по отношению к ведущему КА 1 может быть выражено в виде

$$\Delta \vec{r} = \vec{r}_2 - \vec{r}_1 = \Delta r_x e_x + \Delta r_y e_y + \Delta r_z e_z,$$

где r_j – радиус-векторы, описывающие положение рассматриваемых КА в АГСК. Соответственно: $\Delta r_x = x_2 - x_1$; $\Delta r_y = y_2 - y_1$; $\Delta r_z = z_2 - z_1$.

Относительное движение КА в тандеме рассматривается для случая использования орбит, близких к круговым. Кроме того, для обеспечения возможности линейаризации уравнений относительного движения принимается, что КА находятся достаточно близко друг к другу. Это условие может быть представлено в виде небольшого отклонения безразмер-

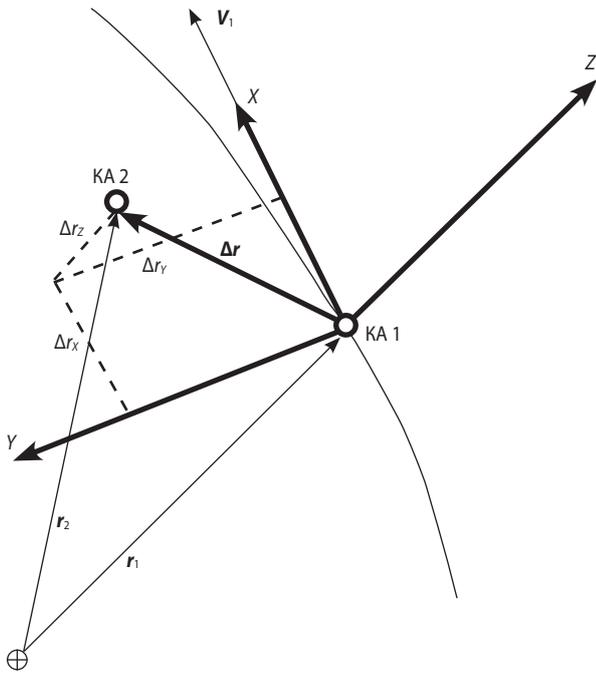


рисунок 1. Относительный вектор движения ведомого КА 2 в ОСК ведущего КА 1

ного вектора состояния ведомого КА 2 по отношению к безразмерному вектору состояния ведущего КА 1 следующим образом:

$$\|\Delta x\| = \|\Delta a/a_1, \Delta e, \Delta i, \Delta \Omega, \Delta \omega, \Delta u\|^T \ll 1.$$

В качестве наиболее важных элементов, используемых для описания относительного движения, и в частности для представления геометрии тандемной схемы полёта КА, используются относительные векторы эксцентриситета $\overline{\Delta e}$ и наклона $\overline{\Delta i}$.

$$\overline{\Delta e} = e_2 \begin{pmatrix} \cos \omega_2 \\ \sin \omega_2 \end{pmatrix} - e_1 \begin{pmatrix} \cos \omega_1 \\ \sin \omega_1 \end{pmatrix}; \quad (1)$$

$$\overline{\Delta i} = \begin{pmatrix} i_2 - i_1 \\ (\Omega_2 - \Omega_1) \sin i_1 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \Delta i_1 \\ \Delta \Omega_1 \sin i_1 \end{pmatrix}. \quad (2)$$

В используемой относительной ОСК положение осей X и Z в абсолютном пространстве будет изменяться, и зависеть от времени, а положение оси Y будет постоянным и не зависящим от времени в кеплеровом приближении модели движения центра масс КА. Таким образом, сложное относительное движение КА в тандеме может быть разделено на продольное движение в плоскости XZ и на движение в поперечной плоскости YZ рассматриваемой ОСК.

С учётом принятых ограничений относительное движение можно разделить на гармоническое колебание в плоскости, перпендикулярной направлению полёта, и на движение по эллипсу в плоскости орбиты, определяемое размером и фазами векторов $\overline{\Delta i}$ и $\overline{\Delta e}$ соответственно, величинами их модулей δi и δe и углами θ и φ . Ниже представлены рассматриваемые векторы в декартовом и полярном виде:

$$\overline{\Delta e} = \begin{pmatrix} \Delta e_x \\ \Delta e_y \end{pmatrix} = \delta e \begin{pmatrix} \cos \varphi \\ \sin \varphi \end{pmatrix}; \quad \overline{\Delta i} = \begin{pmatrix} \Delta i_x \\ \Delta i_y \end{pmatrix} = \delta i \begin{pmatrix} \cos \theta \\ \sin \theta \end{pmatrix}.$$

Дополнительно к этому, радиальное и продольное разделение вдоль направления полёта может иметь систематическое смещение и линейный дрейф, вызванный отклонениями большой полуоси Δa и аргумента широты Δu .

Дифференцирование уравнений относительного движения по времени приводит к линеаризованным уравнениям для радиус-вектора состояния КА 2 относительно орбитального положения КА 1:

$$\begin{pmatrix} \Delta r_z/a \\ \Delta r_x/a \\ \Delta r_y/a \\ \Delta \dot{r}_z/V_{кр} \\ \Delta \dot{r}_x/V_{кр} \\ \Delta \dot{r}_y/V_{кр} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \Delta a/a & 0 & -\Delta e_x & -\Delta e_y \\ \Delta u & -3\Delta a/2a & -2\Delta e_y + 2\Delta e_x \\ 0 & 0 & -\Delta i_y & +\Delta i_x \\ 0 & 0 & -\Delta e_y & -\Delta e_x \\ -3\Delta a/2a & 0 & +2\Delta e_x + 2\Delta e_y \\ 0 & 0 & -\Delta i_x & +\Delta i_y \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} 1 \\ u - u_0 \\ \cos u \\ \sin u \end{pmatrix}. \quad (3)$$

Здесь $V_{кр}$ – орбитальная скорость на круговой орбите радиуса a .

Линеаризованные уравнения относительного движения (3) позволяют определить вектор состояния Δr для любого текущего значения аргумента широты u (т.е. u – независимая переменная) как функции орбитальных элементов КА 2 Δe , Δi , Δa и Δu в эпохе t_0 . При этом Δa и Δu представляют собой классические отклонения кеплеровых элементов.

При использовании полярного представления относительных векторов $\overline{\Delta e}$ и $\overline{\Delta i}$ можно определить составляющие радиус-вектора Δr следующим образом:

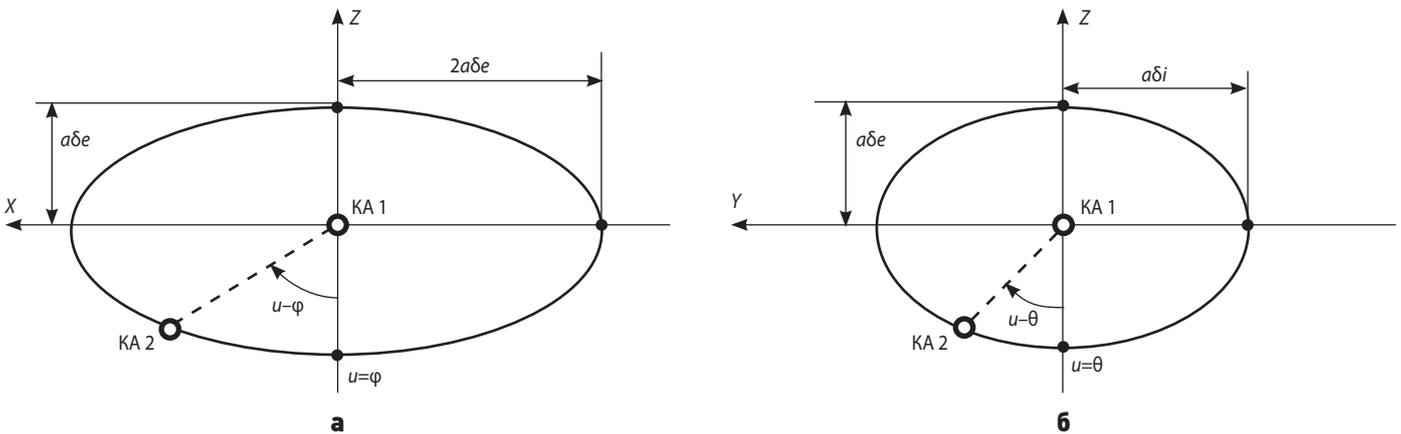
$$\begin{aligned} \Delta r_z/a &= -\delta e \cos(u - \varphi); \\ \Delta r_x/a &= 2\delta e \sin(u - \varphi); \\ \Delta r_y/a &= \delta i \sin(u - \theta). \end{aligned} \quad (4)$$

На рисунке 2 в качестве примера представлены траектории относительного движения КА при тандемной схеме полёта.

Согласно (4), если величины Δa и Δu отсутствуют, относительная орбита ведомого КА 2 относительно ведущего КА 1 представляет собой эллипс с большой полуосью $2a\delta e$ в направлении полёта и малой полуосью $a\delta e$ в радиальном направлении (см. рисунок 2а). Величина δe определяет размер траектории КА 2, а угол φ определяет относительный перицентр.

При аргументе широты $u = \varphi$, КА 2 располагается ниже центра под КА 1. Если $u = \varphi + \pi/2$, КА 2 располагается впереди по полёту перед КА 1.

Движение КА 2 в плоскости, перпендикулярной направлению полёта КА 1, описывается гармоническим колебанием с амплитудой $a\delta i$ и углом фазы $u - \theta$ в соответствии с рисунком 2б.



рисунк 2. Относительное движение КА при тандемной схеме полёта в продольной (XZ) – (а) и поперечной (YZ) – (б) плоскостях ОСК

2. Минимизация вероятности столкновения КА в тандеме

Важным требованием при определении геометрии относительного движения КА в тандеме является обеспечение минимизации вероятности их столкновения. Известно, что для безопасного близкого функционирования геостационарных КА используется так называемый метод векторного разделения по эксцентриситету и наклонению. Его можно применить и для рассматриваемой тандемной схемы полёта КА.

Применение векторного разделения по эксцентриситету и наклонению $\overline{\Delta e} / \overline{\Delta i}$ основано на том, что ошибки прогнозирования движения КА вдоль направления полёта намного выше, чем для радиального и поперечного направления. Прогноз относительного движения вдоль направления полёта особенно чувствителен к ошибкам определения параметров орбит и ошибкам исполнения коррекций орбиты, поэтому для устранения опасности столкновения при наличии ошибок прогнозирования вдоль орбиты необходимо определённым образом развести два КА в радиальном и поперечном направлении. Такое разведение может быть достигнуто параллельным или антипараллельным расположением относительных векторов $\overline{\Delta e}$ и $\overline{\Delta i}$.

Параллельность векторов $\overline{\Delta e}$ и $\overline{\Delta i}$ предполагает равенство связанных углов φ и θ . Как показано на рисунке 2, при $u = \varphi + k\pi$ ($k=0, 1, \dots$) между двумя КА имеет место максимальное радиальное разделение, в то время как при $u = \varphi + (k+1/2)\pi$ радиальное разделение исчезает. Равенство углов $\varphi = \theta$ идентифицирует линию пересечения обеих орбитальных плоскостей, в которой поперечное разделение исчезает. Таким образом, при параллельности векторов $\overline{\Delta e} // \overline{\Delta i}$, при отсутствии разделения между КА в поперечном направлении гарантируется максимальное разделение в радиальном направлении, и наоборот, максимум разделения в поперечном направлении при отсутствии радиального разделения.

Наихудшим случаем с точки зрения роста вероятности столкновения является ортогональное расположение рассматриваемых векторов $\overline{\Delta e} \perp \overline{\Delta i}$, при котором разделение в радиальном и поперечном направлении может совместно исчезать, что особенно опасно при наличии ошибок прогнозирования движения КА в продольном направлении (по полёту).

На рисунке 3а и 3б в качестве примера представлены соответственно траектории следа КА 2 в поперечной плоскости (YZ) ОСК КА 1 для случаев параллельного и ортогонального разделения векторов $\overline{\Delta e}$ и $\overline{\Delta i}$.

Случаю параллельного разделения векторов $\overline{\Delta e}$ и $\overline{\Delta i}$, которое и должно быть реализовано при организации тандемной схемы безопасного полёта КА, соответствует рисунок 2. Форма и размеры траектории относительного движения ведомого КА определяются конкретными параметрами орбит тандема. Далее в качестве примера рассматривается солнечно-синхронная орбита (ССО) с наклонением $97\text{--}98^\circ$ и высотами $500\text{--}600$ км (Ефанов В.В. и др., 2008).

Размер траектории в поперечной плоскости определяется как разностью наклонений орбит тандема $i_2 - i_1$, так и разностью долгот восходящих узлов $\Omega_2 - \Omega_1$. Однако для обеспечения одинакового характера эволюции аргументов широты перигея ω_1 и ω_2 , зависящего от значения наклонения, целесообразно, чтобы $i_2 - i_1 = 0$. С учётом этого факта анализ формул (1) и (2) показывает, что параллельное разделение векторов $\overline{\Delta e}$ и $\overline{\Delta i}$ обеспечивается при значениях $\omega_2 = \omega_1 = 90^\circ$ и $\omega_2 = \omega_1 = 270^\circ$.

Наряду с обеспечением безопасности полёта КА в тандеме форма траектории их относительного движения должна обеспечивать необходимые условия для выполнения тандемом целевой задачи, а именно требуемую геометрию положения базовой линии относительно снимаемого объекта (Krieger G. et al., 2007).

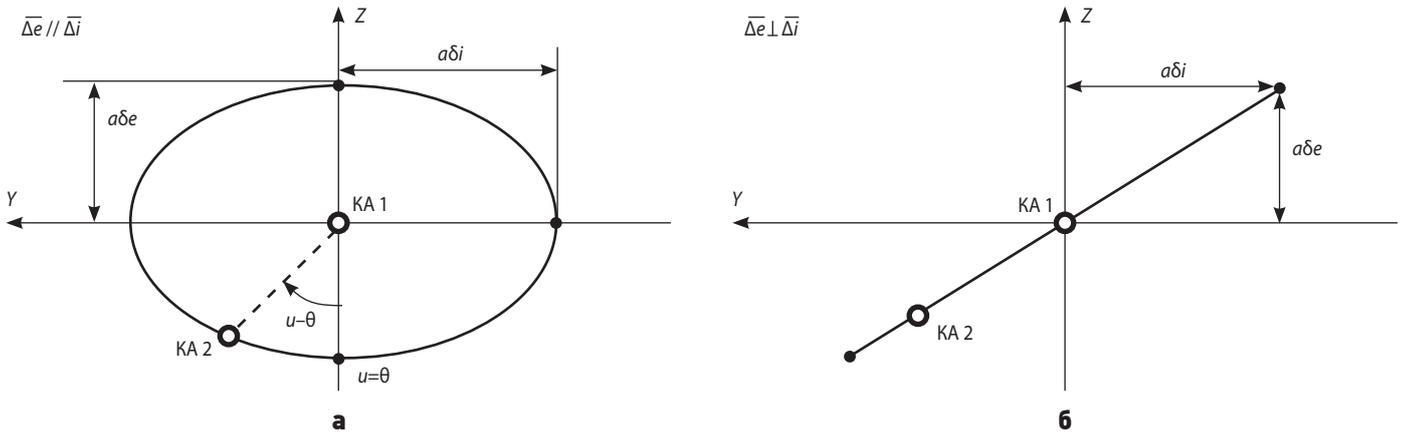


рисунок 3. Относительное движение двух КА с параллельным (а) и ортогональным (б) разделением векторов $\overline{\Delta e}$ и $\overline{\Delta i}$

Под требуемой геометрией положения базовой линии понимаются размеры её проекций в продольном и поперечном направлениях. Так, для решения задач определения рельефа снимаемой поверхности для создания цифровых карт необходимо обеспечивать разнесение КА в поперечной плоскости, а для определения скоростных характеристик снимаемого объекта определяющим является размер продольной составляющей базовой линии (Евграфов А.Е. и др., 2014; Евграфов А.Е. и др., 2017).

В настоящее время известны три типовые тандемные конфигурации полёта КА: «колесо», «маятник» и «спираль». В конфигурациях «колесо» и «маятник» реализуется соответственно разделение по векторам эксцентриситета и наклона; «спираль» представляет собой объединение конфигураций «маятник» и «колесо». В конфигурации «спираль» в процессе полёта происходит периодическое изменение размеров всех составляющих базовой линии, и поэтому могут решаться обе указанные выше задачи интерферометрической съёмки. В этой конфигурации при параллельном разделении $\overline{\Delta e} // \overline{\Delta i}$ обеспечивается минимизация вероятности столкновения КА. Поддержание требуемой конфигурации полёта КА в тандеме необходимо как для исключения столкновения КА, так и непосредственно для решения целевой задачи.

Действующие на движение центра масс КА внешние возмущения приводят к эволюции параметров орбит КА и как следствие – к деформации первоначально номинальной конфигурации тандема.

3. Влияние эволюции параметров орбит на деформацию номинальной конфигурации тандема

Анализ модели относительного движения КА с учётом внешних возмущений показывает, что при малом разнесении КА в тандеме периодические возмущения (внутри витка) практически исключаются, но вековые изменения относительных векторов $\overline{\Delta e}$ и

$\overline{\Delta i}$ приводят к изменению начальной конфигурации тандема.

Изменение $\overline{\Delta e}$ и $\overline{\Delta i}$ происходит в результате неравномерной эволюции параметров орбиты ведущего и ведомого КА, которая, в свою очередь, обусловлена некоторым различием в параметрах их орбит, что по сути, и определяет заданную геометрию тандемной конфигурации полёта. Так, при полёте в конфигурации «спираль» требуемая геометрия относительного движения КА достигается за счёт разнесения орбит по долготе восходящего узла Ω , и по эксцентриситету e , а точнее – по векторам наклона и эксцентриситета.

Фактическое орбитальное движение КА отличается от идеального движения по кеплеровой орбите. Действующие возмущения приводят к периодическим и долгосрочным изменениям элементов орбиты. Основные возмущения на рассматриваемых орбитах возникают от нецентральности геопотенциала Земли и от аэродинамического торможения.

Сжатие Земли у полюсов вызывает прецессию плоскости орбиты и вращение её линии апсид, что приводит к короткопериодическим, долгопериодическим и долговременным возмущениям векторов наклона и эксцентриситета. Короткопериодические колебания связаны с зональными гармониками геопотенциала, но главный эффект вызван зональным коэффициентом второго порядка $J_2 = 1.082 \times 10^{-3}$.

Для порядка J_2 короткопериодические изменения зависят только от аргумента широты u , поэтому при небольших расстояниях между КА в тандеме ими можно пренебречь и рассматривать изменение относительного вектора эксцентриситета $\overline{\Delta e}$ как движение по часовой стрелке вдоль круга радиуса δe с центром, совпадающим с положением ведущего КА 1, со средней угловой скоростью ω_{cp}

$$\omega_{cp} = 2\pi/T_e \approx \frac{3}{2}(\pi/T)(R_3^2/a^2)J_2(5\cos^2 i - 1). \quad (5)$$

где T_e – период относительного движения вектора $\overline{\Delta e}$.

УПРАВЛЕНИЕ ОТНОСИТЕЛЬНЫМ ДВИЖЕНИЕМ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПРИ ОРГАНИЗАЦИИ ТАНДЕМНОЙ СХЕМЫ ПОЛЁТА

Таким образом, относительный вектор эксцентриситета $\overline{\Delta e}$ может быть определён для текущего момента времени t следующим образом:

$$\overline{\Delta e} = \overline{e_2} - \overline{e_1} = \delta e \begin{pmatrix} \cos(\varphi_0 + \omega_{cp} t) \\ \sin(\varphi_0 + \omega_{cp} t) \end{pmatrix}.$$

Изменение относительного вектора наклона $\overline{\Delta i}$ обусловлено линейным дрейфом его составляющей Δi_y , определяемым следующим образом:

$$\frac{d}{dt} \Delta i_y \approx \frac{3\pi}{T} J_2 \frac{R_3^2}{a^2} \sin^2 i \cdot \Delta i. \quad (6)$$

С учётом (6) относительный вектор наклона $\overline{\Delta i}$ может быть определён для текущего момента времени t как

$$\overline{\Delta i} = \begin{pmatrix} \Delta i_x \\ \Delta i_y \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \Delta i_x \\ \Delta i_y + \frac{d}{dt} \Delta i_y \cdot t \end{pmatrix}. \quad (7)$$

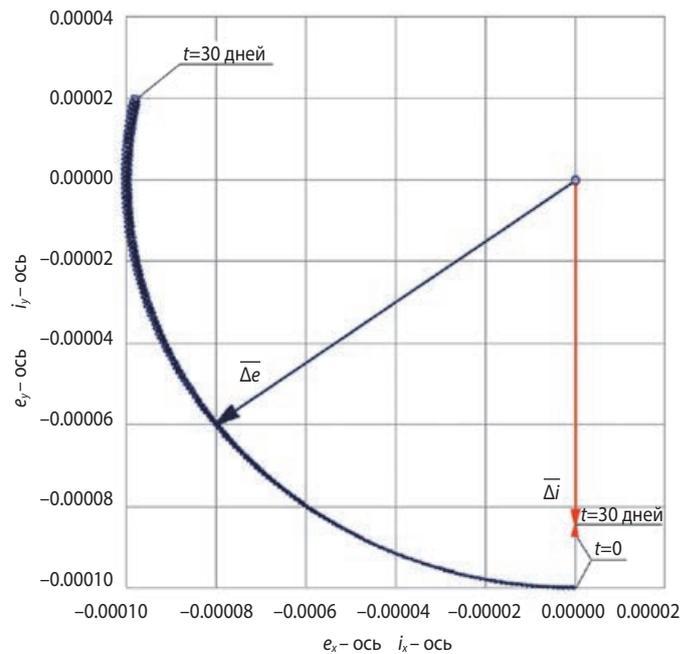
На рисунке 4 для иллюстрации характера изменения рассматриваемых векторов в результате эволюции показаны траектории их движения для ССО на интервале времени 30 суток.

Расчёт эволюции проведён численным интегрированием с учётом возмущающих воздействий от нецентральности гравитационного поля Земли, Солнца, Луны и атмосферы. В соответствии с рисунком 4 изменение эксцентриситета $\overline{\Delta e}$ представляет собой движение по часовой стрелке вдоль круга радиуса δe с центром, совпадающим с положением ведущего КА 1. При этом период T_e относительного движения вектора $\overline{\Delta e}$ примерно в 1000 раз больше, чем период обращения КА. Например, для рассматриваемых ССО в соответствии с выражением (5) период T_e равен примерно 100–120 дней.

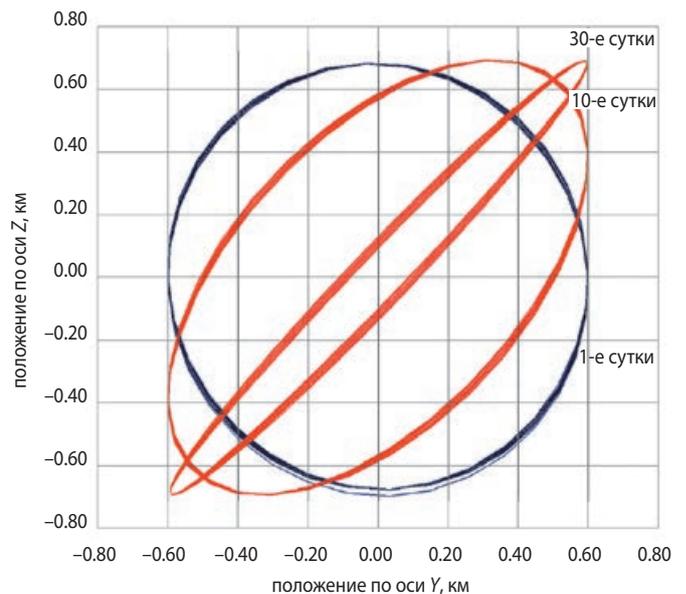
Для иллюстрации влияния эволюции параметров орбит на тандемную схему полёта КА на рисунке 5 для рассматриваемого варианта ССО представлены траектории относительного движения КА 2 в поперечной плоскости YZ на 1-е, 10-е и 30-е сутки полёта (15 витков в сутки).

Как видно из рисунка 5, изменение относительных векторов $\overline{\Delta e}$ и $\overline{\Delta i}$ в результате эволюции существенно изменяет геометрию относительного движения КА в тандеме. При этом определяющее влияние на изменение геометрии траектории положения ведомого КА в поперечной плоскости оказывает значительное изменение относительного вектора $\overline{\Delta e}$.

Изменение вектора $\overline{\Delta i}$ в соответствии с (7) представляет собой достаточно медленное движение с линейным дрейфом вдоль оси i_y . Для иллюстрации влияния эволюции параметров орбит на изменение вектора $\overline{\Delta i}$ на рисунке 6 для рассматриваемого варианта ССО представлены годографы изменения $\overline{\Delta i}$ в течение 100 дней для различных размеров



рисунк 4. Изменение векторов $\overline{\Delta e}$ и $\overline{\Delta i}$ на интервале времени 30 дней



рисунк 5. Траектории относительного движения ведомого КА 2 в поперечной плоскости YZ на интервале времени 30 дней

траектории относительного движения в плоскости YZ по оси Y . Под размером траектории понимается максимальный размер проекции траектории одного витка относительного движения в соответствующей плоскости по соответствующей оси. В качестве обозначения используется буква R с нижним индексом, соответствующим наименованию оси.

В данном случае представлены различные размеры траектории относительного движения в поперечной плоскости YZ по оси Y , а именно $R_Y = 848$ м, 606 м, 424 м, 242 м.

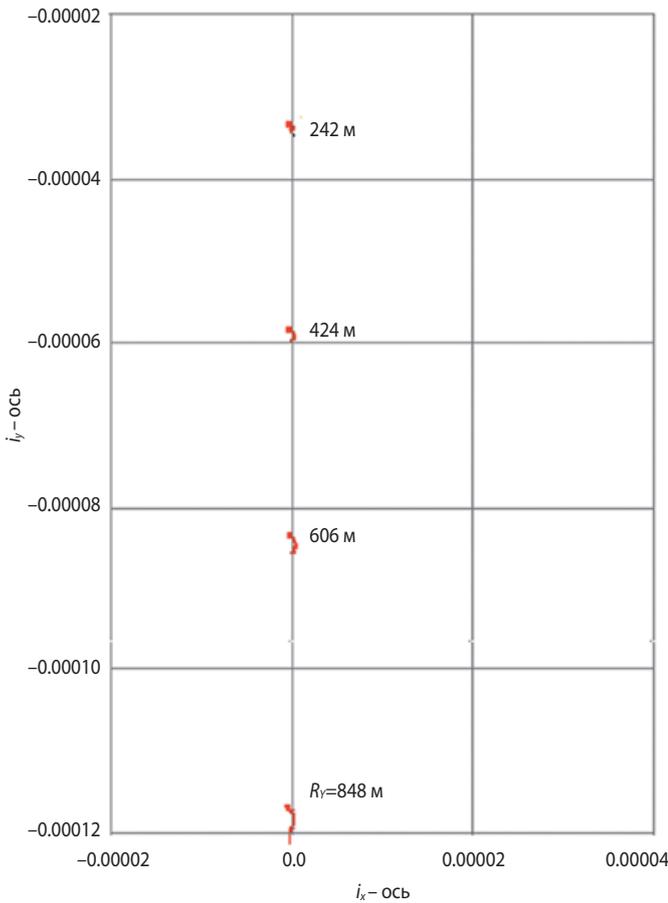


рисунок 6. Изменение вектора $\overline{\Delta i}$ на интервале времени 100 дней для различных размеров траектории относительного движения R_T

Как видно из этого рисунка, изменение вектора $\overline{\Delta i}$ происходит в направлении вдоль оси i_y и зависит от размера траектории R_T . При этом чем больше размер, тем больше и изменение вектора $\overline{\Delta i}$. Этот факт подтверждает и формула (7) для расчёта изменения составляющей Δi_y . За 100 суток изменение Δi_y составит не более 0.000005 рад для начального размера траектории 848 м, что эквивалентно изменению (уменьшению) размера на 35 м, т.е. до 813 м. Соответственно, в сутки изменение размера траектории в плоскости YZ по оси Y составит примерно 35 см.

4. Коррекции поддержания тандемной конфигурации

Как было показано выше, различные возмущения изменяют номинальную тандемную конфигурацию. Особенно критичным является дрейф по часовой стрелке относительного вектора эксцентриситета, в результате которого он может стать перпендикулярен к относительному вектору наклонения, что увеличит риск столкновения КА. Для уменьшения вероятности опасного сближения КА необходимо предусмотреть соответствующее управление тандемной конфигурацией. Стратегия такого управле-

ния заключается в поддержании заданной геометрии расположения относительных векторов $\overline{\Delta e}$ и $\overline{\Delta i}$, а именно в обеспечении варианта их параллельного разделения $\overline{\Delta e} // \overline{\Delta i}$.

Следует отметить, что ведущий в тандеме КА должен поддерживать свою орбиту (трассу на поверхности Земли) близкой к заданной с помощью проведения коррекций периода обращения КА. Для уменьшения влияния коррекций орбиты ведущего КА на тандемную конфигурацию ведомый КА должен повторять (копировать) все манёвры ведущего КА, а также одновременно осуществлять небольшие манёвры для компенсации эволюции относительных орбитальных элементов.

Начальное формирование тандемной конфигурации, а также управление КА при реализации больших величин базовой линии может осуществляться с помощью ДУ с относительно большим уровнем тяги. В то же время непосредственно поддержание тандемной конфигурации с малыми величинами базовой линии должно осуществляться ведомым КА посредством периодического проведения коррекций поддержания с использованием двигателей малой тяги (ДМТ).

Таким образом, непосредственно управление тандемной конфигурацией осуществляется ведомым КА 2 с использованием ДМТ. При этом это управление можно разделить на управление вектором $\overline{\Delta e}$ и на управление вектором наклонения $\overline{\Delta i}$, которые реализуются соответственно с помощью проведения коррекций эксцентриситета и наклонения.

Для управления вектором относительного эксцентриситета используются тангенциальные корректирующие импульсы (ТКИ). Радиальные КИ не применяются из-за их низкой эффективности.

Стратегия управления относительным вектором эксцентриситета осуществляется посредством проведения двух включений ДМТ («разгонный» и «тормозной» КИ) на витке с интервалом между включениями, равным половине периода обращения КА. При реализации параллельного разделения векторов требуемую компенсацию изменения вектора относительного эксцентриситета можно обеспечить выполнением ТКИ в районе восходящего и нисходящего узлов орбиты.

Ниже приведены формулы для расчёта величины ТКИ в паре:

$$\Delta V_T^1 = \frac{V_{кр}}{4} \cdot \left(\left\| \delta \overline{\Delta e} \right\| + \frac{\delta \Delta a}{a} \right);$$

$$\Delta V_T^2 = \frac{V_{кр}}{4} \cdot \left(\left\| \delta \overline{\Delta e} \right\| - \frac{\delta \Delta a}{a} \right).$$
(8)

Места приложения ТКИ можно определить следующим образом:

$$u^1 = \arctg \left(\frac{\delta \Delta e_y}{\delta \Delta e_x} \right); \quad (9)$$

$$u^2 = u^1 + \pi.$$

Значения параметров корректируемого вектора $\overline{\delta \Delta e}$ в выражениях (8) и (9) могут быть получены путём численного интегрирования уравнений возмущённого движения центра масс КА на заданном интервале времени.

Места приложения ТКИ u^1 и u^2 следует рассматривать как середины возможных интервалов работы ДУ. Так как эффективность КИ по мере удаления от этих точек падает, целесообразно стремиться к сокращению его продолжительности путём уменьшения времени между парами ТКИ.

Для парирования эволюции относительного вектора эксцентриситета предлагается проведение периодических коррекций орбиты с помощью многоимпульсной программы включения ДУ, состоящей из парных ТКИ.

На интервале управления (несколько суток) при обеспечении параллельного разделения векторов результирующим направлением изменения вектора $\overline{\Delta e}$ является ось e_x ($\delta \Delta e_y \approx 0$). При значении аргумента широты перигея ω 270° и 90° точки приложения ТКИ будут располагаться в точках пересечения орбиты ведомого КА с плоскостью экватора, т.е. находиться в районе восходящего и нисходящего узла орбиты.

Этот факт позволяет детерминировать выбор моментов приложения ТКИ в течение длительного времени и парировать эволюцию относительного вектора эксцентриситета путем приложения двух ТКИ с серединами в точках восходящего и нисходящего узла орбиты КА. В восходящем узле ТКИ должен быть направлен при $\omega=90^\circ$ по вектору скорости КА, а при $\omega=270^\circ$ – против него. В нисходящем узле ТКИ должен быть реализован в противоположном направлении. Определение моментов приложения ТКИ аналогично рассмотренному в (Назаров А.Е., 2017).

Определение величины ТКИ должно осуществляться с учётом конкретного характера эволюции относительного вектора эксцентриситета $\overline{\Delta e}$. Суммарная величина импульсов должна рассчитываться, исходя из потребной величины компенсации изменения $\overline{\Delta e}$ в результате эволюции. При этом не надо парировать текущее изменение $\overline{\Delta e}$ на каждом витке, а достаточно устранять только некоторое среднее его изменение на всём интервале управления. Такой подход позволит избежать излишних затрат топлива и обеспечить постоянство продолжительностей работы ДУ и интервалов между её включениями. Это позволит использовать стационарные программы включения ДУ.

Моменты прохождения КА узлов орбиты, т.е. моменты приложения ТКИ, на витках проведения коррекции являются детерминированными. При поддержании требуемого значения периода обращения КА эти моменты будут иметь от витка к витку практически постоянный сдвиг по времени суток. Следовательно, и все моменты включения ДУ могут быть заранее определены, и вся программа включений ДУ будет детерминированной. Величина этого сдвига за сутки для рассматриваемых ССО со стабильным значением периода обращения КА практически равна нулю. В общем случае для ССО с периодом обращения КА, отличным от стабильного значения, величина временного сдвига за сутки должна иметь соответствующее, отличное от нуля, значение.

С учётом изложенного выше для поддержания относительного вектора эксцентриситета предлагается стационарная детерминированная последовательность парных ТКИ, которая представляет собой повторяющиеся циклы включения ДУ, т.е. является ещё и циклической. Такая программа включений ДУ может быть полностью определена значением временного сдвига и характеристиками одного цикла, а именно первого цикла включений ДУ. Таким образом, в качестве программы коррекции поддержания относительного вектора эксцентриситета может использоваться стационарная циклическая детерминированная программа коррекции, или сокращённо СЦД-программа (Назаров А.Е., 2012).

СЦД-программа представляет собой последовательность повторяющихся циклов работы ДУ. Цикл работы ДУ может быть различно организован и быть, например, одновитковым, состоящим из двух включений на одном из витков в цикле или двухвитковым, имеющем четыре включения по два на каждом из двух витков в цикле, соответственно в восходящем и нисходящем узле орбиты или наоборот. При этом продолжительность цикла может быть различной, например одни или двое суток.

Следует отметить, что для решения задачи коррекции поддержания $\overline{\Delta e}$ тип цикла не имеет принципиального значения. Однако, выбор типа цикла может влиять на характер изменения относительного аргумента широты Δi ведомого КА и соответственно на характер изменения относительного движения КА в продольном направлении.

Это обусловлено изменением величины Δa при проведении первого ТКИ и тем самым созданием относительного дрейфа Δi в продольном направлении. Конечно, с помощью второго ТКИ можно восстановить значение Δa и остановить дрейф в продольном направлении, однако, набранное к этому моменту отклонение ведомого КА от ведущего вдоль орбиты за половину витка уже невозможно устранить.

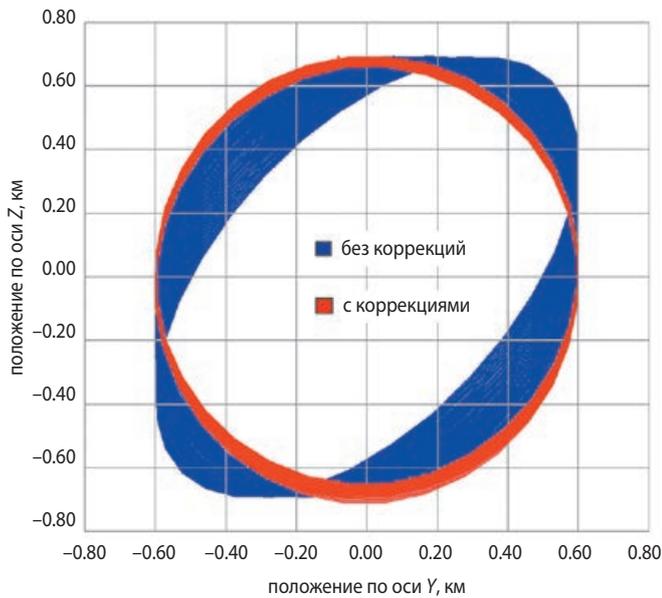


рисунок 7. Траектории движения ведомого КА в поперечной плоскости YZ на интервале 10 суток

Для решения этой проблемы величина второго ТКИ должна рассчитываться с учётом обеспечения противоположного по направлению линейного дрейфа, который восстановит к моменту приложения последующей пары ТКИ номинальное (требуемое) значение Δi . Таким образом, требуемая суммарная величина пары ТКИ должна быть соответствующим образом распределена в цикле работы ДУ между ТКИ.

На рисунке 7 в качестве примера использования СЦД-программы для поддержания тандемной конфигурации представлены результаты моделирования траектории движения ведомого КА в поперечной плоскости YZ на интервале 10 суток.

СЦД-программа состояла из двух включений ДУ на одном из витков в ежесуточном цикле. Красным цветом показана траектория с использованием СЦД-программы, а синим – траектория без коррекций.

Следует отметить, что требуемая величина затрат характеристической скорости на компенсацию эволюции относительного вектора эксцентриситета будет зависеть от высоты орбиты КА и от размера траектории относительного движения в вертикальном направлении ΔR_z . Так, для рассматриваемого варианта ССО величина ежесуточного суммарного импульса характеристической скорости пропорциональна значению ΔR_z и для его значений от 100 м до 1000 м будет соответственно изменяться от 0.32 см/с до 3.2 см/с.

В отличие от достаточно частых коррекций эксцентриситета, реализуемых с помощью рассмотренных СЦД-программ, коррекции поддержания относительного вектора наклона могут проводиться эпизодически с помощью реализации бинормальных корректирующих импульсов. Это обусловлено незна-

чительным влиянием эволюции относительного вектора наклона на изменение размера тандемной конфигурации. Так, в рассмотренном примере в сутки изменение размера траектории в плоскости YZ по оси Y составило примерно 35 см, что на два порядка меньше рассматриваемых размеров.

список литературы

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

Ефанов В.В., Семункина В.И. Выбор типа орбит космических систем оптико-электронного наблюдения // Полёт. 2008. № 3. С. 12-17.

Евграфов А.Е., Поль В.Г., Шостак С.В. Определение третьей координаты радиолокационного изображения в технологии радиолокации с синтезированной апертурой // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 4. С. 82-88.

Назаров А.Е. Использование программ двухпараметрических многоимпульсных коррекций для изменения высоты и наклона круговых орбит // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 3. С. 11-19.

Назаров А.Е. Решение задачи высокоточного удержания геостационарного КА в заданной точке «стояния» // Проектирование автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2012. С. 89-152.

Curtis H.D. Orbital Mechanics for Engineering Students. Elsevier, 2014. P. 923.

D'Amico S., Montenbruck O. Proximity Operations of Formation-Flying Spacecraft Using an Eccentricity/Inclination Vector Separation // Journal of Guidance, Control and Dynamics. 2006. Vol. 29, № 3. P. 554-563.

Koenig A.W., Guffanti T., D'Amico S. New State Transition Matrices for Spacecraft Relative Motion in Perturbed Orbits // Journal of Guidance, Control and Dynamics. 2017. Vol. 40, № 7. P. 1749-1768.

Krieger G., Moreira A., Fiedler H., Hajnsek I. et al. TanDEM-X: A Satellite Formation for High Resolution SAR Interferometry // IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing. 2007. Vol. 45, № 11. P. 3317-3341.

Montenbruck O., Kirschner M., D'Amico S., Bettadpur S. E1-Vector Separation for Safe Switching of the GRACE Formation // Aerospace Science and Technology. 2006. Vol. 10, № 7. P. 628-635.

Sullivan J., Grimberg S., 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 23.11.2017 г.

ВЕРИФИКАЦИЯ МЕТОДА ЛИНЕАРИЗАЦИИ ДЛЯ ЗАДАЧ ОПТИМИЗАЦИИ ТРАЕКТОРИЙ КА С МАЛОЙ ТЯГОЙ

VERIFICATION OF METHOD OF LINEARIZATION FOR OPTIMIZATION PROBLEMS OF LOW THRUST SPACECRAFT TRAJECTORIES



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

С помощью модифицированного метода линеаризации (ММЛ) решается ряд хорошо изученных задач оптимизации траекторий КА с малой тягой. Полученные результаты сравниваются с результатами других авторов. На основании полученных решений делаются выводы о возможности использования ММЛ для оптимизации траекторий КА с малой тягой.

Ключевые слова: метод линеаризации; малая тяга; нелинейная оптимизация.

ВВЕДЕНИЕ

В предыдущей работе (Казмерчук П.В., 2017) с помощью модифицированного метода линеаризации был решён ряд тестовых задач, на которых продемонстрированы основные возможности ММЛ. Здесь с целью подтверждения возможности использования ММЛ для оптимизации траекторий КА с малой тягой решается ряд хорошо изученных задач в этой области.

1. Межпланетный перелёт с двигателем ограниченной мощности

Решается задача оптимизации плоского перелёта КА с ЭРД между орбитами Земли и Марса. Манёвр начинается в фиксированной точке орбиты одной

In article presents a number of well-studied problems which are solved with the help of the modified linearization method (MLM). The obtained results are compared with the results of other authors. On the basis of the solutions obtained, conclusions are drawn about the possibility of using MLM to optimize the trajectories of spacecraft with low thrust.

Keyword: linearization method; low thrust; nonlinear optimization.

планеты и заканчивается в фиксированной точке орбиты другой. Вектор скорости в начале и в конце движения совпадает с соответствующими орбитальными скоростями планет.

Запишем систему дифференциальных уравнений плоского движения КА в безразмерных переменных в следующем виде (Гродзовский Г.Л. и др., 1975):

$$\begin{aligned} \frac{dv_r}{dt} &= a_r + \frac{v_\varphi^2}{r} - \frac{1}{r^2}, \\ \frac{dv_\varphi}{dt} &= a_\varphi - \frac{v_r v_\varphi}{r}, \\ \frac{dr}{dt} &= v_r, \quad \frac{d\varphi}{dt} = \frac{v_\varphi}{r}. \end{aligned} \quad (1)$$

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

Начальные условия имеют вид
 $v_r(t_0)=0, v_\varphi(t_0)=1, r(t_0)=1, \varphi(t_0)=0.$ (2)

Необходимо определить управление

$$a(t)=\sqrt{a_r^2(t)+a_\varphi^2(t)},$$

обеспечивающее минимум функционала

$$J_0[a^2(\cdot)]=\int_0^T (a_r^2(t)+a_\varphi^2(t)) dt, \quad (3)$$

при выполнении следующих ограничений:

$$J_1[a^2(\cdot)]=r(T)-r_1=0,$$

$$J_2[a^2(\cdot)]=v_r(T)=0, \quad (4)$$

$$J_3[a^2(\cdot)]=v_\varphi(T)-\frac{1}{\sqrt{r_1}}=0$$

и следующих значениях параметров:

$$r_1=1.52. \quad (5)$$

Угловая дальность перелёта $\varphi(T)$ произвольная и подлежит определению в процессе оптимизации.

Постановка задачи (1)–(5) полностью соответствует постановке задачи оптимизации плоского межорбитального перелёта КА с двигателем ограниченной мощности в (Гродзовский Г.Л. и др., 1975). Поскольку управление не ограничено, в указанной работе задача решается с использованием классического вариационного анализа и определена с точностью до параметров a_0, λ_2 – начальной величины управляющего ускорения и множителя Лагранжа. Каждой паре a_0, λ_2 соответствует пара $T, \varphi_1=\varphi(T)$ – время и угловая дальность перелёта. Рассматривается случай $\lambda_2=0$, соответствующий перелёту с заданным угловым перемещением, поэтому уровень начального ускорения a_0 полностью определяет характер траектории.

Для сравнения из (Гродзовский Г.Л. и др., 1975) выбраны две оптимальные траектории перелёта Земля – Марс, соответствующие максимальному и минимальному уровню начального ускорения a_0 . Параметры оптимальных траекторий и значение критерия представлены в таблице 1.

таблица 1 – Параметры оптимальных траекторий Земля – Марс

	задача 1	задача 2
a_0	1	0.02
T	1.741	9.138
φ_1	1.312	6.987
J_0	0.538	0.004

Перепишем задачу в обозначениях, используемых в ММЛ. Составная динамическая система состоит из одного участка, поэтому далее в обозначениях опустим верхний индекс у переменных – номер участка. Вектор состояния

$$\mathbf{x}=[v_r, v_\varphi, r, \varphi]^T.$$

Так как левый конец траектории не варьируется (неподвижный по условию задачи), вектор параметров \mathbf{p}^0 отсутствует. Начальные условия движения составной системы (1), (2) будут иметь вид

$$t_0=\tau=0, \mathbf{x}(t_0)=\boldsymbol{\varphi}=[0, 1, 1, 0]^T.$$

Момент окончания участка определяется моментом достижения нуля функции μ . В нашем случае

$$\mu(t)=t-T, \quad (6)$$

где T – время перелёта задано. Фактически условие (6) является условием окончания интегрирования.

Управление аппроксимировалось кусочно-постоянной функцией с шагом 0.01 в первой задаче и 0.1 – во второй. Рекомендации по выбору шага аппроксимации управления достаточно просты. Следует выбирать большой шаг в начале и уменьшать его, пока либо изменение шага не будет оказывать заметного влияния на критерий, либо управление не начнёт осциллировать (отдельные точки начинают выпадать из общего тренда). Начальное приближение выбиралось тривиальным: $a_r=a_\varphi=0$. Условие окончания процесса оптимизации (см. алгоритм ММЛ в (Казмерчук П.В., 2015)) в задаче 1 $\varepsilon<0.001$, в задаче 2 $\varepsilon<0.0001$. Заданная точность выполнения ограничений $\varepsilon<0.001$. Результаты решения представлены в таблице 2.

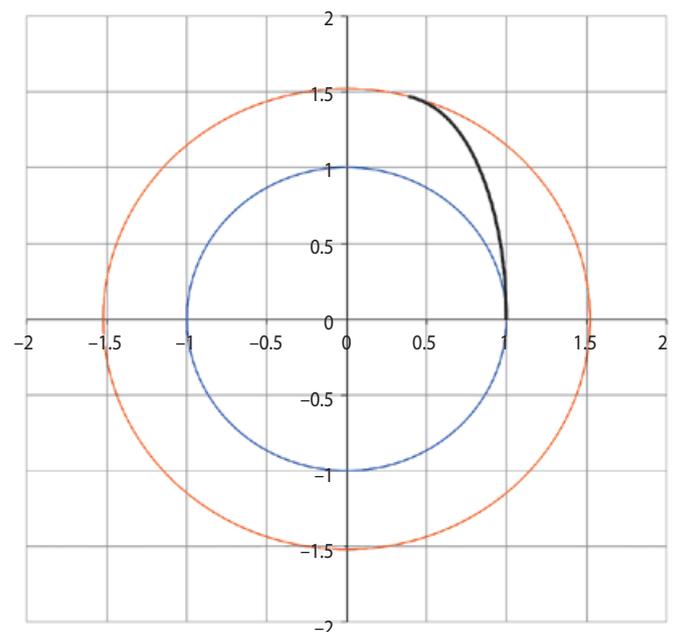


рисунок 1. Траектория, полученная при решении задачи 1

ВЕРИФИКАЦИЯ МЕТОДА ЛИНЕАРИЗАЦИИ ДЛЯ ЗАДАЧ ОПТИМИЗАЦИИ ТРАЕКТОРИЙ КА С МАЛОЙ ТЯГОЙ

таблица 2 – Результаты решения задачи

№ задачи	шаг аппроксимации управления	количество итераций	угловая дальность перелёта	достигнутые значения функционалов			
				J_0	J_1	J_2	J_3
1	0.01	39	1.311	0.540	2.6e-08	-5.4e-09	1.7e-08
2	0.1	40	6.660	0.004	1.6e-09	-2.8e-10	3.7e-09

Ниже приведены траектории и управления, полученные при решении задач.

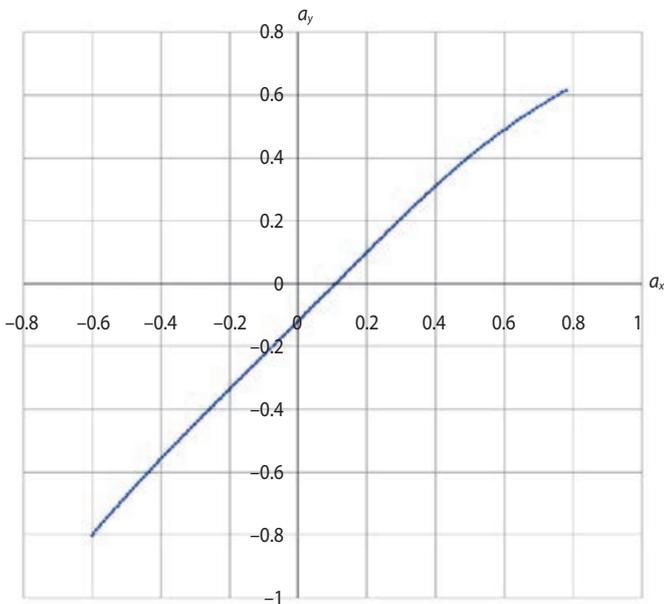


рисунок 2. Управление, полученное при решении задачи 1

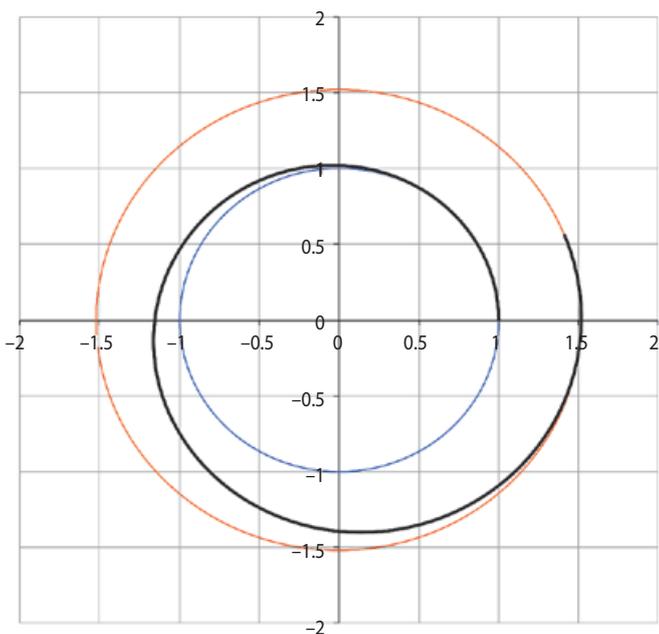


рисунок 3. Траектория, полученная при решении задачи 2

Необходимо заметить, что в уравнениях движения используются проекции управления в полярной системе координат a_r, a_φ . На рисунках, как и в (Гродзовский Г.Л. и др., 1975), приведено управление в проекции на оси прямоугольной системы координат a_x, a_y .

Анализируя численные результаты оптимизации, характер полученного управления, траектории перелёта и сравнивая их с результатами в (Гродзовский Г.Л. и др., 1975), можно сделать выводы о качественном и количественном совпадении. Если принять результаты в (Гродзовский Г.Л. и др., 1975) за точное решение задачи, то для первой задачи получена ошибка в 0.37% в значении критерия и 0.32% – в угловой дальности перелёта. Во второй задаче ошибка в угловой дальности перелёта составила 4.9%, значение критерия совпало с точностью до приведённых в (Гродзовский Г.Л. и др., 1975) значащих цифр.

Расхождения результатов связаны главным образом с сужением задачи на класс кусочно-линейного управления, в котором ищется решение с помощью ММЛ. Строго говоря, исходная задача и «кусочно-линейная» не эквивалентны, их точные решения

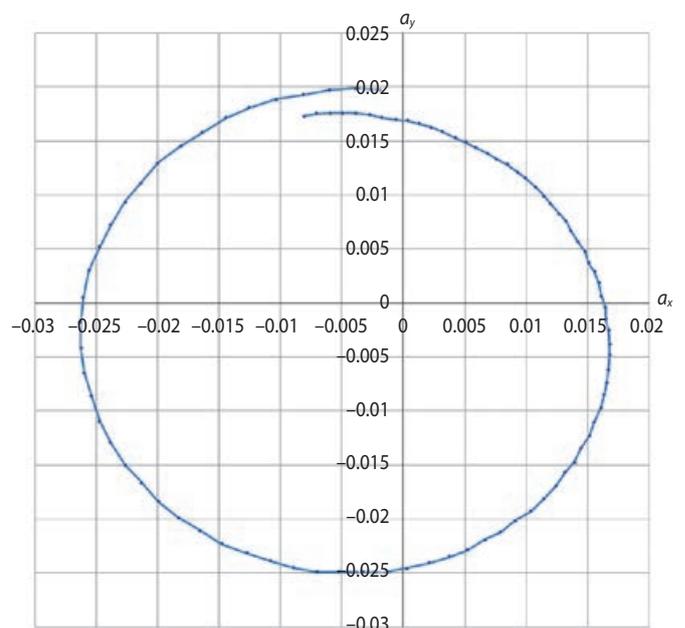


рисунок 4. Управление, полученное при решении задачи 2

различны, эта разница проявляется даже в простых модельных задачах. Вообще ММЛ не накладывает ограничений на выбор класса аппроксимации управления; кусочно-линейная выбрана как наиболее простая и очевидная; влияние других классов аппроксимации необходимо исследовать дополнительно. Второй класс ошибок – это вычислительные погрешности, связанные с точностью интегрирования, точностью выполнения ограничений, критерием остановки поиска и т.д. Проанализировать их возможно при наличии дополнительной информации об используемых вычислительных процедурах, которая в (Гродзовский Г.Л. и др., 1975) отсутствует.

2. Межпланетный перелёт с двигателем ограниченной тяги

Задача оптимизации плоского перелёта КА с солнечным парусом между орбитами Земли и Марса решалась рядом авторов как численными алгоритмами (Kelly H.J., 1960; Jayaraman T.S., 1980), так и с помощью принципа максимума (Kim M., 2005; Жуков А.Н., Лебедев В.Н., 1964).

Система дифференциальных уравнений плоского движения КА с солнечным парусом в безразмерных переменных может быть представлена в виде:

$$\begin{aligned} \frac{dv_r}{dt} &= \frac{v_\phi^2}{r} + \frac{a_0 \cos^3 \theta - 1}{r^2}, \\ \frac{dv_\phi}{dt} &= -\frac{v_r v_\phi}{r} + \frac{a_0 \sin \theta \cos^2 \theta}{r^2}, \end{aligned} \quad (7)$$

$$\frac{dr}{dt} = v_r,$$

$$\frac{d\phi}{dt} = \frac{v_\phi}{r},$$

при начальных условиях

$$v_r(t_0)=0, v_\phi(t_0)=1, r(t_0)=1, \phi(t_0)=0, t_0=0. \quad (8)$$

Необходимо определить управление углом установки солнечного паруса θ , обеспечивающее минимум времени перелёта

$$J_0[\theta(\cdot)] = t_k = T \quad (9)$$

при выполнении ограничений:

$$J_1[\theta(\cdot)] = r(T) - r_1 = 0,$$

$$J_2[\theta(\cdot)] = v_r(T) = 0, \quad (10)$$

$$J_3[\theta(\cdot)] = v_\phi(T) - \frac{1}{\sqrt{r_1}} = 0$$

и следующих значениях параметров:

$$r_1 = 1.52, a_0 = 0.16892 \text{ (0.1 см/с}^2\text{)}. \quad (11)$$

Угловая дальность окончания перелёта $\phi(T)$ произвольная. В уравнениях используется безразмерное время ($1T = 365.25 / (2\pi)$ сут.).

Приведём результаты, полученные вышеупомянутыми авторами (таблица 3).

Решим эту задачу с помощью ММЛ. Траектория движения составной динамической системы состоит из одного участка. Момент окончания движения определяется из условия

$$\mu(t) = p - \phi(t), \mu(t_0) = 0,$$

где p – угловая дальность перелёта (определяется в процессе оптимизации).

Управление аппроксимировалось кусочно-постоянной функцией с шагом 0.08. Начальное приближение выбиралось следующим: $p = 5.0, \theta = \pi/4$. Результаты решения представлены в таблице 4.

Полученная траектория представлена на рисунке 5, управление – на рисунке 6.

Полученные результаты решения данной задачи с помощью ММЛ в смысле значения критерия лучше, чем у большинства указанных авторов. В работе (Жуков А.Н., Лебедев В.Н., 1964) значение критерия лучше, но представленные результаты, похоже, округлены до суток. Стоит отметить, что не корректно

таблица 3 – Результаты решения задачи другими авторами

№	авторы	значение критерия J_0 , сут.
1	(Жуков А.Н., Лебедев В.Н., 1964) (принцип максимума)	405
2	(Kim M., 2005) (принцип максимума)	407.62
3	(Kelly H.J., 1960) (метод наискорейшего спуска)	412.5
4	(Jayaraman T.S., 1980) (метод присоединённого градиента)	445.5

таблица 4 – Результаты решения задачи с помощью ММЛ

шаг аппроксимации управления	количество итераций	угловая дальность перелёта, рад	достигнутые значения функционалов			
			J_0	J_1	J_2	J_3
0.08	36	4.3275	405.496	-1.05746e-8	4.41943e-8	-5.7366e-7

ВЕРИФИКАЦИЯ МЕТОДА ЛИНЕАРИЗАЦИИ ДЛЯ ЗАДАЧ ОПТИМИЗАЦИИ ТРАЕКТОРИЙ КА С МАЛОЙ ТЯГОЙ

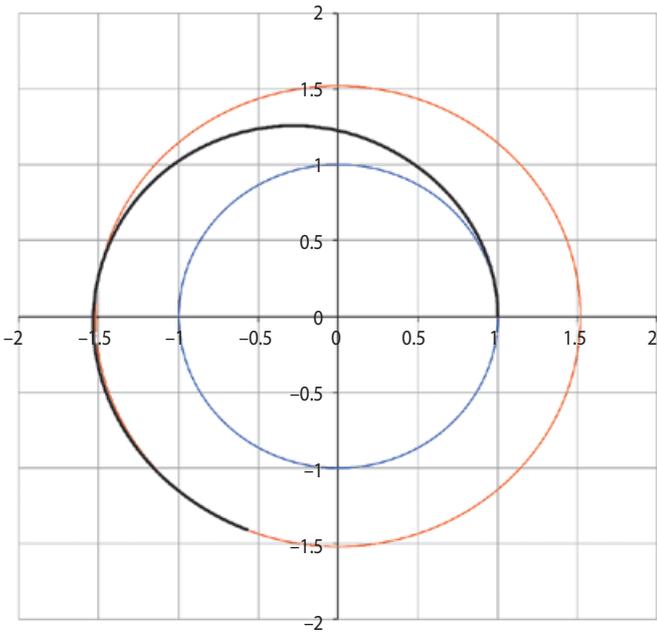


рисунок 5. Траектория, полученная при решении задачи

сравнивать различные решения по значению критерия в отсутствие информации о точности выполнения ограничений. К сожалению, большинство авторов считают эту информацию несущественной и, как правило, её не приводят. Так, например, управление, представленное на рисунке 7, формально приводит к наилучшему значению критерия за счёт более низкой точности выполнения ограничений. Достигнутые значения функционалов

$$J_0=402.073, J_1=-6.5658e-5,$$

$$J_2=8.4722e-4, J_3=-9.569e-4.$$

В заключение был проведён ряд тестовых расчётов, для того чтобы определить влияние процедуры определения области допустимых вариаций на эффективность поиска.

Для этого процедура определения области допустимых вариаций была отключена и проведён рас-

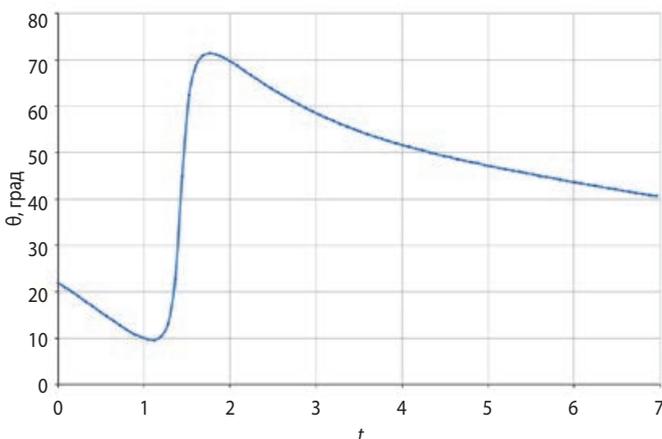


рисунок 6. Управление, полученное при решении задачи

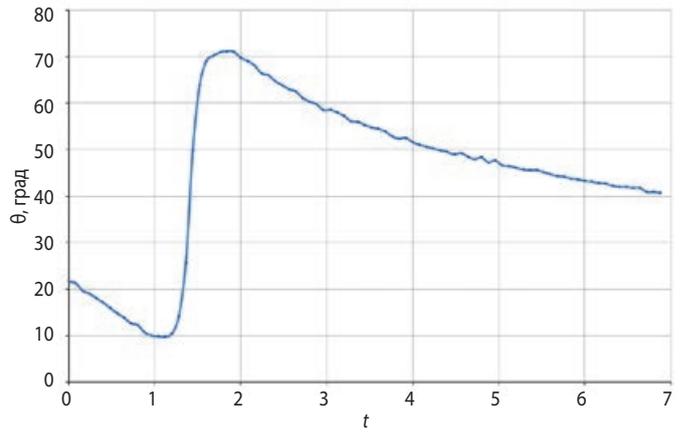


рисунок 7. «Лучшее» управление

чёт с размером области допустимых вариаций, для всех оптимизируемых переменных равным шагу метода (в начале работы алгоритма равен единице). За 250 итераций ММЛ не удалось даже удовлетворить ограничениям задачи. Путём тестовых расчётов и ручным подбором размера области допустимых вариаций удалось определить удовлетворительную величину – 20% от шага метода. Расчёт с этой величиной для достижения минимума потребовал 84 итераций и занял 1 мин. 42 с. Достигнутые значения функционалов:

$$J_0=405.496, J_1=-7.5428e-9,$$

$$J_2=3.9573e-8, J_3=-5.1984e-7.$$

Затем был проведён расчёт с «аналитическим» алгоритмом определения области допустимых вариаций управления (см. *Казмерчук П.В.*, 2016). Расчёт для достижения минимума потребовал 36 итераций и занял 49.5 с, из них 3.9 с заняла процедура определения области допустимых вариаций. Достигнутые значения функционалов:

$$J_0=405.496, J_1=-1.0574e-8,$$

$$J_2=4.4194e-8, J_3=-5.7366e-7.$$

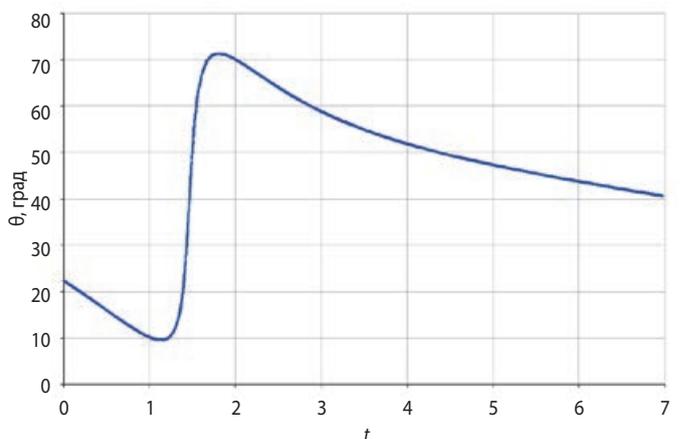


рисунок 8. Управление, полученное при решении задачи с шагом аппроксимации управления 0.001

таблица 5 – Результаты решения с шагом аппроксимации $1e-3$

шаг аппроксимации управления	максимальная размерность вектора управления	количество итераций	достигнутые значения функционалов			
			J_0	J_1	J_2	J_3
0.001	10532	55	405.488	-1.0718e-11	6.3998e-10	-6.94151e-7

Таким образом, использование «аналитического» алгоритма определения области допустимых вариаций по сравнению с ручным подбором позволило более чем в два раза сократить время расчёта, не считая тестовых запусков для самого подбора.

Реализация ММЛ написана на C++, что открывает широкие возможности для оптимизации программного кода. Так, после профилирования и проведённой оптимизации удалось сократить время расчёта с «аналитическим» алгоритмом определения области допустимых вариаций с 49.5 с до 1.993 с. Это – усреднённое время по результатам пяти запусков программы. Конфигурация тестового компьютера: Intel Core i7 CPU, 2.4 GHz, x64, Win 7, и это не предел. В текущей версии программы не используется многопоточность. Все расчёты выполняются на одном ядре процессора. 92% времени итерации занимает интегрирование в «обратном» времени сопряжённых систем для вычисления функциональных производных. Очевидно, что этот процесс можно эффективно распараллелить. Сопряжённые системы для каждого функционала не связаны друг с другом и могут интегрироваться независимо (параллельно).

На данной задаче также был проведён стресс-тест разработанного программного комплекса для определения возможности его работы с вектором управления высокой размерности $\sim 10^4$. В реальных задачах, как правило, такая точность аппроксимации не нужна, однако размерность вектора управления может быть достаточно высокой из-за большой продолжительности траекторий. Были проведены расчёты с шагом аппроксимации 0.001. Размерность вектора управления на первой итерации составила 10532. Это – максимальное значение, т.к. в процессе решения продолжительность траектории сокращалась; уменьшалась и размерность вектора управления. Результаты оптимизации представлены в таблице 5.

ВЫВОДЫ

На ряде хорошо изученных примеров продемонстрирована уверенная работа ММЛ при решении предложенных задач оптимизации траекторий КА с малой тягой. Получено хорошее совпадение результатов с результатами других авторов, что позволяет надеяться на успешное решение и более сложных задач траекторной оптимизации КА с малой тягой (Ефанов В.В., Семункина В.И., 2010; Ефанов В.В. и др., 2009). ММЛ показал высокую вычислительную

эффективность при решении задач, практически не зависящую от размерности вектора управления. Данный факт является следствием выбранной схемы вычисления функциональных производных, основанной на интегрировании сопряжённых систем и автоматическом дифференцировании. Зависимость вычислительной сложности от количества функционалов в перспективе можно снизить распараллеливанием интегрирования независимых сопряжённых систем.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

Гродзовский Г.Л., Иванов Ю.Н., Токарев В.В. Механика космического полета. Проблемы оптимизации. М.: Наука, 1975. 702 с.

Ефанов В.В., Семункина В.И. Выбор типа орбит космических систем оптико-электронного наблюдения // Полет. 2010. № 11. С. 3-8.

Ефанов В.В., Семункина В.И., Шостак С.В. Особенности баллистического проектирования КС ДЗЗ оптико-электронного наблюдения типа «Аркон-1» // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2009. № 1. С. 46-52.

Жуков А.Н., Лебедев В.Н. Вариационная задача о перелете между гелиоцентрическими круговыми орбитами с помощью солнечного паруса // Космические исследования. 1964. Т. 2, № 1. С. 46-50.

Казмерчук П.В. Метод линеаризации в задачах оптимизации траекторий КА с малой тягой. Решение тестовых задач // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 4. С. 47-52.

Казмерчук П.В. Метод линеаризации в задачах оптимизации траекторий КА с малой тягой. Теоретические аспекты // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 4. С. 37-42.

Казмерчук П.В. Метод линеаризации в задачах оптимизации траекторий КА с малой тягой. Детали реализации // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 4. С. 61-66.

Jayaraman T.S. Time-optimal orbit transfer trajectory for solar sail spacecraft // J. Guidance and Control. 1980. V. 3, № 6. P. 536-542.

Kelly H.J. Gradient theory of optimal flight path // ARS Journal. 1960. V. 30, № 10. P. 59-64.

Kim M. Continuous Low-Thrust Trajectory Optimization: Techniques and Applications ... Doctoral dissertation. Virginia Tech, Blacksburg, USA. 2005. 119 p.

Статья поступила в редакцию 02.11.2017 г.

К ВОПРОСУ ПОВЫШЕНИЯ ТОЧНОСТИ ЗВЁЗДНЫХ ДАТЧИКОВ ОРИЕНТАЦИИ ДО СУБСЕКУНДНОГО УРОВНЯ

TO A QUESTION OF INCREASING TO SUB-SECOND STELLAR SENSORS ORIENTATION ACCURACY

А.И. Захаров¹,
zakh@sai.msu.ru;
A.I. Zacharov

Н.Л. Крусанова¹,
nat.krouss@gmail.com;
N.L. Krusanova

И.В. Москатиньев²,
miv@laspace.ru;
I.V. Moskatiniiev

М.Е. Прохоров¹,
доктор физико-
математических наук,
доцент, mike@sai.msu.ru;
M.E. Prohorov

О.Ю. Стеколыщиков¹,
кандидат технических
наук, ocl@inbox.ru;
O.Y. Stekol'shchikov

В.К. Сысоев²,
доктор технических наук,
sysoev@laspace.ru;
V.K. Sysoev

М.С. Тучин¹,
maksim.tuchin@gmail.com;
M.S. Tuchin

А.Д. Юдин²,
yudin@laspace.ru;
A.D. Yudin

Современные датчики звёздной ориентации строятся на основе матричных фотоприёмников – ПЗС или КМОП матриц. Серийно выпускаемые приборы, как зарубежные, так и отечественные, имеют точность порядка 1–3 угловых секунд. Однако развитие космической отрасли требует перехода к величинам с большими точностями ориентации – такие требования выдвигает космическая лазерная связь, контроль околоземного пространства и космического мусора, а также высокоточная глобальная картография и дистанционное зондирование Земли. Проблемы, возникающие при попытке сделать современные звёздные датчики более точными, обсуждаются в приведённой статье.

Ключевые слова:
звёздный датчик;
ориентация космического аппарата.

ВВЕДЕНИЕ

Современные звёздные датчики (ЗД) – приборы, которые наблюдают (фотографируют) звёздное небо и по полученному кадру определяют свою ориентацию, что позволяет определить ориентацию космического аппарата (КА) или летательного аппарата, на борту которых установлен ЗД.

С начала космической эры основными бортовыми системами определения ориентации КА были инерциальные системы, основанные на гироскопах. Звёздные датчики тоже использовались, но играли вспомогательную роль, поскольку инерциальные

Current stellar sensors base on matrix photodetector such as CCD or CMOS. Serial produced devices, both foreign and domestic, have accuracy about 1–3 angular seconds. However, space industry development requires transition to magnitude with more orientation accuracy, for example, space laser link, near-earth space and debris control, high precision global cartography and remote sensing of the Earth put forward such requirements. In this paper occurred problems trying to do current stellar sensors more accurate are discussed.

Keywords:
stellar sensor;
spacecraft orientation.

системы были точнее, а ресурс гироскопов позволял таким системам непрерывно функционировать в течение всего срока активного существования КА.

Однако ситуация меняется, и за последние двадцать лет звёздные датчики стали точными и могут многие годы работать непрерывно, тем не менее до сих пор на борту большинства тяжёлых КА устанавливаются инерциальные системы ориентации. За эти же два десятилетия погрешность серийно выпускаемых ЗД уменьшилась примерно от 10–15" до 1–3".

¹ Государственный Астрономический институт имени П.К. Штернберга МГУ, Россия, г. Москва.

Sternberg Astronomical Institute Moscow University, Russia, Moscow.

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

Потребности в точной ориентации растут; глобальная метеорология, дистанционное зондирование Земли высокого разрешения, космическая лазерная связь уже сегодня требуют определения ориентации КА с погрешностями порядка $0,1''$ (Барбанов А.А. и др., 2016; Гордиенко Е.С. и др., 2016)

Один такой датчик уже существует, это разработанный около десяти лет назад фирмой Bell Aerospace ЗД HAST (High Accuracy Star Tracker), имеющий полную погрешность $0,2''$ (Michaels D.L., Speed J.F., 2004). Это крупный, тяжёлый и сложный прибор, включающий в себя две оптические головки и блок обработки данных. С момента создания было изготовлено всего около десятка экземпляров HAST.

В России ведётся опытно-конструкторская работа (ОКР) «Астродатчик», целью которой является разработка и создание технологии изготовления перспективных приборов звёздной ориентации (не менее трёх классов точности) для отечественных КА. Самый точный ЗД, который разрабатывается в этом проекте, должен иметь случайную погрешность $0,3''$. Этот ЗД, вероятно, будет построен на основе новой оптической головки с КМОП-матрицей, разработанной в ИКИ РАН, на основе которой создан, в частности, ЗД мини блоков определения координат звёзд (БОКЗ) (Аванесов Г.А. и др., 2016).

При разработке высокоточных ЗД возникает ряд типичных проблем. Ниже мы рассмотрим, в чем они состоят и как их преодолеть.

1. Принципы функционирования ЗД

Самые первые звёздные датчики определяли ориентацию КА по паре конкретных ярких звёзд. Для наведения на каждую из звёзд использовались узкопольные оптические датчики с фиксированным углом между ними. Сначала на первичную звезду наводился первый из двух датчиков, затем звезда удерживалась в центре его поля зрения, а КА вращался вокруг оптической оси первого датчика, пока в поле зрения второго не попадала вторичная звезда ориентационной пары (Федосеев В.И., Колосов М.П., 2007). После этого система ориентации КА удерживала каждую из звёзд в центре поля соответствующего датчика, а КА сохранял свою ориентацию относительно инерциальной системы координат.

Часто в качестве первичной звезды выбирали Солнце, поскольку из-за его яркости на него было проще всего наводиться, а в качестве вторичных звёзд брались ярчайшие звезды неба: Сириус, Канопус, Бетельгейзе и др. Для спутников с почти экваториальной орбитой удобной первичной звездой являлась Полярная, которая на таких орбитах никогда не перекрывалась Землёй.

Революция в конструкции звёздных датчиков произошла с появлением достаточно дешёвых и чувствительных матричных приёмников излучения с большим числом пикселей. Сегодня ЗД представляет собой обычную (но с высокой чувствительностью) фотокамеру, оснащённую специальным программным обеспечением, в частности, в памяти ЗД хранится каталог звёзд с их координатами на небесной сфере. Такие датчики работают следующим образом: выполняется экспозиция, в результате которой на приёмнике излучения получается изображение участка неба, попадающего в поле зрения датчика. В кадре находятся и выделяются изображения звёзд, для каждой найденной звезды определяются координаты центров их изображений – фотоцентров – в системе координат, связанной с матричным фотоприёмником. Затем производится отождествление «звёздного узора» в кадре со звёздами из бортового каталога. И, наконец, по изображениям отождествлённых звёзд, для которых известны координаты, как на матричном фотоприёмнике, так и на небесной сфере, определяется трёхмерный поворот, который переводит один набор координат в другой. На основе параметров этого поворота вычисляют ориентацию конструкционных осей ЗД относительно инерциальной системы координат в одном из стандартных видов, чаще всего – в виде кватерниона ориентации. Указанный цикл непрерывно повторяется с частотой несколько раз в секунду.

2. Погрешность определения фотоцентра одной звезды

Звёзды, которые мы видим на небе, самые лучшие из известных в природе приближений к абстрактному понятию точечного источника излучения. Несмотря на то, что линейные размеры звёзд сравнимы с размерами Солнца, а у некоторых звёзд они в сотни раз больше, расстояния до звёзд столь велики, что современная астрономия смогла изменить размеры только нескольких сот ближайших звёзд, и для этого пришлось использовать самые большие телескопы.

Изображения звёзд на фокальной плоскости ЗД имеют конечный размер, который определяется дифракцией на входной апертуре объектива. Так, дифракция на круглой входной апертуре, которой обладают, например, линзовые объективы, создаёт изображение с радиусом

$$r = 1.22 \frac{\lambda}{d} F, \quad (1)$$

где λ – длина волны излучения; d – диаметр апертуры; F – фокусное расстояние объектива. Эта формула применима и для входных апертур другой формы, меняется только коэффициент.

Распределение интенсивности излучения в изображении звезды быстро убывает от центра к краям. Это убывание может быть монотонным или иметь колебательный характер; в последнем случае изображение имеет вид яркого центрального кружка, окружённого рядом все более слабых колец. Характерный размер области изображения, в которую попадает основная часть излучения, описывается формулой (1) с другим коэффициентом, зависящим от конкретного распределения интенсивности в изображении:

$$R = C \frac{\lambda}{d} F. \quad (2)$$

Теперь рассмотрим вопрос определения погрешности фотоцентра изображения звезды. Он создаётся фотонами, попадающими на фотоприёмник и создающими в нем фотоэлектроны. Если бы приёмник излучения регистрировал место рождения каждого фотоэлектрона, то координаты фотоцентра изображения звезды, содержащего N фотоэлектронов, задавались бы формулами

$$x_* = \frac{1}{N} \sum_i x_i, \quad y_* = \frac{1}{N} \sum_i y_i, \quad (3)$$

где x_i и y_i – координаты рождения i -го фотоэлектрона. Распределение электронов в каждом изображении звезды случайно, плотность вероятности этого распределения пропорциональна распределению интенсивности света в изображении. Дисперсия D этого распределения будет равна квадрату характерного размера изображения (2), а среднеквадратичная ошибка среднего, т.е. погрешность координат фотоцентра, будут равны

$$\Delta x_* = \Delta y_* = \frac{R}{\sqrt{N}}. \quad (4)$$

Эта погрешность связана с дискретной квантовой природой света и является чисто случайной. Увеличивая число накопленных фотоэлектронов от звезды, эту ошибку можно уменьшить, но полностью устранить её нельзя.

Формулы (3) и (4) описывают идеальную ситуацию, когда фотоприёмник регистрирует только фотоны от звезды. В реальной ситуации помимо этого полезного сигнала приёмник будет регистрировать шумы различной природы: физический фон излучения, например, фон неба, темновой (тепловой) фон термоэлектронов, шумы считывания и пр. В этом случае погрешности (4) будут описываться более общими формулами:

$$\Delta x_* = \Delta y_* = \frac{R}{SNR} = \frac{R}{\sqrt{N_* + D_{bg} + \sigma_{rd}^2}}, \quad (5)$$

здесь SNR – отношение сигнала к шуму от звезды; N_* – число квантов, зарегистрированных от звезды; D_{bg} – дисперсия суммарного шума от фона; σ_{rd} – среднеквадратичная ошибка шума чтения.

Интенсивность изображения звезды быстро убывает по мере удаления от её центра, в то время как уровень фоновых шумов остаётся примерно постоянным. Если брать электроны, зарегистрированные внутри круга с центром в центре изображения звезды, то по мере увеличения его радиуса SNR будет расти, на радиусе, где интенсивность изображения от звезды сравнивается с шумом от фона, SNR достигает максимума, а при дальнейшем увеличении радиуса круга SNR убывает. Это означает, что брать слишком большую область для выделения сигнала от звезды не следует.

3. Изображение звезды на матричном фотоприёмнике

Координатно-чувствительные фотоприёмники, которые могут определять координаты рождения в фокальной плоскости отдельных фотоэлектронов, в современных ЗД не используются, вместо них применяют гораздо более простые и дешёвые ПЗС или КМОП-матрицы. В этих фотоприёмниках места попадания фотонов на фотоприёмник не различаются в пределах пикселя. Можно считать, что все фотоэлектроны, зарегистрированные в пикселе, рождаются точно в его центре. В этом случае координаты фотоцентра звезды будут вычисляться по другим формулам:

$$x_* = \frac{\sum_i \sum_j n_{ij} x_i^{(c)}}{\sum_i \sum_j n_{ij}}, \quad y_* = \frac{\sum_i \sum_j n_{ij} y_i^{(c)}}{\sum_i \sum_j n_{ij}}, \quad (6)$$

здесь n_{ij} – число квантов, зарегистрированных в пикселе, лежащем на пересечении i -й строки и j -го столбца матрицы; $x^{(c)}$, $y^{(c)}$ – координаты центра соответствующего пикселя. При таком представлении полное число квантов в изображении звезды $N = \sum_i \sum_j n_{ij}$. При этом формулы (4) и (5) можно применить для оценки случайной погрешности фотоцентра.

В отличие от позиционно-чувствительных приёмников, в ситуации с матричными фотоприёмниками присутствуют два линейных масштаба: характерный размер дифракционного изображения звезды R (см. формулу (2)) и линейный размер пикселя p . Их соотношение играет важную роль.

Если сделать размер изображения существенно меньше размера пикселя $R \ll p$ (такое изображение называют субпиксельным), то все кванты попадут в один пиксель и, что хорошо видно из (6), координаты фотоцентра звезды будут совпадать с координатами центра этого пикселя. Ни изменение числа зарегистрированных электронов, ни перемещение субпиксельного изображения звезды внутри пикселя не приводят к изменению положения фотоцентра изображения звезды.

Таким образом, в субпиксельном режиме положение звезды на матричном фотоприёмнике определяется только с точностью до пикселя. Следовательно, субпиксельные изображения непригодны для определения ориентации. С другой стороны, при увеличении размера изображения звезды хотя бы до 2×2 пикселей можно, согласно формуле (5), достичь сколь угодно малой погрешности положения фотоцентра – много меньшей размера пикселя – для этого необходимо получить изображение звезды с очень высоким SNR . Отметим, что в реальных матрицах величина SNR ограничивается максимальным зарядом пикселя.

При наличии шумов область матричного фотоприёмника, которую занимает изображение звезды не может быть слишком большой потому, что добавление каждого дополнительного пикселя увеличивает как регистрируемые фоновые шумы, так и шумы чтения. Оптимальной для измерения координат звезды является ситуация, когда часть изображения звезды, содержащая основную долю фотонов (например, 80%), занимает область 2×2 или 3×3 пикселя. Это соответствует отношению R/p , слегка большему единицы. Подробнее этот вопрос рассмотрен в (Федосеев В.И., Колосов М.П., 2007).

Заметим, что значения x_* и y_* , полученные по формулам (2) и (5), будут различаться, это связано с систематическими ошибками, возникающими при дискретизации (пикселизации) изображения. Первая из них связана матричной природой фотоприёмников ЗД, т.е. с заменой координат прихода фотонов на координаты пикселей, в которые они попадают. Другая систематическая ошибка вызывается ограниченностью области, которую занимает изображения звезды. Подробнее эти ошибки рассмотрены в работе (Захаров А.И., Никифоров М.Г., 2011).

При увеличении числа пикселей, которые занимает изображение звезды, обе указанные систематические ошибки убывают, но увеличение числа пикселей, занимаемых изображением, снижает SNR .

4. Как повысить точность ЗД?

Рассмотрим хороший современный серийный ЗД, имеющий случайную погрешность, равную $1-3''$. Такие датчики выпускают как в России, так и за рубежом, по конструкции все они похожи (Дятлов С.А., Бессонов Р.В., 2011). Все они используют матрицы размером 1024×1024 или 2048×2048 пикселей, линзовые объективы с фокусным расстоянием от 20 до 50 мм; ширина поля зрения у этих ЗД от 10° до 20° , а предельная звёздная величина навигационных звёзд $5-6^m$. Более подробно эти данные представлены в таблице.

Что нужно сделать с этими типичными ЗД, чтобы повысить их точность до $0,1''$?

При этом будем полагать, что в высокоточном датчике будут использоваться те же матрицы, что и в «серийных», поскольку используемые в них ПЗС и КМОП-матрицы вполне хороши.

Первое, что нужно сделать, – это примерно в 10 раз увеличить фокусное расстояние объектива и одновременно во столько же раз уменьшить размер изображения R звезды на фокальной плоскости, чтобы отношение R/p осталось неизменным, т.е. чтобы изображение звезды занимало то же число пикселей на матрице.

Этого достаточно для требуемого повышения точности до $0,1''$, если мы сохраним неизменными следующие параметры ЗД: число звёзд в поле зрения и SNR для типичной звезды. При сохранении используемой матрицы последнее требование эквивалентно сохранению числа квантов, полученных от типичной звезды.

При увеличении фокусного расстояния в 10 раз до 300–500 мм ширина поля зрения уменьшится в то же число раз до $1-2^\circ$, а телесный угол проекции кадра на небо составит несколько квадратных градусов. В такой небольшой области скорее всего не будет ни одной звезды 5^m или 6^m . Необходимое число звёзд восстановится на уровне $9-10^m$.

таблица – Характеристики типичных серийных ЗД

производитель	ИКИ РАН БОКЗ-М	МОКБ «МАРС» АД-1	Sodern (Франция) SED26
диаметр входного зрачка	24 мм	25,6 мм	20 мм
фокусное расстояние	60 мм	52 мм	28,8 мм
поле зрения	8°	18°	25°
формат матрицы ПЗС, размеры пикселя	512×512 пкс., (16×16 мкм), $55 \times 55''$	512×512 пкс., (23×23 мкм), $91 \times 91''$	1024×1024 пкс., (13×13 мкм), $93 \times 93''$
площадь поля зрения	60 кв. град	163 кв. град	483 кв. град
звёздный каталог	8500 звёзд до $7,5^m$	3500 звёзд до 6^m	2000 звёзд до $4,5^m$
погрешности $\sigma_x, \sigma_y/\sigma_z$	$3/15''$ ($\omega < 0,36''/c$)	$15/60''$	$5/25''$ ($\omega < 0,5''/c$)
частота обновления	0,3 Гц	0,5 Гц	от 1 до 7,8 Гц

Поток излучения от этих звёзд в 40 раз слабее, чем от звёзд в «серийных» ЗД. Для того чтобы зарегистрировать от них то же число квантов, необходимо в 6–7 раз увеличить диаметр объектива (примерно до 100 мм).

Следует заметить, что бортовой каталог высокоточного ЗД будет содержать несколько сот тысяч звёзд, в то время как «серийные» датчики обходятся каталогами с 3000–6000 звёзд.

Если мы откажемся от жёсткой фиксации параметров матричных приёмников излучения, то полученные характеристики ЗД, требуемые для достижения необходимой точности, будут лежать в более широких пределах.

Подробнее процедура расчёта характеристик ЗД, необходимых для достижения заданной точности, описана в (Захаров А.И. и др., 2013; Прохоров М.Е. и др., 2013).

5. Систематические ошибки

В отличие от случайных ошибок, систематические погрешности от измерения к измерению остаются неизменными или закономерно меняются в зависимости от значений некоторых неслучайных параметров. Если мы знаем эту зависимость и значения параметров, то можем вычислить поправку к результату измерения для устранения систематической погрешности. Если же природа систематической ошибки неизвестна, то устранить её не удастся, она добавится к случайным погрешностям и может значительно увеличить суммарную погрешность.

Рассмотрим некоторые типы систематических ошибок, существенно влияющих на точность ЗД.

Неоднородность темновых токов. Даже если на фотоприёмник не падает свет, тепловые движения атомов приводят к появлению свободных электронов (термоэлектронов), которые будут накапливаться в пикселях. Термогенерация электронов создаёт так называемый «темновой фон». Темновые токи в соседних пикселях сильно варьируются, типичными являются отклонения на 60–80% от среднего уровня. Помимо таких нормальных вариаций, в матрицах встречаются отдельные «горячие пиксели», темновые токи которых в десятки и даже в сотни раз превышают среднее значение.

Величина темнового тока сильно зависит от температуры фотоприёмника, она снижается примерно в два раза при его охлаждении на каждые 5°C.

Таким образом, от влияния темновых токов можно избавиться, если достаточно сильно охладить матрицу, но этот подход может оказаться неприемлемым из-за больших затрат энергии на охлаждение.

В большинстве ЗД из полученного кадра вычитается общий для всех пикселей средний уровень темновых токов. В этом случае неучтённый систематический разброс токов в пикселях складывается со случайной ошибкой сигнала.

Другой способ учёта неоднородности темновых токов: необходимо измерить и запомнить уровни токов в каждом пикселе, а затем вычесть средний уровень темнового тока из каждого пикселя (Тучин М.С. и др., 2013).

Следует иметь в виду, что под действием космической радиации темновые токи ПЗС и КМОП-матриц систематически возрастают, а их значения в каждом отдельном пикселе меняются. После получения некоторой дозы облучения карта темновых токов матрицы может стать совершенно не похожей на начальную.

Наличие «горячих пикселей» следует учитывать даже при охлаждении приёмника излучения.

Неоднородность чувствительности фотоприёмника. Неоднородность чувствительности матричного фотоприёмника в ЗД можно разделить на три составляющие:

- систематическое изменение яркости изображения от центра к краю кадра, вызываемое экранированием и виньетированием изображения оптической системой ЗД;
- изменение средней чувствительности пикселей матрицы от пикселя к пикселю;
- различие чувствительности внутри пикселя.

Сумму первых двух зависимостей чувствительностей можно получить, сделав кадр равномерно освещённого фона, построив так называемое «плоское поле». Для учёта неоднородности средней чувствительности пикселей в кадре исходное изображение после вычета из него темновых токов необходимо попиксельно поделить на нормированное «плоское поле».

Разброс внутрипиксельной чувствительности определяется структурой пикселя фотоприёмника. У ПЗС и КМОП-матриц с прямой засветкой снижение чувствительности вызывается поглощением света в полупрозрачных электродах, расположенных поверх светочувствительной поверхности матриц. Помимо этого, в пикселях КМОП-матриц присутствуют нечувствительные к свету транзисторы, поэтому даже КМОП-матрицы с обратной засветкой обладают внутрипиксельной неоднородностью чувствительности. Почти идеальной однородностью чувствительности в пикселе обладают ПЗС-матрицы с обратной засветкой: в них нет транзисторов, а электроды располагаются на обратной стороне утончённой матрицы.

При наложении изображения звезды на группу пикселей с такой сложной структурой внутрипиксельной чувствительности возникает систематическая ошибка, зависящая от положения центра изображения звезды внутри пикселя. Необходимую поправку можно рассчитать численно.

Аберрации оптической системы. Аберрации оптической системы – это ошибки или погрешности изображения в оптической системе, вызывающие отклонение лучей от направлений, по которым они должны были следовать в идеальной оптической системе. В оптике принято выделять классические аберрации оптической системы, которые не зависят от длины волны излучения. К ним относятся сферическая аберрация, кома, астигматизм, дисторсия и кривизна поля. На самом деле все эти монохроматические аберрации описываются полиномом третьего порядка по фокальной плоскости. Полином общего вида заодно учитывает наклон оптической оси к приёмнику излучения и несовпадение центра кадра и оптической оси.

Определить коэффициенты аберрационного полинома можно путём наблюдения оптической миры или семейства искусственных звёзд с известными положениями. Коэффициенты полинома сохраняются в постоянной памяти ЗД.

Хроматические аберрации оптической системы. Величина хроматической аберрации оптической системы зависит как от положения звезды в поле зрения, так и от длины волны излучения. Хроматическими аберрациями обладают все типы оптических систем, в зеркальных системах её причиной является дифракция излучения, которая зависит от длины

волны, а в линзовых – кроме того дисперсия света в стекле. Хроматические аберрации в линзовых системах во много раз больше, чем в зеркальных, катадиоптрические системы занимают промежуточное положение.

Температура звёзд меняется в широких пределах от 2000 К до 50 000 К, а их «цвет» соответственно от красного до бело-голубого. Из-за хроматической аберрации изображения звёзд, расположенных в одном и том же месте поля зрения ЗД, но разных цветов, будут смещены друг относительно друга на фокальной плоскости (*Завгородний Д.С. и др., 2016*). Это смещение называется «хроматическим сдвигом» и зависит от конструкции объектива.

Наиболее частый способ устранения этой систематической ошибки – определить и сохранить в памяти ЗД зависимость хроматического сдвига от положения звезды в кадре, а для каждой навигационной звезды внести в бортовой каталог информации о её «цвете». По этим данным для каждого кадра и для каждой навигационной звезды в нём вычисляется поправка, компенсирующая хроматическую аберрацию.

Возможно частичное исправление хроматической аберрации физическими методами. Так, используя линзы из стёкол с различной дисперсией света, можно добиться, чтобы положения изображений в нескольких длинах волн совпадали. Обычно это достигается не на всей фокальной плоскости (*Завгородний Д.С. и др., 2016*).

Хроматическая аберрация от зеркальных объективов обычно пренебрежимо мала для целей звёздной ориентации.

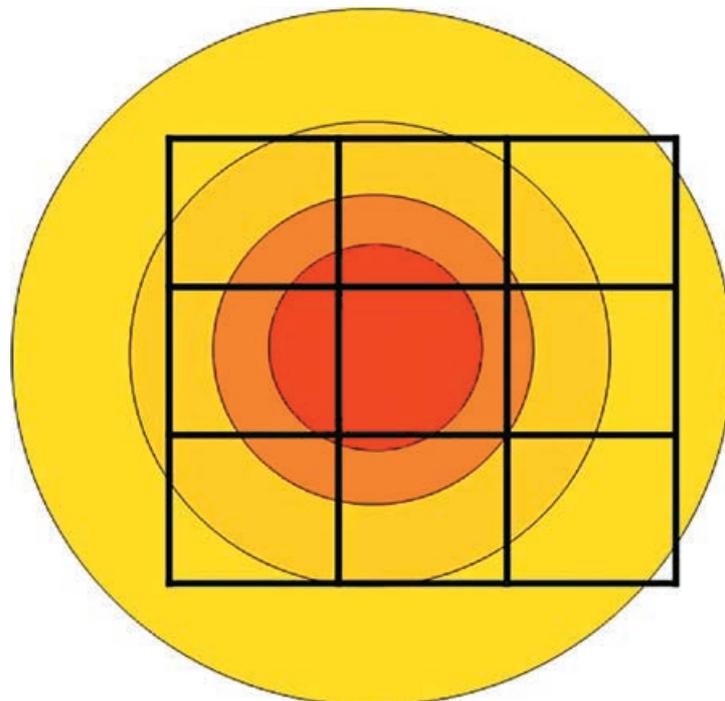


рисунок 1. Ограничение области, занимаемой изображением звезды

Ошибка пикселизации. В кадрах, получаемых на матричных фотоприёмниках, истинное непрерывное распределение интенсивности в изображении звезды заменяется ступенчатым, с постоянным значением внутри пикселя. Если исходное распределение симметрично, то при попадании центра изображения звезды в центр пикселя или в середину стороны пикселя, или в угол пикселя, то без учёта шумов и флуктуаций фотоцентр пикселизованного изображения будет совпадать с центром истинного. Во всех остальных случаях они будут смещены друг относительно друга. Эта ошибка зависит от распределения интенсивности в изображении звезды и от размера пикселя (Захаров А.И., Никифоров М.Г., 2011). Она может быть вычислена для каждой звезды и учтена.

Ограниченность размера изображения звезды. Для достижения наилучшего SNR от звезды мы считываем сигнал от неё с ограниченного фрагмента изображения. Если центр звезды смещён относительно центра этого фрагмента, то крылья изображения поразному попадают внутрь него: в направлении смещения внутрь фрагмента попадёт меньшая часть крыла, чем в противоположном (рисунок 1). Следовательно, фотоцентр изображения звезды будет слабее смещён от центра, чем истинный его центр (Захаров А.И., Никифоров М.Г., 2011). Эта погрешность также может быть вычислена и учтена для каждой звезды.

Ошибка координат звёзд в каталоге. Обычно координаты звёзд в бортовом каталоге ЗД имеют точность в несколько раз выше точности прибора. Этого достаточно для того, чтобы погрешность координат не сказывалась на результате работы ЗД. Например, для «серийного» ЗД с погрешностью $1''$ координаты звёзд необходимо знать с погрешностью $0,3''$, для высокоточного ЗД с погрешностью $0,1''$ погрешность координат звёзд не должна превосходить $0,03''$, лучше – $0,01''$. Для звёзд до 12^m координаты с такими точностями были получены в космическом эксперименте «Hipparcos» (Ковалевский Ж., 2004), проведённом в 1989–1993 гг., и собраны в каталоге Tycho-2 (Høg E. et al., 2000). Однако звёзды обладают собственным движением – перемещаются по небу. Большинство из них делают это медленно, но некоторые (таких немного) – быстро. В результате, истинные координаты звёзд отличаются от координат звёзд в каталоге, что приводит к появлению дополнительной ошибки.

Ярких звёзд, которые сместились от положений на момент создания каталога Tycho-2 более чем на $1''$, менее десятка, к ним относятся α Центавра, θ Эридана и др. Это означает, что «серийный» ЗД будет давать ошибки в нескольких областях неба. Звёзд ярче $10\text{--}12^m$, которые сместились более чем на $0,1''$, – несколько сотен. Их существование приводит к тому

же эффекту, только «сбойных» участков на небе будет больше.

Для устранения этой ошибки в ЗД надо записывать каталог звёзд с координатами, приведёнными к эпохе использования датчика, или исключать быстро движущиеся звёзды из каталога.

Конфигурационная ошибка. Эта ошибка также связана с каталогом, она возникает, когда навигационные звёзды в поле зрения образуют компактную группу. На точность определения координат центра кадра такая конфигурация не влияет, а погрешность третьего угла – разворота кадра вокруг оптической оси ЗД относительно заданного направления (например, относительно направления на Северный полюс мира) – может заметно увеличиться.

Устранить или уменьшить эту ошибку можно добавлением в бортовой каталог дополнительных навигационных звёзд в окрестностях компактной группы звёзд.

Аберрация света. Аберрация света приводит к смещению видимых положений удалённых объектов для движущегося наблюдателя в сторону его движения относительно направления на объект, регистрируемого неподвижным наблюдателем. Величина аберрации равна

$$\delta\theta = -\frac{V}{c} \sin\theta, \quad (7)$$

здесь V – скорость движения наблюдателя; c – скорость света; θ – угол между направлением вектора скорости \vec{V} и направлением на объект. Знак минус означает, что аберрация уменьшает угол θ .

Для околоземного КА различают годичную и орбитальную аберрации. Первая связана с движением Земли по почти круговой орбите вокруг Солнца со скоростью 30 км/с. Максимальная величина годичной аберрации составляет $40''$. Эту поправку ЗД может вычислять самостоятельно, нужно только знать дату и время момента измерения. Необходимые формулы приведены, например, в (Подобед В.В., Нестеров В.В., 1982).

Орбитальная аберрация вызывается движением КА вокруг Земли, её величина меньше (скорость околоземного КА не превосходит 8 км/с на круговой орбите и $11,2$ км/с в перигее очень вытянутой эллиптической орбиты), но для определения направления движения надо знать параметры орбиты и перевычислять скорость не реже чем раз в несколько минут. Эти поправки может вычислять сам ЗД (по переданным ему параметрам орбиты или скорости) или же бортовая система КА.

Передача ориентации. Ещё один источник систематических ошибок – внешний по отношению к ЗД – это точность его установки на КА и поддержание её во время эксплуатации.



рисунок 2. Внешний вид прототипа высокочастотного звёздного датчика

6. Прототип высокочастотного звёздного датчика ориентации

В 2011–2012 гг. в ГАИШ МГУ был разработан прототип высокочастотного звёздного датчика ориентации (Стекольников О.Ю. и др., 2013). Дальнейшее изложение основано на опыте его разработки и последующих испытаний.

Мы хотели, чтобы этот датчик имеет случайную погрешность $0,1''$ и частоту опроса 10 Гц. Последнее означает, что максимальное время накопления сигнала не превышает 0,1 с. Мы не накладывали ограничений на число и размер пикселей ПЗС или КМОП-матриц, которые могли использоваться в этом ЗД. Для каждой из этих матриц было осуществлено «рассуждение», описанное выше в разделе «Как повысить точность ЗД». В результате был получен список сочетаний параметров ЗД, которые позволяли достичь указанных выше погрешности и частоты опроса. Среди этих параметров были: число и линейный размер пикселя фотоприёмника, фокусное расстояние и диаметр объектива, число и предельная звёздная величина навигационных звёзд в кадре (Захаров А.И. и др., 2013; Прохоров М.Е. и др., 2013).



рисунок 3. Разрез высокочастотного звёздного датчика

А далее – этап выбора понравившегося варианта и разработка эскиза ЗД. В качестве фотоприёмника нами была выбрана ПЗС-матрица CCD 47-20 с обратной засветкой фирмы e2v ltd. (Великобритания). Эта матрица имеет размер светочувствительной области 1024×1024 пикселей с линейным размером $13,3 \text{ мкм}$, т.е. достаточно высокой ёмкости. Матрица обладает переносом кадра, в ней помимо светочувствительной области существует область такого же размера для хранения кадра. После завершения экспозиции электронное изображение быстро переносится в область хранения, откуда медленно считывается. А в светочувствительной области в это время может начаться экспозиция следующего кадра. Обратная засветка обеспечивает высокую однородность чувствительности и квантовую эффективность, превышающую в максимуме 90%, а разработанная изготовителем e2v технология (технология AIMO – Advanced Inverse Mode Operation) – низкие темновые шумы.

При рекомендованном фокусном расстоянии 500 мм матрица проецируется на 2 кв. градуса небесной сферы. В её поле зрения в среднем попадает 12 навигационных звёзд, которые должны регистрироваться с $SNR > 12$. Вблизи полюсов Галактики это

будут звезды до 11^m включительно (навигационные звёзды 11^m встречаются в бедных звёздами участках неба, наиболее многочисленными в бортовом каталоге являются навигационные звёзды 9^m). Для достижения указанного SNR при экспозиции 0,1 с диаметр объектива должен составлять 100 мм.

Линзовый объектив с фокусом 500 мм и апертурой 100 мм был бы очень тяжёл, поэтому была выбрана схема Ричи – Кретьена с афокальным компенсатором, содержащая вогнутое гиперболическое первичное зеркало диаметром 100 мм, выпуклое гиперболическое вторичное зеркало диаметром 48 мм и двухлинзовый афокальный компенсатор. Двухзеркальная схема позволяет уменьшить длину объектива до 270 мм. Использование афокального компенсатора устраняет кривизну изображения, что необходимо для матричных приёмников, а линзы вместе с блендой главного зеркала образуют вокруг матрицы пылегазозащищённый объём. Из-за малой кривизны линз и из близкого расположения к фокальной плоскости малыми остаются хроматические аберрации. Главная бленда объектива расположена на внутренней стороне корпуса ЗД, что позволяет не увеличивать его габариты.

Использование зеркальной оптики снимает проблему различия фокусировки объектива ЗД в воздухе и вакууме (Бессонов Р.В. и др., 2016).

Предложенная конструкция ЗД хорошо показала себя в ходе вибрационных и термовакуумных испытаний, проведённых НПО имени С.А. Лавочкина.

Внешний вид прототипа звёздного датчика показан на рисунке 2, а его разрез – на рисунке 3.

список литературы

Аванесов Г.А., Бессонов Р.В., Куркина А.Н., Сметанин П.С. и др. Исследование погрешностей определения параметров ориентации прибора высокой точности БОКЗ-ВТ // Программа и тезисы пятой Всероссийской научно-технической конференции «Современные проблемы определения ориентации и навигации космических аппаратов». 2016. С. 2-9.

Барабанов А.А., Милюков В.К., Москатиньев И.В., Нестерин И.М. и др. Релятивистский гравитационный эксперимент на околоземной орбите: концепция, технология и конфигурация космической группировки // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 3. С. 89-95.

Бессонов Р.В., Беличенко М.Л., Дементьев В., Завгородний Д.С. Исследование ошибок определения координат энергетических центров изображений звезд на фотоприемной матрице прибора звездной ориентации // Программа и тезисы пятой Всероссийской научно-технической конференции «Современные проблемы определения ориентации и навигации космических аппаратов». 2016. С. 2-15.

Гордиенко Е.С., Ивашкин В.В., Симонов А.В. Анализ устойчивости орбит искусственных спутников Луны и выбор конфигурации лунной навигационной спутниковой системы // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 4. С. 40-55.

Дятлов С.А., Бессонов Р.В. Обзор звездных датчиков ориентации космических аппаратов // Механика, управление и информатика. 2011. № 1. С. 11-31.

Завгородний Д.С., Сокольский М.Н., Трегуб В.П., Полищук Г.С. Особенности конструкции объективов приборов звездной ориентации космических аппаратов на примере «ОЗК-ВТ» // Программа и тезисы пятой Всероссийской научно-технической конференции «Современные проблемы определения ориентации и навигации космических аппаратов». 2016. С. 2-11.

Захаров А.И., Прохоров М.Е., Тучин М.С., Жуков А.О. Минимальные технические характеристики звездного датчика ориентации, необходимые для достижения заданной погрешности // Астрофизический бюллетень. 2013. Т. 68, № 4. С. 507-520.

Захаров А.И., Никифоров М.Г. Систематические и случайные ошибки определения положения фотоцентров звезд на матричных фотоприемниках // Механика, управление и информатика. 2011. № 2. С. 280-288.

Ковалевский Ж. Современная астрометрия. Фрязино: Век-2, 2004. 480 с.

Подобед В.В., Нестеров В.В. Общая астрометрия. 2-е изд., перераб. и доп. М.: Наука, 1982. 576 с.

Прохоров М.Е., Захаров А.И., Тучин М.С. Расчёт оптимальных характеристик оптической системы и матричного приёмника излучения звёздного датчика ориентации по его тактико-техническим характеристикам // Механика, управление и информатика. 2013. № 13. С. 80-90.

Стекольников О.Ю., Захаров А.И., Прохоров М.Е. Конструктивные особенности узкопольного звёздного датчика ГАИШ МГУ с зеркальным объективом // Механика, управление и информатика. 2013. № 13. С. 69-79.

Тучин М.С., Бирюков А.В., Захаров А.И., Прохоров М.Е. Учёт термогенерации матричных приборов с зарядовой связью как основа повышения точности звёздного датчика // Механика, управление и информатика. 2013. № 13. С. 249-256.

Федосеев В.И., Колосов М.П. Оптико-электронные приборы ориентации и навигации космических аппаратов. М.: Логос, 2007. 248 с.

Høg E., Fabricius C., Makarov V.V., Urban S. et al. The Tycho-2 catalogue of the 2.5 million brightest stars // Astronomy and Astrophysics. 2000. V. 355. P. L27-L30.

Michaels D.L., Speed J.F. New Ball Aerospace star tracker achieves high tracking accuracy for a moving star field // Proceedings of SPIE. 2004. V. 5430. P. 43-52.

Статья поступила в редакцию 22.03.2017 г.

**МЕТОД ОБОСНОВАНИЯ ОБЪЁМОВ
ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКИ
И КОЛИЧЕСТВА ЗАПУСКОВ
ПО ПРОГРАММЕ ВЫВЕДЕНИЯ
ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ В
КОСМИЧЕСКОЕ ПРОСТРАНСТВО
ПРИ ПЕРЕБОРУДОВАНИИ
МЕЖКОНТИНЕНТАЛЬНЫХ
БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАКЕТ В РАКЕТЫ
КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ**

**METHOD OF JUSTIFICATION
OF EXPERIMENTAL
VERIFICATION SCOPE
AND NUMBER OF LAUNCHES
WITHIN THE PROGRAM
OF PAYLOADS INJECTION
IN SPACE AT RETROFIT OF
THE STRATEGIC INTERCONTINENTAL
BALLISTIC MISSILES INTO
INTEGRATED LAUNCH VEHICLES**



С.Н. Шевченко¹,
профессор, доктор
технических наук,
shevchenko.s@laspace.ru;
S.N. Shevchenko

В статье предложен метод обоснования объёмов экспериментальной отработки и программы выведения полезной нагрузки в космическое пространство при переоборудовании межконтинентальных баллистических ракет стратегического назначения в ракеты-носители космических аппаратов, позволяющих определять объёмы наземной экспериментальной отработки и лётных испытаний переоборудованных межконтинентальных баллистических ракет и объёмы их запусков по программе выведения полезной нагрузки в космическое пространство, такие, что затраты на их практическую реализацию будут минимальными.

Ключевые слова: межконтинентальная баллистическая ракета; ракета-носитель; экспериментальная отработка; программа выведения полезной нагрузки; стоимостные затраты; ожидаемый стоимостной ущерб; критерий оптимизации.

The article proposes the justification method for verification scope and number of launches within the program of payloads injection in space at retrofit of the strategic intercontinental ballistic missiles into spacecraft launch vehicles, allowing the scope assessment of ground experimental verification, flight testing of the converted intercontinental ballistic missiles and launches on the program of the payloads injection into space, such as that the costs on their practical implementation would be minimum.

Key words: intercontinental ballistic missile; launch vehicle; experimental verification; payload injection program; costs; expected value damage; optimization criterion.

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

МЕТОД ОБОСНОВАНИЯ ОБЪЁМОВ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКИ И КОЛИЧЕСТВА ЗАПУСКОВ ПО ПРОГРАММЕ ВЫВЕДЕНИЯ ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ В КОСМИЧЕСКОЕ ПРОСТРАНСТВО ПРИ ПЕРЕОБОРУДОВАНИИ МЕЖКОНТИНЕНТАЛЬНЫХ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАКЕТ В РАКЕТЫ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

В истории развития отечественной ракетно-космической техники известны примеры переоборудования межконтинентальных баллистических ракет (МБР), решающих чисто военные задачи, в ракеты-носители (РН) космических аппаратов (КА), предназначенных для проведения исследований в мирных целях. Классический пример: легендарная «семёрка» С.П. Королёва (ракета Р-7), будучи МБР стратегического назначения, была использована для запуска первых искусственных спутников Земли и полётов человека в космическое пространство. Необходимо отметить, что в период с начала 60-х до конца 70-х годов проблема обоснования объёмов экспериментальной отработки МБР, переоборудуемых под РН КА, не имела самостоятельного значения. Это объяснялось просто: ограничений на финансирование ракетных программ и программ освоения космического пространства в СССР практически не существовало. В нынешних экономических условиях, а также в условиях реформирования Вооружённых Сил Российской Федерации, в том числе стратегических ядерных сил, указанная проблема резко актуализировалась.

Назовём главные причины этого явления. С одной стороны, анализ потребностей отечественного и зарубежного рынка услуг по выведению полезных грузов в околоземное космическое пространство показывает, что для примерно 60% типов КА, планируемых к запуску в РФ и зарубежных странах в период до 2025 года, вопрос о выборе РН ещё не решён, а ежегодный дефицит РН составляет величину в несколько десятков. С другой стороны, Договором между Россией и США о сокращении стратегических наступательных вооружений (СНВ-3) предусмотрены два способа ликвидации МБР: уничтожение или переоборудование в РН КА. Первый из указанных способов является чисто затратным, второй не исключает возможности получения прибыли. На стандартные орбиты с помощью снимаемых с вооружения МБР могут быть выведены полезные нагрузки весом до 1200 кг ракетами среднего класса (УР-100 Н УТТХ) и до 5...7 тонн ракетами тяжёлого класса (Р-36М2) (*Оружие России, 1977; Волков Е.Б., Филимонов А.А., Бобырев В.Н. и др., 1996*). Это покрывает на международном рынке пусковых услуг весь спектр весов полезных грузов, планируемых к выведению в космическое пространство до 2025 года. Нельзя забывать также, что использование МБР в качестве РН КА имеет ряд преимуществ по сравнению с разработкой и изготовлением штатных РН, входящих в состав ракетно-космических комплексов. К этим преимуществам следует отнести низкую стоимость переоборудования МБР под РН КА, малые сроки переоборудования, возможность обеспечения высокой надёжности, широкие возможности варьирования траекториями выведения КА, а также возможности выведения серии КА одним носителем и синхронного запуска КА из различных мест старта.

Совместный анализ преимуществ и возможностей использования, конвертируемых МБР в качестве РН КА и потребностей отечественного и зарубежного рынка по выведению коммерческих КА показал, что применение этих МБР для вывода на околоземные орбиты полезных грузов является более предпочтительным по сравнению с производством и использованием штатных РН.

В то же время параметры траекторий выведения различных полезных грузов многовариантны и отличаются от параметров баллистических траекторий, для которых были созданы и испытаны переоборудуемые МБР. Существуют отличия в конструкциях, предназначенных для размещения полезной нагрузки РН и элементов боевого оснащения МБР, в логике функционирования их систем управления и ряд других (*Грабин Б.В. и др., 1991; Кобелев В.Н., Милованов А.Г., 2009*). Всё это приводит к необходимости проведения соответствующих доработок снимаемых с вооружения МБР при переоборудовании их под РН КА.

Реализация доработок требует проведения наземных и лётных испытаний переоборудованных МБР. Возникает вопрос: какими должны быть объёмы этих испытаний и количество запусков по программе выведения полезной нагрузки в космическое пространство, чтобы затраты на их практическую реализацию были минимальными?

Для ответа на него рассмотрим следующую математическую задачу:

Дано:

$N_{др}, N_{ндр}$ – количество дорабатываемых и недорабатываемых систем МБР соответственно;

$q_i^{ндр}$ – априорная оценка вероятности отказа i -й недорабатываемой системы $i \in [1, N_{ндр}]$;

$C_i^{др}, C_i^{ндр}$ – стоимости дорабатываемой и недорабатываемой i -х систем МБР соответственно;

C_i – стоимость единичного наземного испытания i -й системы МБР;

$C_{ли_m}$ – стоимость единичного лётного испытания переоборудованной МБР, $m \in [1, M]$;

$C_{пв_k}$ – стоимость единичного запуска КА по программе выведения полезной нагрузки в космическое пространство, $k \in [1, K]$;

$P_{тр}$ – требуемое значение надёжности МБР, переоборудованной в РН.

Требуется определить \vec{N}, M, K такие, что

$$C_{\Sigma_{\vec{N}, M, K}} \rightarrow \min \quad (1)$$

при ограничении $P_{\Sigma} \geq P_{тр}$,

где $\vec{N} = \{n_1, \dots, n_{N_{др}}\}$ – вектор, компоненты n_i которого характеризуют объёмы наземных испытаний i -й системы МБР, $i \in [1, N_{др}]$;

M – количество лётных испытаний переоборудованной МБР;

K – количество запусков КА при реализации программы выведения полезной нагрузки в космическое пространство;

C_{Σ} – суммарные стоимостные затраты, определяемые следующим выражением:

$$C_{\Sigma} = C_{\text{НО}}(\vec{N}) + C_{\text{ЛИ}}(M) + C_{\text{ПВ}}(K) + C_{\text{УЛИ}}(\vec{N}, M) + C_{\text{УПВ}}(\vec{N}, M, K). \quad (2)$$

Здесь $C_{\text{НО}}(\vec{N}) = \sum_{i=1}^{N_{\text{ап}}} n_i C_i$ – затраты на наземную отработку дорабатываемых систем МБР;

$C_{\text{ЛИ}}(M) = \sum_{m=1}^M C_{\text{ЛИ}_m}$ – затраты на лётные испытания МБР, доработанной под РН КА;

$C_{\text{УЛИ}}(\vec{N}, M)$ – ожидаемый стоимостной ущерб от аварийных исходов пусков в ходе лётных испытаний переоборудованной МБР;

$C_{\text{УПВ}}(\vec{N}, M, K)$ – ожидаемый стоимостной ущерб от аварийных запусков в ходе реализации программы выведения полезной нагрузки в космическое пространство.

Выражение (1) представляет собой критерий оптимизации, обеспечивающий реализацию экспериментальной отработки переоборудованной МБР и программы выведения полезной нагрузки в космическое пространство при минимальных затратах.

С учётом случайного характера проявления отказов систем МБР, приводящих к аварийным исходам испытательных пусков и запусков КА, заменим величины ущербов в выражении (2) их математическими ожиданиями

$$E\{C_{\text{УЛИ}}(\vec{N}, M)\} \text{ и } E\{C_{\text{УПВ}}(\vec{N}, M, K)\}.$$

Последние для единичного пуска или запуска могут быть определены соотношениями

$$E\{C_{\text{УЛИ}}(\vec{N}, 1)\} = \sum_{i=1}^{N_{\text{ап}}+N_{\text{оп}}} q_i(\vec{N}) C_{y_i}, \quad (3)$$

$$E\{C_{\text{УПВ}}(\vec{N}, M, 1)\} = \sum_{i=1}^{N_{\text{ап}}+N_{\text{оп}}} q_i(\vec{N}, M) C'_{y_i},$$

где $q_i(\vec{N})$ – вероятность отказа i -й системы МБР в лётном испытании, включая недорабатываемые системы, определённая по результатам наземной отработки, в т.ч. наземной отработки до этапа переоборудования;

C_{y_i} – стоимостной ущерб в лётном испытании, получаемый при отказе i -й системы;

$q_i(\vec{N}, M)$ – вероятность отказа i -й системы МБР при запуске КА, определённая по результатам наземной отработки и лётных испытаний;

C'_{y_i} – стоимостной ущерб, получаемый при отказе i -й системы при запуске КА.

Символ $E\{\dots\}$ означает математическое ожидание.

С учётом (3) математическая постановка задачи (1) из детерминированной преобразуется в стохастическую: требуется найти такие \vec{N}, M, K , чтобы

$$E\{C_{\Sigma}(\vec{N}, M, K)\} \xrightarrow{\vec{N}, M, K} \min \quad (4)$$

при ограничении $P_{\Sigma} \geq P_{\text{тр}}$,

где

$$E\{C_{\Sigma}(\vec{N}, M, K)\} = C_{\text{НО}}(\vec{N}) + C_{\text{ЛИ}}(M) + C_{\text{ПВ}}(K) + E\{C_{\text{УЛИ}}(\vec{N}, M)\} + E\{C_{\text{УПВ}}(\vec{N}, M, K)\}. \quad (5)$$

Для решения задачи (4) необходимо разработать модели:

- оценки вероятности аварийного исхода пуска МБР, переоборудованной под РН КА;
- оценки суммарных стоимостных затрат на экспериментальную отработку ракеты и реализацию программы выведения полезных нагрузок в космическое пространство, связывающую объёмы наземных и лётных испытаний, количество пусков по программе выведения, их стоимости и возможный стоимостной ущерб из-за аварийных исходов пусков.

Чтобы получить первую из указанных моделей, проведём декомпозицию МБР на последовательно работающие структурно-функциональные блоки (СФБ). В каждый СФБ включаются системы МБР, отказ которых на временном отрезке работы СФБ приводит к одинаковому стоимостному ущербу. Сумма временных отрезков работы всех СФБ равна полному времени реализации циклограммы полёта МБР. При такой декомпозиции МБР, а также в предположении, что число отказов каждого СФБ на интервале его функционирования подчинено распределению Пуассона, модель оценки вероятности аварийного исхода пуска МБР, переоборудованной под РН КА, будет иметь следующий вид:

$$Q_{\Sigma} = \prod_{j=1}^{N_{\text{СФБ}}} \{1 - \prod_{i=1}^{N_j-j} (1 - q_{ij}) \prod_{i=1}^j (1 - \lambda_i [t_{1j} \exp(-\lambda_j t_{1j}) - t_{0j} \exp(-\lambda_j t_{0j})])\}. \quad (6)$$

Причём оценка вероятности аварийного исхода пуска МБР на участке функционирования j -го СФБ определяется следующим соотношением:

$$q_j = 1 - \prod_{i=1}^{N_j-j} (1 - q_{ij}) \prod_{i=1}^j (1 - \lambda_i [t_{1j} \exp(-\lambda_i t_{1j}) - t_{0j} \exp(-\lambda_i t_{0j})]). \quad (7)$$

В выражениях (6) и (7) введены следующие обозначения:

$N_{\text{СФБ}}$ – количество СФБ, последовательно функционирующих в циклограмме полёта МБР, переоборудованной под РН КА;

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

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

q_{ij} – оценка вероятности отказа i -й системы МБР на временном отрезке $[t_{0j}, t_{1j}]$ функционирования j -го СФБ;

λ_i – параметр распределения Пуассона, характеризующий интенсивность отказов i -й системы МБР.

Выражение (7) позволяет записать соотношения для математических ожиданий ущербов в (5) в следующем виде:

МЕТОД ОБОСНОВАНИЯ ОБЪЁМОВ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКИ И КОЛИЧЕСТВА ЗАПУСКОВ ПО ПРОГРАММЕ ВЫВЕДЕНИЯ ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ В КОСМИЧЕСКОЕ ПРОСТРАНСТВО ПРИ ПЕРЕОБОРУДОВАНИИ МЕЖКОНТИНЕНТАЛЬНЫХ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАКЕТ В РАКЕТЫ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

$$E\{C_{ули}(\vec{N}, M)\} = \sum_{m=1}^M \left[\sum_{j=1}^{N_{свб}} q_j C_{yj} \right]_m; \tag{8}$$

$$E\{C_{упв}(\vec{N}, M, K)\} = \sum_{k=1}^K \left[\sum_{j=1}^{N_{свб}} q_j C'_{yj} \right]_k,$$

где C_{yj} – стоимостной ущерб, получаемый при аварийном исходе лётного испытания на участке работы j -го СФБ;

C'_{yj} – стоимостной ущерб, получаемый при аварийном исходе запуска по выведению КА в космическое пространство на участке работы j -го СФБ.

Подставляя (8) в (5), получим математическую модель суммарных стоимостных затрат на экспериментальную отработку переоборудованной МБР и реализацию программы выведения полезной нагрузки в космическое пространство:

$$E\{C_{\Sigma}(\vec{N}, M, K)\} = \sum_{i=1}^{N_m} n_i C_i + \sum_{m=1}^M C_{ли_m} + \sum_{k=1}^K C_{пв_k} + \sum_{m=1}^M \left[\sum_{j=1}^{N_{свб}} q_j C_{yj} \right]_m + \sum_{k=1}^K \left[\sum_{j=1}^{N_{свб}} q_j C'_{yj} \right]_k. \tag{9}$$

Выражение (9) связывает между собой объёмы наземной отработки, лётных испытаний, количество запусков по программе выведения и стоимостные затраты на них, а также оценки возможного ущерба от аварийных испытательных пусков и запусков КА, определяемые уровнем отработанности МБР, переоборудуемой под РН КА. С точки зрения формальной постановки задачи (1) выражение (9) является целевой функцией, минимизация которой по целочисленным параметрам \vec{N}, M, K относится к задачам целочисленной нелинейной оптимизации.

Таким образом, с учётом (9) критерий оптимизации будет иметь следующий вид:

$$E\{C_{\Sigma}(\vec{N}, M, K)\} \xrightarrow{\vec{N}, M, K} \min$$

при ограничении $P_{\Sigma} \geq P_{тр}$.

Пример. Рассмотрим вариант переоборудования МБР в РН КА, при котором доработкам подвергаются система управления (СУ), двигательная установка разгонной ступени (ДУ РС) и система отделения полезной нагрузки (СО).

Результаты оптимизации целевой функции (9) приведены в таблице.

таблица – Результаты оптимизации целевой функции суммарных стоимостных затрат

рассмотренные случаи	$n_{су}$	$n_{дурс}$	$n_{со}$	$N_{ли}$	$C_{но} (y.e.)$	$C_{ули} (y.e.)$	$C_{упв} (y.e.)$	$C_{\Sigma} (y.e.)$
без отказов	1	5	3	1	10,0	0,31	26,0	39,5
отказ СУ	2	5	3	1	11,0	0,26	21,9	36,3
отказ ДУ РС	1	10	3	1	18,3	0,33	27,7	49,5
отказ СО	1	5	6	1	11,7	0,27	22,3	37,5

Анализ данных, представленных в таблице, показывает, что увеличение затрат на наземную отработку, связанное с необходимостью увеличения объёмов испытаний в случае отказа той или иной системы,

не приводит к однозначному возрастанию суммарных стоимостных затрат. Так, получение одного отказа СУ в ходе наземной отработки приводит к необходимости испытаний дополнительного комплекта аппаратуры СУ. В рассматриваемом примере предполагается возможность проведения на одном комплекте аппаратуры СУ до 50 циклов испытаний. Такое увеличение объёмов испытаний приводит к значительному росту суммарной вероятности безотказного функционирования переоборудованной МБР в полете и снижению суммарного стоимостного ущерба, которое превышает прирост стоимости наземной отработки. В связи с этим суммарные затраты в данном случае снижаются. В то же время получение одного отказа ДУ РС приводит к необходимости увеличения объёма её наземной отработки на пять испытаний. Это, в свою очередь, увеличивает стоимость как наземной отработки, так и суммарных стоимостных затрат.

С использованием исходных данных, представленных в таблице, проведена оптимизация целевой функции суммарных стоимостных затрат, применяемой в традиционном методе оптимизации с использованием критерия «эффективность–стоимость», не учитывающей ожидаемые стоимостные ущербы от аварийных исходов испытательных пусков и запусков КА. Расчёты показали, что в этом случае суммарные стоимостные затраты для указанных выше исходных данных составили от 40 до 59,5 у.е.

Сравнение результатов решения задачи определения объёмов экспериментальной отработки МБР, переоборудуемой под РН КА, предложенным в статье методом с использованием критерия оптимизации, в целевой функции которого учитывается ожидаемый стоимостной ущерб от аварийных исходов пусков и запусков КА, и традиционным методом с использованием критерия «эффективность–стоимость экспериментальной отработки» показывает, что первый позволяет разрабатывать более экономичные программы, приводящие к снижению суммарных стоимостных затрат на величину 10...12%.

список литературы

Волков Е.Б., Филимонов А.А., Бобырев В.Н. и др. Межконтинентальные баллистические ракеты СССР (РФ) и США. История создания, развития и сокращения / Под ред. Е.Б. Волкова. М., 1996. 337 с.
 Грабин Б.В. и др. Основы конструирования ракет-носителей КА / Под ред. В.П. Мишина, В.К. Карраско. М.: Машиностроение, 1991. 416 с.
 Кобелев В.Н., Милованов А.Г. Средства выведения космических аппаратов. М.: Рестарт, 2009. 528 с.
 Оружие России. Т. IV. Вооружение и военная техника Ракетных войск стратегического назначения. М.: Военный парад, 1997. 472 с.

Статья поступила в редакцию 27.12.2017 г.

АНАЛИЗ ЗАВИСИМОСТИ ПАРАМЕТРОВ КОСМИЧЕСКОГО РАДИОЛОКАТОРА С СИНТЕЗИРОВАННОЙ АПЕРТУРОЙ ОТ РЕЖИМА ЕГО РАБОТЫ

ANALYSIS OF DEPENDENCE OF THE SPACE-BORNE SYNTHETIC APERTURE RADAR PARAMETERS ON ITS OPERATIONAL MODES



А.С. Петров¹,
профессор, доктор
технических наук,
as-petr@yandex.ru;
A.S. Petrov



А.А. Прилуцкий¹,
доктор физико-
математических наук,
niidar2011@yandex.ru;
A.A. Prilutskiy



А.С. Волченков¹,
leftbox12@mail.ru;
A.S. Volchenkov

Проведён анализ зависимости основных параметров космического радиолокатора с синтезированной апертурой от требований, предъявляемых к его характеристикам при работе в трёх режимах – обзорном, маршрутном и детальном. Для этих режимов разработана методика оценки: предельно достижимого и реально ожидаемого пространственного разрешения; периода повторения импульсов передатчика, их скважности, импульсной и средней мощности передающего устройства; размеров апертуры антенны при различном пространственном разрешении, ширине полосы захвата земной поверхности и размере кадра изображения в детальном режиме.

Ключевые слова: космический радиолокатор с синтезированной апертурой; системы дистанционного зондирования земной поверхности; активная фазированная антенная решётка.

ВВЕДЕНИЕ

Радиолокатор с синтезированной апертурой (РСА) представляет собой систему радиовидения земной поверхности, позволяющую формировать её контрастное монохромное изображение, которое передается на

Analysis of dependence of the space-borne synthetic aperture radar main parameters on the requirements for its characteristics in three different operational modes, in particular ScanSar, Stripmap and Spotlight was performed. For these modes the assessment procedure was proposed in order to estimate the following: attainable and really expected spatial resolution, transmitter pulse repetition, duty factor, impulse and mean transmitter power, size of antenna aperture at different spatial resolution, ground swath and image size in spotlight mode.

Key words: space-borne synthetic aperture radar; Earth surface remote sensing; active phased array antenna.

экран монитора или фото/бумажный носитель (Вербана В.С. и др., 2010; Радиолокационные системы воздушной разведки..., 2008; Mittermayer J. et al., 2010). На борту движущегося космического аппарата (КА)

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

устанавливается импульсный радиолокатор, который излучает модулированный по частоте или по фазе сигнал несущей частоты и принимает его эхо, отражённое от земной поверхности. В результате сложной аналого-цифровой, а затем и алгоритмической обработки принимаемого сигнала на ЭВМ наблюдаемая локатором область отображается множеством пикселей, каждому из которых соответствует ячейка земной поверхности с определёнными размерами (т.е. с определённым пространственным разрешением) в продольном и в поперечном направлении относительно движущегося носителя. Геометрия космического радиолокационного зондирования Земли по технологии синтезированной апертуры описана в (Евграфов А.Е., Поль В.Г., 2015; Петров А.С., Прилуцкий А.А., 2017; Юскевич И.А. и др., 2017). Пространственное разрешение РСА в поперечном направлении обеспечивается традиционным в радиолокации методом согласованной фильтрации импульсных сигналов с несущей, модулированной по частоте или по фазе (Справочник по радиолокации, 1976). А разрешение в продольном направлении на пространственно-временном интервале синтеза апертуры реализуется путём согласованной фильтрации доплеровской составляющей модуляции сигнала несущей частоты, формирующейся из-за наличия радиальной составляющей скорости движения носителя относительно земной поверхности (Занин К.А., Москатиньев И.В., 2017).

Основными характеристиками, описывающими работу РСА, размещённого на борту КА, являются: общая полоса обзора земной поверхности, текущая полоса захвата и размер кадра в детальном режиме, пространственная разрешающая способность, а также радиометрические чувствительность и разрешающая способность (разрешение). Задание этих основных характеристик определяет выбор высоты полёта КА, углов отклонения диаграммы направленности (ДН) антенны от вертикального направления, размеров антенны, мощности передатчика и скважности его импульсов. В целом же аппаратуру РСА характеризует несколько десятков различных параметров, на которые можно наложить всего два принципиальных ограничения. Первое вытекает из необходимости однозначного отсчёта отражённого от местности сигнала в приёмном устройстве, оно устанавливает связь между периодом повторения импульсов передатчика и временем захвата земной поверхности диаграммой направленности антенны. Второе ограничение связано с требуемым энергетическим потенциалом, который обеспечивает необходимый уровень радиометрической чувствительности аппаратуры.

Большая избыточность параметров аппаратуры в сравнении с числом базовых ограничений, на них накладываемых, приводит к допустимости различных вариантов решения задачи проектирования радиолокатора. Поэтому возникает необходимость выбора одного из этих вариантов, который и прини-

мается за оптимальный по нескольким дополнительно формируемым разработчиком критериям.

Цель работы состоит в том, чтобы наметить линию проектирования аппаратуры, позволяющую обоснованно выбрать наиболее существенные параметры РСА, в том числе: мощность передающего устройства; временные параметры импульсов передатчика и управляющих стробов, открывающих вход приёмника; габаритные размеры антенной системы; полосу частот сигнала, модулирующего несущую частоту, а также оценить скорость принимаемого информационного потока и объём радиолограммы в различных режимах работы локатора.

1. Геометрия задачи

РСА космического базирования могут функционировать в различных режимах наблюдения земной поверхности (*Радиолокационные системы воздушной разведки...*, 2008). На рисунке 1 изображены три из них, наиболее часто применяемых на практике: маршрутный, обзорный и детальный.

Обзорный режим предназначен для наблюдения за крупными объектами. Он характеризуется максимальной шириной полосы захвата и при этом обладает наихудшим пространственным разрешением. В этом режиме реализуется сканирующий по углу места режим работы антенной системы, позволяющий захватить несколько парциальных полос засветки земной поверхности ДН антенны. В маршрутном режиме формируется средний уровень пространственного разрешения в единственной полосе захвата в течение сеанса съёмки. Наконец, в детальном режиме достигается самый высокий уровень разрешения, однако только в области земной поверхности, имеющей сравнительно малые размеры в продольном и поперечном направлении относительно траектории полёта КА. При этом выполняется сканирование ДН по азимутальному углу.

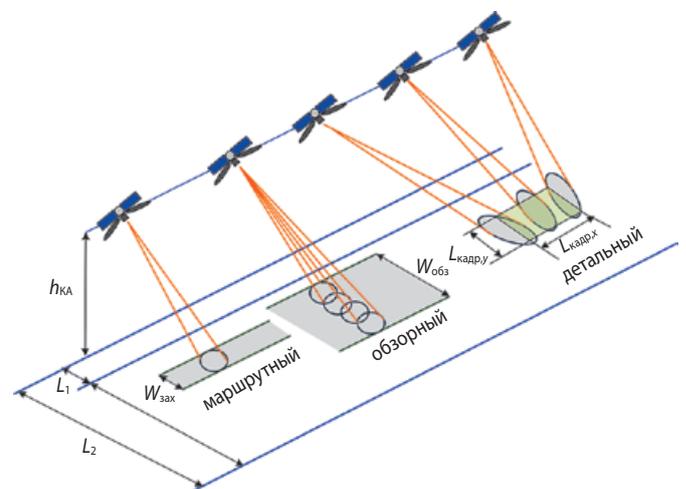


рисунок 1. Режимы работы РСА: маршрутный, обзорный и детальный

На рисунке 2 изображена соответствующая маршрутному режиму геометрия засветки земной поверхности ДН антенны. На этом рисунке введены обозначения основных параметров, описывающих геометрическую конфигурацию центрального и еще двух лучей, ограничивающих ДН антенны по уровню половинной мощности (3 дБ). В том числе: R_3 – радиус Земли; $h_{КА}$ – высота полёта КА; θ_A – текущий угол визирования; θ_{A1} и θ_{A2} – углы, ограничивающие ДН антенны по уровню 3 дБ; R – наклонная дальность от РСА до центра полосы захвата; $W_{зах}$ – ширина полосы захвата земной поверхности; L_{Ax} и L_{Ay} – продольный и поперечные размеры апертуры антенны; β – угол скольжения; $\Delta\theta_A \approx \lambda/L_{Ay}$ и $\Delta\phi_A = \Delta\phi_{с.а.М} \approx \lambda/L_{Ax}$ – ширины ДН антенны РСА по уровню 3 дБ в угломестной и азимутальной плоскостях при одностороннем распространении сигнала между РСА и целью; $\Delta\theta_3$ – угловая ширина отпечатка ДН на поверхности, наблюдаемая из центра Земли; λ – длина волны; $\phi_{с.а.М}$ и $\phi_{с.а.Д}$ – угловые ширины синтезированной ДН при работе РСА в маршрутном и детальном режимах.

Увеличение высоты полёта КА позволяет расширить зону обзора земной поверхности, однако приводит к возрастанию наклонной дальности до неё и, следовательно, пространственных потерь, а при фиксированной мощности передатчика – к снижению радиометрической чувствительности. Угол места КА над линией горизонта и наклонная дальность рассчитываются с помощью следующих соотношений:

$$\beta = \arccos\left(\frac{R_3 + h_{КА}}{R_3} \sin\theta_A\right), \theta_A \leq \arcsin\left(\frac{R_3}{R_3 + h_{КА}}\right); \quad (1)$$

$$\theta_3 = 90^\circ - (\theta_A + \beta), \theta_A(\beta) = \arcsin\left(\frac{R_3}{R_3 + h_{КА}} \cos\beta\right); \quad (2)$$

$$R = \begin{cases} h_{КА}, & \theta_A = 0 \\ R_3 \frac{\cos(\theta_A + \beta)}{\sin\theta_A}, & 0 < \theta_A \leq \arcsin[R_3/(R_3 + h_{КА})]. \end{cases}$$

Если задан угол θ_3 , то, решая треугольник OAD, находим угол θ_A :

$$\theta_A = \arctg\left(\frac{\sin\theta_3}{1 - \cos\theta_3 + h_{КА}/R_3}\right).$$

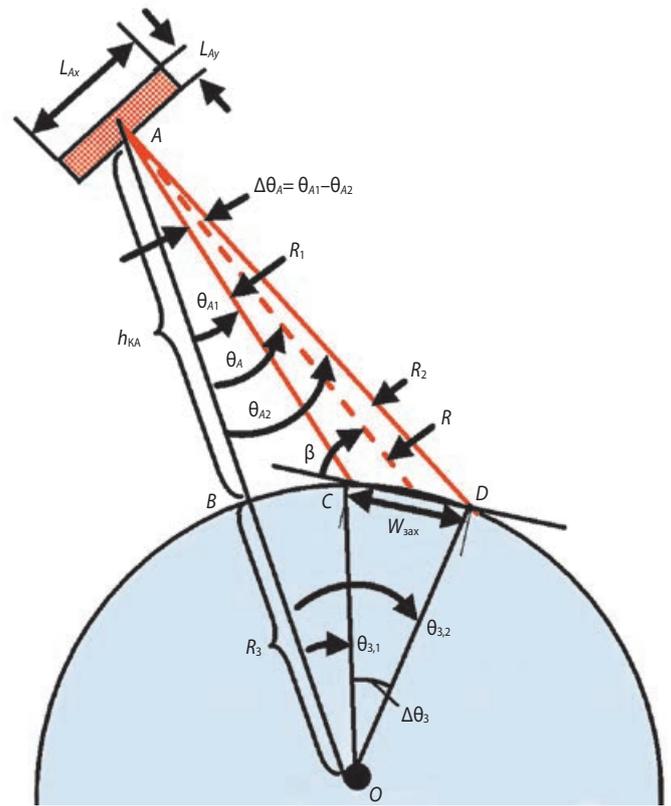
Зависимости расстояния L_y от подспутниковой точки до точки пересечения ДН с земной поверхностью и высоты полёта КА от L_y и от угла β определяются по формулам

$$L_y = R_3 \theta_3, h_{КА} = R_3 [\cos\beta / \cos(\beta + L_y/R_3) - 1], \quad (3)$$

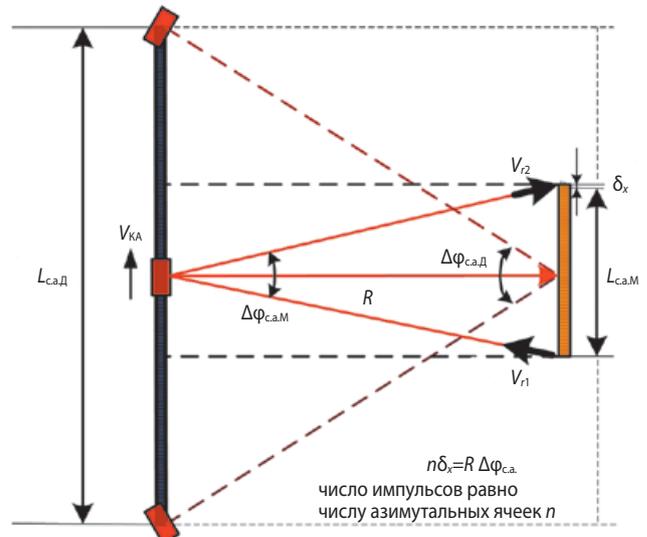
где $\theta_3 = 90^\circ - (\theta_A + \beta)$ в соответствии с формулой (2). Если заданы θ_A и $\Delta\theta_A$, то определяем ширину полосы захвата

$$W_{захв} = R_3 \Delta\theta_3 = R_3 (\theta_{3,2} - \theta_{3,1}),$$

где $\theta_{3,2}$ и $\theta_{3,1}$ – углы, соответствующие углам $\theta_{A1,2} = \theta_A \mp \Delta\theta_A/2$.



а



б

а – в вертикальной плоскости;
б – в плоскости наклонной дальности.

рисунок 2. Геометрия задачи

При анализе характеристик РСА возникает также необходимость по известным значениям $\Delta R = R_2 + R_1$ и θ_A рассчитать требуемую ширину ДН антенны и размер её апертуры по вертикали. Для решения этой задачи поступаем следующим образом. Наклонная дальность между РСА и точкой пересечения центра ДН с поверхностью земной сферы зависит от высоты полёта КА и угла отклонения θ_A центра ДН от вертикали. Края ДН будут отклоняться от вертикали на

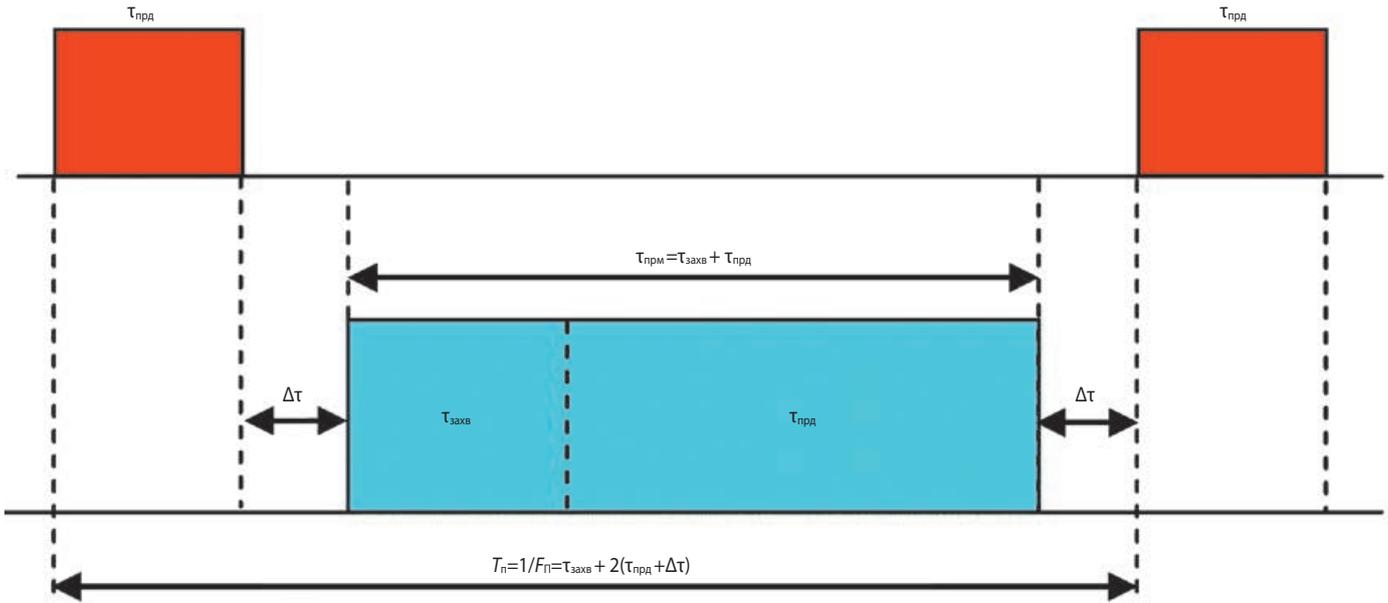


рисунок 3. Эпюры повторения импульсов передатчика и подключения входа приёмника к антенне

углы $\theta_A \mp \Delta\theta_A/2$, где $\Delta\theta_A$ – ширина ДН антенны по уровню 3 дБ. Таким образом, для нахождения $\Delta\theta_A$ следует решить относительно него уравнение

$$R(h_{\text{КА}}, \theta_A + \Delta\theta_A/2) - R(h_{\text{КА}}, \theta_A - \Delta\theta_A/2) = \Delta R.$$

Определив $\Delta\theta_A$, находим вертикальный размер антенны (Марков Г.Т., Сазонов Д.М., 1975)

$$L_{Ay} = 0.886\lambda / (\eta_A \Delta\theta_A), \quad (4)$$

где $\eta_A \leq 1$ – коэффициент использования длины апертуры антенны по её вертикальной стороне. Уменьшение η_A или длины L_{Ay} приводит к расширению ДН антенны, а значит, и к увеличению полосы захвата $W_{\text{зах}}$. При фиксированной длине L_{Ay} ширину ДН антенны можно увеличить, вводя неравномерное амплитудное возбуждение апертуры по функции косинуса на пьедестале или формируя распределение фазы по квадратичному закону. Однако заметного сужения ДН антенны добиться не удастся без существенного ухудшения эффективности её излучения. Об этом и свидетельствует знак неравенства для η_A .

В маршрутном режиме угол $\Delta\varphi_{\text{с.а.м}} = \Delta\varphi_A = 0.886\lambda / (\eta_A L_{Ax})$ определяется продольным размером апертуры. Поскольку пространственное разрешение РСА в продольном направлении оценивается по формуле $\delta_x = 0.886R\lambda / (2\eta_A L_{\text{с.а.}})$, а в маршрутном режиме $L_{\text{с.а.}} = R\Delta\varphi_A$, получаем $\delta_x = L_{Ax}/2$. Интересно отметить то обстоятельство, что в этом режиме δ_x не зависит от наклонной дальности. В детальном режиме $\Delta\varphi_{\text{с.а.}}$ уже определяется не длиной апертуры антенны, а требуемым разрешением РСА по продольной координате δ_x и превышает $\Delta\varphi_A$. И в этом режиме при зафиксированном разрешении δ_x по продольной координате и увеличении угла θ_A (а, значит, и R), придётся увеличивать длину синтезированной апертуры $L_{\text{с.а.}}$.

2. Временная структура импульсов и связанные с ней параметры РСА

Покажем, что продольный L_{Ax} и поперечный L_{Ay} размеры апертуры антенны радиолокатора зависят от разрешающей способности локатора по продольной координате δ_x , а L_{Ay} , в дополнение к этому – также от полосы захвата земной поверхности по наклонной дальности ΔR и скважности импульсов передатчика. Действительно, при работе РСА в маршрутном режиме продольный размер апертуры напрямую определяется требуемым значением δ_x , поскольку должно выполняться условие $L_{Ax} \approx 2\delta_x$. Для выявления зависимости поперечного размера апертуры L_{Ay} от δ_x и ΔR следует проанализировать структуру импульсов радиолокатора, она изображена на рисунке 3.

Интервал времени $T_{\text{п}}$ между импульсами передатчика длительностью $\tau_{\text{прд}}$ должен превышать сумму длительностей строба $\tau_{\text{прм}}$, открывающего вход приёмного устройства, и двух защитных интервалов запаса по времени $\Delta\tau$ между ним и импульсами передатчика $\tau_{\text{прд}}$, т.е.

$$T_{\text{п}} \geq \tau_{\text{захв}} + 2(\tau_{\text{прд}} + \Delta\tau) = 2(\Delta R/c) + 2\Delta\tau + 2\tau_{\text{прд}}, \quad (5)$$

где время захвата $\tau_{\text{захв}} = 2\Delta R/c$. Типичное значение суммарной длительности двух защитных интервалов $2\Delta\tau = 0.4$ мкс.

Поделим обе части неравенства (5) на $T_{\text{п}}$:

$$1 \geq \frac{\tau_{\text{захв}}}{T_{\text{п}}} + 2 \frac{\Delta\tau}{T_{\text{п}}} + 2 \frac{\tau_{\text{прд}}}{T_{\text{п}}} = \frac{1}{Q'_{\text{захв}}} + \frac{2}{Q_{\text{прд}}}.$$

Здесь $Q'_{\text{захв}} = T_{\text{п}} / (\tau_{\text{захв}} + 2\Delta\tau)$; $Q_{\text{прд}} = T_{\text{п}} / \tau_{\text{прд}}$; $Q_{\text{захв}} = T_{\text{п}} / \tau_{\text{захв}}$.

При продольном перемещении КА по своей траектории полёта со скоростью $V_{\text{КА}}$ относительно земной поверхности возникает доплеровский сдвиг частоты

сигнала, отражённого от поверхности. Ширина спектра этого сигнала ΔF_d определяет разрешение РСА по продольной координате. Оно вычисляется с помощью следующего соотношения (Верба В.С. и др., 2010):

$$\delta_x = V_{КА} / \Delta F_d.$$

В дальнейшем при проведении общих оценок параметров РСА будем для простоты принимать $V_{КА}$ равной скорости движения КА по орбите вокруг Земли, отсчитываемой в неподвижной системе координат. Однако при разработке алгоритмов синтеза изображения необходимо брать скорость движения КА по отношению к поверхности вращающейся Земли, причём в точке, наблюдаемой с борта в текущий момент времени.

Импульсы локатора фактически дискретизируют во времени составляющую сигнала локатора, связанную с доплеровским сдвигом частоты, при его обработке, поэтому частота их повторения должна превышать ΔF_d . В литературе обычно рекомендуется выбирать значение этого коэффициента превышения k_d примерно равным 1.2, а поэтому

$$T_{п} = (k_d \Delta F_d)^{-1} = \delta_x / (k_d V_{КА}). \quad (6)$$

Предельно минимальное значение $Q_{прд}$ приближается к 2 (при времени захвата, стремящемся к нулю). Неравенство (5) с учётом (6) можно привести к виду

$$\frac{\delta_x}{\Delta R'} \frac{Q_{прд} - 2}{Q_{прд}} \geq 2k_d \frac{V_{КА}}{c} = 2k_d I = I', \quad (7)$$

где $\Delta R' = \Delta R + c\Delta t$, $I = V_{КА}/c$ – инвариант орбиты КА – отношение скорости движения КА вокруг Земли по круговой орбите на заданной высоте к скорости света.

Из (7) следует, что при фиксированной скважности импульсов передатчика разрешение по продольной координате прямо пропорционально полосе захвата по наклонной дальности.

Из (7) также вытекает ограничение на скважность импульсов передатчика $Q_{прд} \geq 2/(1-A)$, где $A = I' \Delta R' / \delta_x$. Поскольку $Q_{прд}$ всегда является положительным числом, то должно выполняться неравенство $A \leq 1$. Следовательно, на частное от деления продольного разрешения РСА на полосу захвата по наклонной дальности накладывается очень простое предельное ограничение, связывающее его с введённым инвариантом орбиты КА,

$$\delta_x / \Delta R' \geq I'. \quad (8)$$

Из этого неравенства, зная высоту полёта КА и задавая угол θ_A , можно получить предельные оценки двух различных параметров системы. Во-первых, зафиксировав δ_x , рассчитать максимально допустимую ширину полосы захвата земной поверхности и предельно минимальный вертикальный размер апертуры антенны. Во-вторых, вначале ввести требуемое значение $W_{захв}$ и рассчитать L_{Ax} и $\Delta R'$, а после этого

определить минимально достижимое значение δ_x . В равной степени приемлемы оба варианта выбора этих базовых параметров РСА.

При проектировании РСА на этапе проведения априорных оценок различают потенциально достижимое и реально ожидаемое пространственное разрешение рельефа местности и объектов, расположенных на земной поверхности, по продольной и поперечной координатам δ_{x0} , δ_x и δ_{y0} , δ_y соответственно. Потенциально достижимое разрешение $\delta_{x0} = 0.886R\lambda / (2L_{c.a.})$. И если задан продольный размер антенны L_{Ax} , то в маршрутном режиме $L_{c.a.} = 0.886R\lambda / L_{Ax}$, а поэтому $\delta_{x0} = L_{Ax} / 2$. Потенциально достижимое разрешение по поперечной координате определяется шириной полосы сигнала, модулирующего несущую частоту, и углом скольжения $\delta_{y0} = c / [2\Delta f \cos(\beta)]$ (Верба В.С. и др., 2010; Радиолокационные системы воздушной разведки..., 2008). Однако величины δ_{x0} и δ_{y0} могут использоваться лишь для быстрой предварительной оценки пространственной разрешающей способности локатора. Уточнённую, реально ожидаемую оценку делают по ширине функции отклика (ФО) РСА на точечную цель.

При обработке сигнала в аппаратуре возникает множество причин, которые приводят к расширению ФО, а значит, и к ухудшению пространственного разрешения. По этим причинам фактически ожидаемое пространственное разрешение ухудшается по сравнению с потенциально достижимым примерно на 20% по обеим координатам. Если используется оконная фильтрация для подавления боковых лепестков ФО, то её главный лепесток может испытывать расширение до 50%. Итак, в продольном направлении, $\delta_x = k_x \delta_{x0}$, где $k_x = 1 \dots 1.7$. Если в качестве модулирующего несущую частоту применяется сигнал с линейной частотной модуляцией (ЛЧМ), то $\delta_y = k_y \delta_{y0}$, где поправочный коэффициент $k_y \approx k_x$. Другая ситуация возникает, когда в качестве модулирующего сигнала используется фазово-кодовая модуляция (ФКМ) несущей частоты. В этом случае $k_y \approx 1.2$. И если необходимо обеспечить пространственное разрешение с ячейкой, имеющей размер $\delta_x \times \delta_y$, то её размер, задаваемый при проведении расчётов, должен равняться $\delta_x / k_x \times \delta_y / k_y$.

3. Энергетический потенциал и радиометрическая чувствительность

Отношение сигнала к шуму в аппаратуре РСА характеризуется параметром $\sigma_{0ш.э.}$, который называется радиометрической чувствительностью, или шумовым эквивалентом удельной эффективной площади рассеяния земной поверхности. В литературе рекомендуется задавать его значение, выраженное в децибелах, не превышающее минус 20 дБ, и в крайнем случае – не более минус 14 дБ.

АНАЛИЗ ЗАВИСИМОСТИ ПАРАМЕТРОВ КОСМИЧЕСКОГО РАДИОЛОКАТОРА С СИНТЕЗИРОВАННОЙ АПЕРТУРОЙ ОТ РЕЖИМА ЕГО РАБОТЫ

Определим мощность передатчика, при которой обеспечивается требуемый уровень радиометрической чувствительности $\sigma_{0,ш.э}$. Она следующим образом выражается через параметры лоатора (Верба В.С. и др., 2010):

$$\sigma_{0,ш.э} = \frac{4\pi R^4 \lambda^2 k T_{ш} L_{сист}}{(P_{имп}/Q_{прд}) S_{прд} S_{прм} \eta^2 \delta_x \delta_y T_{с.а.}} | S_{прд} = S_{прм} = S_A = \frac{4\pi R^4 \lambda^2 k T_{ш} L_{сист}}{(P_{имп}/Q_{прд})(S_A \eta)^2 \delta_x \delta_y T_{с.а.}} \quad (9)$$

В (9), помимо введённых ранее, использованы следующие обозначения: в числителе: $k=1.38 \times 10^{-23}$ Дж/К – постоянная Больцмана; $T_{ш}$ – эквивалентная шумовая температура, присчитываемая к входу приёмного устройства; $L_{сист}=L_{атм}L_{обр}$ – системные потери, в которые входят затухание сигнала в атмосфере, и потери, возникающие при его обработке в аппаратуре; в знаменателе: $P_{имп}$ – импульсная мощность передатчика; $S_{прд}$ и $S_{прм}$ – геометрическая площадь передающей и приёмной антенн, а в случае их равенства $S_{прд}=S_{прм}=S_A=L_{Ax} \times L_{Ay}$; η – коэффициент использования площади антенны; $T_{с.а.}=L_{с.а.}/V_{КА}=R\lambda/(2\delta_x V_{КА})$ – время синтеза апертуры. Подставляя $T_{с.а.}$ в (9), получаем выражение для расчёта требуемой импульсной мощности передатчика РСА:

$$P_{имп} = \frac{8\pi R^3 \lambda k T_{ш} L_{сист} V_{КА} Q_{прд}}{\sigma_{0,ш.э} (S_A \eta)^2 \delta_y} \quad (10)$$

Отметим, что зависимость $P_{имп}$ от разрешения по продольной координате δ_x и от полосы захвата $W_{зах}$ в (10) выражается неявно, через зависимость от их значений размеров апертуры антенны (а значит, S_A) и скважности импульсов передатчика $Q_{прд}$, о которой говорилось в предыдущем разделе.

Шумовая температура, присчитываемая к входу приёмного устройства, определяется по формуле, приведённой в (Скляр Б., 2003), а потери в атмосфере рассчитываются с использованием простых эмпирических формул, таблиц и графиков (Бартенев В.А. и др., 1997).

Воспользовавшись описанной выше процедурой, проведём расчёт импульсной и средней мощности лоатора, установленного на борту КА, движущегося со скоростью $V_{КА}=7.673$ км/с на орбите с высотой 400 км над земной поверхностью. Будем полагать, что в качестве антенны применяется АФАР. Для работы в детальном режиме зададим продольный размер её апертуры $L_{Ax}=6$ м. При необходимости достижения малого значения δ_x в маршрутном режиме следует уменьшить эффективное значение L_{Ax} одним из указанных в первом разделе методов. Далее,

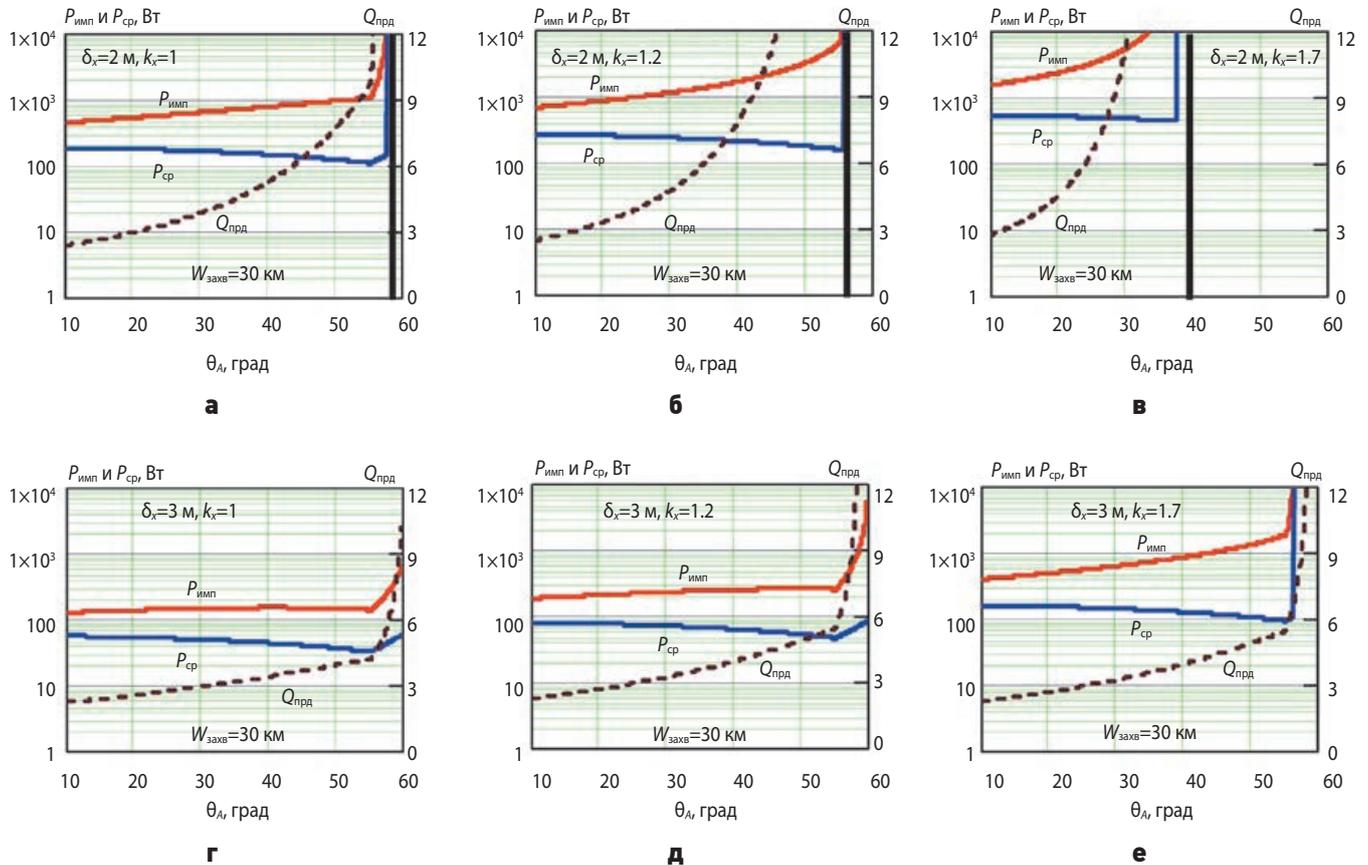


рисунок 4. Зависимости импульсной $P_{имп}$ и средней мощности $P_{ср}$ мощности передатчика, а также скважности $Q_{прд}$ от угла визирования в маршрутном режиме при ширине полосы захвата $W_{зах}=30$ км, трёх значениях коэффициента $k_x=1, 1.2, 1.7$ и двух значениях разрешения по продольной координате $\delta_x=2$ м и 3 м

выбрали следующие значения параметров, входящих в (10): $\sigma_{\text{ш.э.}} = -20$ дБ; $W_{\text{зах}} = 30$ км; два значения разрешения $\delta_x = \delta_y = 2$ м и 3 м; $L_{\text{атм, дБ}}(90^\circ) = 1.0$ дБ; $\eta = 0.8$; $L_{\text{Ах}} \times L_{\text{Ау}} = 6.0 \times 1.6$ м; $K_{\text{ш, дБ}} = 3.5$ дБ; $L_{\text{фид, дБ}} = 3.0$ дБ; коэффициент k_x принимает три значения: 1.0, 1.2 и 1.7.

Результаты расчёта зависимости $P_{\text{имп}}$, $P_{\text{ср}}$ и $Q_{\text{прд}}$ от θ_A представлены на рисунке 4. Их анализ показывает, что учёт эффектов, связанных с расширением ФО на точечную цель и возникающих при обработке сигнала в аппаратуре, а также оконная фильтрация, особенно при высоком пространственном разрешении, даст следующие результаты.

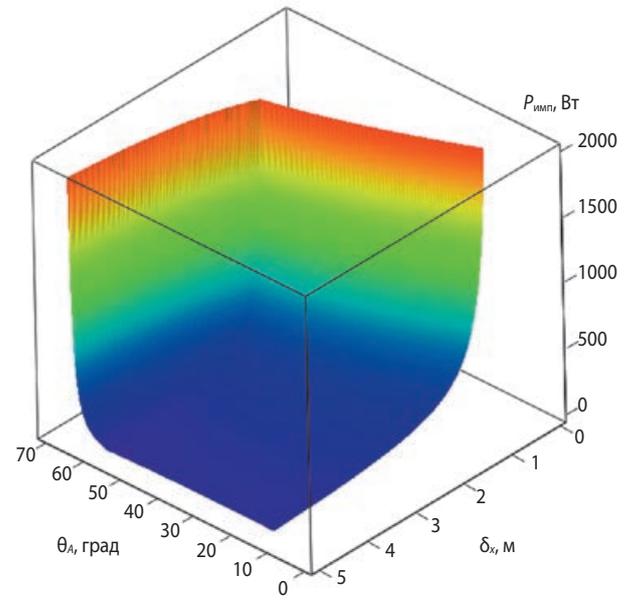
Во-первых, уменьшится максимально допустимое значение угла визирования θ_A ; во-вторых, увеличится скважность импульсов передатчика; в-третьих, возрастет необходимый уровень средней и импульсной мощности передатчика. Что касается ограничения по нижней границе для угла θ_A , то, если принять максимально допустимое значение ширины полосы частот модулирующего сигнала равным 500 МГц, минимальное значение θ_A , например при $\delta_x = 2$ м и $k_y = 1.7$, составит 15° .

Результаты расчётов показывают, что, если выбрать максимальное значение $\theta_A = 55^\circ$, то реализуемым окажется пространственное разрешение $\delta_x = \delta_y = 3$ м. При этом импульсная мощность достигнет 2 кВт, а средняя – 100 Вт. Впрочем, мощность может быть понижена, если ослабить требование по уровню радиометрической чувствительности. Например, при максимально допускаемом значении $\sigma_{\text{ш.э.}} = -14$ дБ уровень требований к $P_{\text{имп}}$ и $P_{\text{ср}}$ можно понизить в четыре раза.

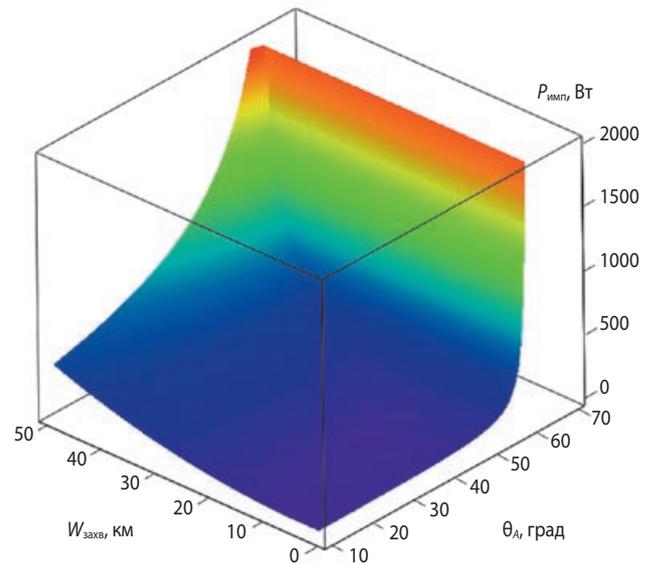
Для более наглядного отображения полученных результатов на рисунке 5 в трёхмерной проекции представлены две зависимости импульсной мощности передатчика: первая – от (θ_A, δ_x) при $W_{\text{захв}} = 30$ км, вторая – от $(\theta_A, W_{\text{захв}})$ при $\delta_x = 3$ м. Видим, что при уменьшении $W_{\text{захв}}$ и увеличении δ_x происходит уменьшение импульсной мощности, необходимой для обеспечения заданного уровня радиометрической чувствительности, в данном случае $\sigma_{\text{ш.э.}} = -20$ дБ.

В детальном режиме провели расчёты при $W_{\text{кадр, х}} \times W_{\text{кадр, у}} = 10 \times 10$ км и двух значениях пространственного разрешения $\delta_x = \delta_y = 0.5$ м и 1.0 м. Результаты представлены на рисунке 6.

Видим, что на качественном уровне ход зависимостей остался таким же, как и в маршрутном режиме. Но если задать $\delta_x = \delta_y = 1.0$ м и $k_x = 1.7$, то придётся ограничиться лишь очень узким диапазоном изменения угла визирования – от 30° (из-за ограничения по Δf) до 38° (из-за ограничения по $Q_{\text{прд}}$, рисунок 6е). Более высокое разрешение можно реализовать, лишь уменьшив размер кадра $W_{\text{кадр, у}}$, увеличив при этом размер апертуры антенны $L_{\text{Ау}}$.



а



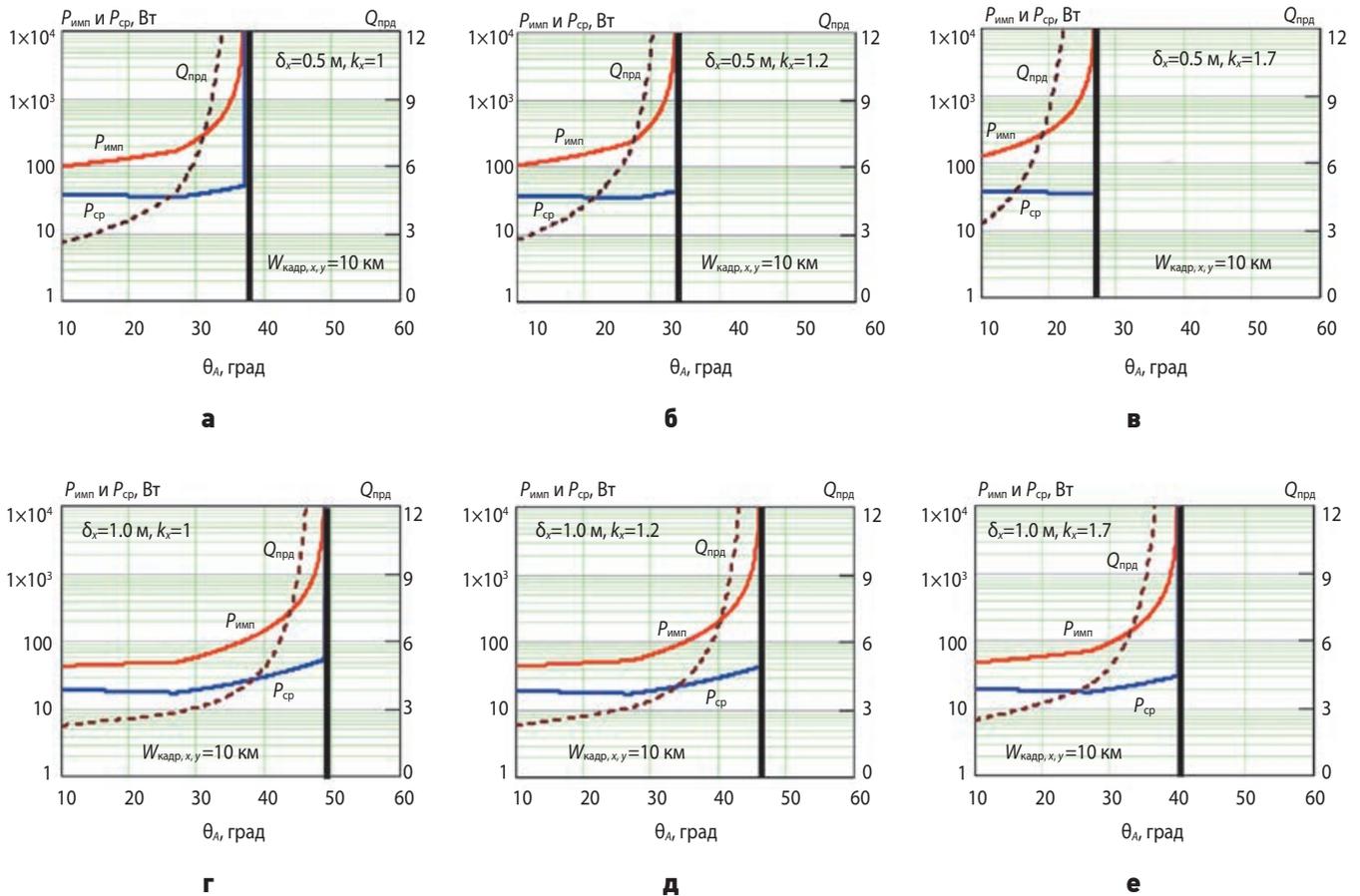
б

а – от угла визирования θ_A и продольного разрешения при полосе захвата 30 км; **б** – от угла визирования θ_A и полосы захвата при продольном разрешении 3 м.

рисунки 5. Трёхмерные изображения зависимости импульсной мощности передатчика

Теперь отметим особенность реализации аппаратуры в обзорном режиме работы РСА. В нем ДН антенны, как и в маршрутном режиме, отклоняется в поперечном от траектории полёта направлении на 90° . Однако время синтеза апертуры $T_{\text{с.а.м}}$ разделяется на $N_{\text{обз}}$ интервалов, и в каждом из них угол визирования изменяется, принимая различные значения θ_A от минимального до максимального. В результате формируется $N_{\text{обз}}$ парциальных полос захвата, а общая полоса захвата земной поверхности расширяется в $N_{\text{обз}}$ раз. Однако, поскольку $T_{\text{с.а.м}}$ при этом уменьшается

АНАЛИЗ ЗАВИСИМОСТИ ПАРАМЕТРОВ КОСМИЧЕСКОГО РАДИОЛОКАТОРА С СИНТЕЗИРОВАННОЙ АПЕРТУРОЙ ОТ РЕЖИМА ЕГО РАБОТЫ



рисунк 6. Зависимости импульсной $P_{\text{имп}}$ и средней мощности $P_{\text{ср}}$ мощности передатчика, а также скважности $Q_{\text{прд}}$ от угла визирования в детальном режиме при размере кадра 10×10 км, трёх значениях коэффициента $k_x=1, 1.2, 1.7$ и двух значениях разрешения по поперечной координате $\delta_y=0.5$ м и 1.0 м

примерно $N_{\text{обз}}+1$ раз, то и продольное разрешение δ_x также ухудшается в $N_{\text{обз}}+1$ раз.

Что же касается разрешения в поперечном направлении, то, если позволяют ограничения по Δf и $P_{\text{имп}}$, можно (на этапе когерентного накопления и обработки сигнала) не увеличивать δ_y , пропорционально $N_{\text{обз}}$, а сохранить его малое значение. Затем, уже на этапе некогерентной обработки сигнала, следует провести укрупнение ячеек разрешения путём их объединения по поперечной координате с суммированием и последующим усреднением амплитудных значений ФО в объединяемых ячейках, тем самым делая размеры ячеек $\delta_x \times \delta_y$ приблизительно равными. Такая процедура, как указывается в (Верба В.С. и др., 2010), позволит уменьшить спекл-шум и тем самым улучшить радиометрическое разрешение аппаратуры.

4. Выходной информационный поток и объём радиоголограммы

Информационный поток Φ на выходе бортового радиолокационного комплекса, усреднённого за период повторения, рассчитываем с помощью следующего соотношения:

$$\Phi = 2N_{\text{прм}}N_{\text{АЦП}}F_{\text{АЦП}}\tau_{\text{прм}}F_{\text{п}}$$

где $N_{\text{прм}}$ – число независимых каналов приёмника и блоков АЦП; $N_{\text{АЦП}}$ – разрядность отсчёта в одном канале АЦП; $F_{\text{АЦП}}$ – частота дискретизации АЦП; $\tau_{\text{прм}}$ – длительность строба приёмника; $F_{\text{п}}$ – частота повторения зондирующих импульсов в одном канале приёмника.

Объём радиоголограммы W рассчитывается как произведение информационного потока Φ на продолжительность сеанса радиолокационной съёмки T_C :

$$W = \Phi T_C.$$

5. Рекомендации по выбору базовых параметров РСА

Приведённые выше расчётные соотношения и графические иллюстрации взаимных связей между различными параметрами и характеристиками РСА позволяют облегчить и сделать более наглядным процесс их обоснованного выбора. Укажем последовательность выполнения этой процедуры.

1. Для устранения эффектов многолучевого распространения радиоволн и удлинения теней от объ-

екта накладывается ограничение на угол скольжения. Как правило, $\beta_{\min} \geq 10-20^\circ$. По формуле (1) определяем соответствующее ему максимально допустимое значение угла визирования $\theta_{A,\max}$. Затем, воспользовавшись формулой (3), выбираем высоту полёта КА по заданному значению максимального расстояния от подспутниковой точки до дальней границы полосы обзора земной поверхности.

2. Имея ограничение по частоте дискретизации АЦП, а значит, максимально допустимое значение ширины полосы частот сигнала, модулирующего несущую частоту Δf , и, задавая разрешения РСА в поперечном направлении δ_y , по формуле $\beta_{\max} = \arccos[c/(2\Delta f \delta_y k_y^{-1})]$ определяем максимально допустимый угол, а по формуле (2) находим соответствующее ему минимальное значение угла визирования $\theta_{A,\min}$. Итак, выполнение пунктов 1 и 2 позволяет сделать выбор $h_{КА}$ и предварительно определить допустимый диапазон изменения угла визирования земной поверхности $\theta_{A,\min} \leq \theta_A \leq \theta_{A,\max}$.

3. В маршрутном режиме работы продольный размер антенны определяется требуемым разрешением локатора по продольной координате $L_{Ax} = 2\delta_x/k_x$, а в детальном – минимальным размером кадра в телескопическом режиме.

4. При заданной ширине полосы захвата $W_{\text{захв}}$ и найденном значении угла $\theta_{A,\max}$ по формуле (4) находим поперечный размер антенны L_{Ay} .

5. На пять параметров: продольное разрешение δ_x , ширину полосы захвата $W_{\text{захв}}$, скважность импульсов передатчика $Q_{\text{прд}}$ и его импульсную мощность $P_{\text{имп}}$, а также на радиометрическую чувствительность $\sigma_{\text{ш.э.}}$ неравенством (7) и уравнением (8) накладывается всего два условия. Поэтому будем полагать, что $\sigma_{\text{ш.э.}}$ зафиксировано (например, равно -20 дБ), а импульсная мощность передатчика ограничивается возможностями системы электропитания и также известна. Тогда, задавая требуемые значения $W_{\text{зах}}$ и δ_x , определяем по (7) $Q_{\text{прд}}$. Затем, решая уравнение (10) относительно угла визирования θ_A , находим его максимально допустимое значение для выбранного режима.

заключение

1. При работе РСА в режиме сканирования ДН его антенны земной поверхности по углу места необходимо синхронно с углом визирования пересчитывать заново и адекватно изменять практически все основные параметры аппаратуры.

2. Не любую совокупность требований по полосе захвата и пространственной разрешающей способности можно выполнить одновременно, поскольку существуют принципиальные и аппаратные ограничения.

3. В пределах этих ограничений существует множество различных вариантов реализации совокупности основных параметров локатора. Задача разработчика состоит в том, чтобы выбрать наилучший из них, и тем самым сформировать общий облик аппаратуры РСА, а также предусмотреть возможность адаптации её параметров к требуемым режимам обзора земной поверхности.

список литературы

Бартенев В.А., Болотов Г.В., Быков В.Л. и др. Спутниковая связь и вещание: справочник / Под ред. Л.Я. Кантора. М.: Радио и связь, 1997. 526 с.

Верба В.С., Неронский Л.Б., Осипов И.Г., Турук В.Э. Радиолокационные системы землеобзора. М.: Радиотехника, 2010. 677 с.

Евграфов А.Е., Польш 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.

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

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

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

Радиолокационные системы воздушной разведки, дешифрирование радиолокационных изображений / Под ред. Л.А. Школьного. М.: ВВИА имени профессора Н.Е. Жуковского, 2008. 535 с.

Скляр Б. Цифровая связь. Теоретическое и практическое применение; пер. с англ. М.: Вильямс, 2003. 1102 с.

Справочник по радиолокации / Под ред. М. Сколника. М.: Советское радио, 1976. 456 с.

Юскевич И.А., Тепляков В.Д., Петров А.С. Моделирование зон засветки поверхности Земли диаграммами направленности многолучевых активных фазированных антенных решеток // Радиотехника и электроника. 2017. Т. 62, № 9. С. 847-856.

Mittermayer J., Younis M., Metzger R. et al. TerraSAR-X system performance characterization and verification // IEEE Transactions on geoscience and remote sensing. 2010. Vol. 48, № 2. P. 660-676.

Статья поступила в редакцию 22.11.2017 г.

ВОЗДЕЙСТВИЕ РАДИАЦИИ НА ЧАСТОТНУЮ ХАРАКТЕРИСТИКУ СИСТЕМЫ ОТОДВИЖЕНИЯ ЯДЕРНОЙ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ УСТАНОВКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

THE EFFECT OF RADIATION ON THE FREQUENCY RESPONSE OF THE SYSTEM FOR THE REMOVAL OF THE NUCLEAR POWER PLANT OF THE SPACECRAFT

В.Д. Агамасов¹,
профессор, доктор технических наук,
kbarsenal@kbarsenal.ru;
V.D. Atamasov

А.Ю. Данилюк¹,
доцент, кандидат технических наук,
kbarsenal@kbarsenal.ru;
A.U. Daniluk

И.И. Дементьев¹,
iidementev@mail.ru;
I.I. Dementyev

В.И. Погорелов²,
профессор, доктор технических наук,
komdep@bstu.spb.su;
V.I. Pogorelov

А.Н. Устинов³,
arsenal@mzarsenal.spb.ru;
A.N. Ustinov

И.А. Шевкунов⁴,
кандидат технических наук,
mysterious1983@mail.ru;
I.A. Shevkunov

В условиях космического функционирования ядерного реактора наведённая радиация является постоянно действующим фактором, интенсивность воздействия которого зависит от плотности собственной внешней атмосферы космического аппарата и мощности ядерного реактора.

В статье представлены результаты исследования частотной характеристики системы отодвижения бортовой ядерной энергетической установки, подвергающейся на орбите функционирования воздействиям наведённой радиации.

Ключевые слова:
система отодвижения;
собственная внешняя атмосфера.

Under the conditions of the space operation of a nuclear reactor, the induced radiation is a permanently acting factor whose intensity of influence depends on the density of the own outer atmosphere of the spacecraft and the power of the nuclear reactor.

The article presents the results of study of the frequency characteristic of the system for the removal of the onboard nuclear power plant, which is exposed in the orbit to the effects of induced radiation.

Keywords:
the system of moving;
own external atmosphere.

Наведённая радиация на этапах орбитального функционирования изменяет свойства всех конструкционных материалов (Голомазов М.М. и др., 2016; Любомудров А.А., 2016), включая материалы упругих элементов конструкций космических аппаратов (КА).

Для обоснования необходимости учёта наведённой радиации при проектировании КА с ядерными энергетическими установками (ЯЭУ) использована многопараметрическая математическая модель на-

пряжённо-деформированных состояний (НДС) выносных упругих элементов (ВУЭ) конструкций космических аппаратов. Эта математическая модель разработана (Дементьев И.И. и др., 2015) с учётом возникающих на орбитах функционирования КА комплексных одновременных воздействий радиационных, механических, температурных и инерционных нагрузок. Воздействия корпускулярного излучения космического пространства учтены следующими уравнениями.

¹ АО «КБ «Арсенал», Россия, Санкт-Петербург.
Joint Stock Company «Design Bureau «Arsenal», Russia, Saint-Petersburg.

² БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, Россия, Санкт-Петербург.
Baltic State Technical University «VOENMEKH» named after D.F. Ustinov, Russia, Saint-Petersburg.

³ ОАО «МЗ «Арсенал», Россия, Санкт-Петербург.
Open Joint Stock Company «Machine Building Plant «Arsenal», Russia, Saint-Petersburg.

⁴ Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, Россия, Санкт-Петербург.
Military Space Academy named after A.F. Mozhaisky, Russia, Saint-Petersburg.

1. Уравнением распределений элементарных частиц корпускулярных излучений по объёмам выносных упругих элементов

$$I(x, y, z, t) = I_0(x, y, t) + z \cdot I_1(x, y, t) + \sum_{i=2}^n \Lambda_i(z) \cdot I_i(x, y, t);$$

$$-h \leq z \leq h,$$

где $I(x, y, z, t)$ – концентрация элементарных частиц корпускулярных излучений в объёме ВУЭ;

$\Lambda_i(z)$ – i -я функция произвольного вида, которой задана нелинейность изменения концентрации элементарных частиц корпускулярных излучений по толщине ВУЭ;

$I_0(x, y, t), I_1(x, y, t), I_i(x, y, t)$ – искомые функции;

n – количество слагаемых, которыми задан закон распределения элементарных частиц корпускулярных излучений по объёму ВУЭ;

x, y, z – декартовы ортогональные координаты;

t – математическое время;

$-h, h$ – координаты нижней и верхней лицевых поверхностей выносного упругого элемента.

2. Уравнениями обобщённого закона Гука, преобразованными к обратным математическим формам (Дементьев И.И. и др., 2015):

$$\sigma_x = B_1 \cdot \varepsilon_x + B_2 \cdot \varepsilon_y + B_3 \cdot \varepsilon_z + B_4 \cdot \varepsilon_{xy} + B_5 \cdot \varepsilon_{xz} + B_6 \cdot \varepsilon_{yz} + B_7 \cdot T + B_8 \cdot I;$$

$$\sigma_y = B_9 \cdot \varepsilon_x + B_{10} \cdot \varepsilon_y + B_{11} \cdot \varepsilon_z + B_{12} \cdot \varepsilon_{xy} + B_{13} \cdot \varepsilon_{xz} + B_{14} \cdot \varepsilon_{yz} + B_{15} \cdot T + B_{16} \cdot I;$$

$$\sigma_z = B_{17} \cdot \varepsilon_x + B_{18} \cdot \varepsilon_y + B_{19} \cdot \varepsilon_z + B_{20} \cdot \varepsilon_{xy} + B_{21} \cdot \varepsilon_{xz} + B_{22} \cdot \varepsilon_{yz} + B_{23} \cdot T + B_{24} \cdot I;$$

$$\tau_{xy} = \tau_{yx} = B_{25} \cdot \varepsilon_x + B_{26} \cdot \varepsilon_y + B_{27} \cdot \varepsilon_z + B_{28} \cdot \varepsilon_{xy} + B_{29} \cdot \varepsilon_{xz} + B_{30} \cdot \varepsilon_{yz} + B_{31} \cdot T + B_{32} \cdot I;$$

$$\tau_{xz} = \tau_{zx} = B_{33} \cdot \varepsilon_x + B_{34} \cdot \varepsilon_y + B_{35} \cdot \varepsilon_z + B_{36} \cdot \varepsilon_{xy} + B_{37} \cdot \varepsilon_{xz} + B_{38} \cdot \varepsilon_{yz} + B_{39} \cdot T + B_{40} \cdot I;$$

$$\tau_{yz} = \tau_{zy} = B_{41} \cdot \varepsilon_x + B_{42} \cdot \varepsilon_y + B_{43} \cdot \varepsilon_z + B_{44} \cdot \varepsilon_{xy} + B_{45} \cdot \varepsilon_{xz} + B_{46} \cdot \varepsilon_{yz} + B_{47} \cdot T + B_{48} \cdot I;$$

$$\sigma_x = B_1 \cdot \varepsilon_x + B_2 \cdot \varepsilon_y + B_3 \cdot \varepsilon_z + B_4 \cdot \varepsilon_{xy} + B_5 \cdot \varepsilon_{xz} + B_6 \cdot \varepsilon_{yz} + B_7 \cdot T + B_8 \cdot I,$$

где $\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z, \tau_{xy} = \tau_{yx}, \tau_{xz} = \tau_{zx}, \tau_{yz} = \tau_{zy}$ – нормальные и касательные напряжения;

$\varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z, \varepsilon_{xy} = \varepsilon_{yx}, \varepsilon_{xz} = \varepsilon_{zx}, \varepsilon_{yz} = \varepsilon_{zy}$ – относительные линейные и сдвиговые деформации выносного упругого элемента;

T – температурное поле ВУЭ;

$B_i (i=1, 2, \dots, 48)$ – коэффициенты упругости выносного элемента.

Обратными математическими формами уравнений обобщённого закона Гука называются формулы, предназначенные для прогнозирования компонентов тензоров напряжений, действующих в упругих конструкциях, на основе известных коэффициентов упругостей конструкций и компонентов тензоров их деформаций (Дудяк А.И. и др., 2010).

3. Уравнениями диффузий элементарных частиц корпускулярных излучений в материалах ВУЭ конструкций космических аппаратов:

$$\left(\frac{D_x + D_{yx} + D_{zx}}{A_1^2} \right) \cdot \left(2 \cdot h \cdot \frac{\partial^2 I_0}{\partial x^2} + \sum_{i=2}^n \frac{\partial^2 I_i}{\partial x^2} \cdot \int_{-h}^h \Lambda_i \cdot dz \right) +$$

$$+ \left(\frac{D_x + D_{yx} + D_{zx}}{A_1^2 \cdot A_2} \cdot \frac{\partial A_2}{\partial x} - \frac{D_x + D_{yx} + D_{zx}}{A_1^3} \cdot \frac{\partial A_1}{\partial x} \right) \times$$

$$\times \left(2 \cdot h \cdot \frac{\partial I_0}{\partial x} + \sum_{i=2}^n \frac{\partial I_i}{\partial x} \cdot \int_{-h}^h \Lambda_i \cdot dz \right) +$$

$$+ \left(\frac{D_{xy} + D_y + D_{zy}}{A_2^2} \right) \cdot \left(2 \cdot h \cdot \frac{\partial^2 I_0}{\partial y^2} + \sum_{i=2}^n \frac{\partial^2 I_i}{\partial y^2} \cdot \int_{-h}^h \Lambda_i \cdot dz \right) +$$

$$+ \left(\frac{D_{xy} + D_y + D_{zy}}{A_2^2 \cdot A_1} \cdot \frac{\partial A_1}{\partial y} - \frac{D_{xy} + D_y + D_{zy}}{A_2^3} \cdot \frac{\partial A_2}{\partial y} \right) \times$$

$$\times \left(2 \cdot h \cdot \frac{\partial I_0}{\partial y} + \sum_{i=2}^n \frac{\partial I_i}{\partial y} \cdot \int_{-h}^h \Lambda_i \cdot dz \right) +$$

$$+ (D_{xz} + D_{yz} + D_z) \cdot \left(2 \cdot h \cdot I_1 + \sum_{i=2}^n I_i \cdot [\Lambda_i(h) - \Lambda_i(-h)] \right) =$$

$$= 2 \cdot h \cdot \frac{\partial I_0}{\partial t} + \sum_{i=2}^n \frac{\partial I_i}{\partial t} \cdot \int_{-h}^h \Lambda_i \cdot dz;$$

где $D_x, D_y, D_z, D_{xy}, D_{yx}, D_{xz}, D_{zx}, D_{yz}, D_{zy}$ – коэффициенты диффузий элементарных частиц корпускулярных излучений в материале выносного упругого элемента;

A_1, A_2 – коэффициенты первой квадратичной формы срединной поверхности ВУЭ;

$2 \cdot h$ – толщина выносного упругого элемента.

4. Уравнениями распределений элементарных частиц корпускулярных излучений в лицевых поверхностях ВУЭ конструкций космических аппаратов:

$$I_0 + h \cdot I_1 + \sum_{i=2}^n \Lambda_i(h) \cdot I_i = q_1; \quad I_0 - h \cdot I_1 + \sum_{i=2}^n \Lambda_i(-h) \cdot I_i = q_2,$$

где q_1, q_2 – флюенсы элементарных частиц корпускулярных излучений, действующих на верхнюю и нижнюю лицевые поверхности выносного упругого элемента.

Нами с использованием многопараметрической математической модели НДС упругих элементов конструкций КА (Дементьев И.И., 2012; Дементьев И.И. и др., 2015; Устинов А.Н. и др., 2013) выполнены расчёты частот свободных колебаний стержневых упругих элементов системы отодвижения ЯЭУ от модулей бортовой аппаратуры КА. Эти упругие элементы изготовлены из углерод-углеродного композиционного материала и имеют следующие характеристики:

1. Длина $l=5$ м.
2. Диаметр $d=0,1$ м.
3. Плотность $\rho=1350$ кг/м³.
4. Модули продольных упругостей $E_x=E_y=71,6 \cdot 10^9$ Па; $E_z=2 \cdot 10^{10}$ Па.
5. Модули сдвигов $G_{xy}=G_{xz}=G_{yz}=3 \cdot 10^7$ Па.
6. Коэффициенты Пуассона $\nu_{xy}=\nu_{yx}=\nu_{xz}=\nu_{yz}=0,02$; $\nu_{zx}=\nu_{zy}=0,32$.

ВОЗДЕЙСТВИЕ РАДИАЦИИ НА ЧАСТОТНУЮ ХАРАКТЕРИСТИКУ СИСТЕМЫ ОТОДВИЖЕНИЯ ЯДЕРНОЙ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ УСТАНОВКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

7. Коэффициенты линейных температурных расширений $\alpha_x = \alpha_y = 5,2 \cdot 10^{-6} \text{ 1/K}$; $\alpha_z = 2,2 \cdot 10^{-6} \text{ 1/K}$.

8. Коэффициенты теплопроводностей $\lambda_x = \lambda_y = 4,7 \text{ Вт/м К}$; $\lambda_z = 14 \text{ Вт/м К}$.

9. Удельная теплоёмкость при постоянном тензоре деформаций $c = 1005 \text{ Дж/кг} \cdot \text{К}$.

10. Коэффициенты удельных пропускающих способностей элементарных частиц корпускулярных излучений $B_x = B_y = B_z = 10^{-26} \text{ м}^2/\text{нейтрон}$.

11. Коэффициенты диффузий элементарных частиц корпускулярных излучений $D_x = D_y = D_z = 0,3 \text{ м}^2/\text{с}$.

Для выполнения расчётов частот свободных колебаний стержневых упругих элементов системы отодвижения ЯЭУ от модулей бортовой аппаратуры КА с учётом воздействий наведённой радиации нами на основе анализа результатов исследований, выполненных в США при разработке космической ядерной энергодвигательной установки космического базирования по программе «Нерва», задан флюенс нейтронного корпускулярного излучения $q = 10^{17} \text{ нейтрон/м}^2$. Расчёты выполнены в диапазоне от 0 Гц до 500 Гц. Результаты расчётов приведены в таблице.

таблица – Результаты расчётов частот свободных колебаний стержневых упругих элементов системы отодвижения ЯЭУ от модулей бортовой аппаратуры КА

порядковые номера частот свободных колебаний	частоты собственных колебаний, расчёты которых выполнены без учёта воздействий наведённой радиации, Гц	частоты собственных колебаний, расчёты которых выполнены с учётом воздействий наведённой радиации, Гц
1	0,005	0,007
2	0,205	0,163
3	11,42	9,14
4	20,5	25,2
5	34,75	41,4
6	55,2	43,1
7	73,8	60,52
8	115,61	144,12
9	219,15	181,9
10	370,2	310,97
11	431,4	366,7
12	497,6	427,94

Анализ результатов, представленных в таблице, показал, что вследствие воздействий наведённой радиации собственные частоты стержневых элементов системы отодвижения ЯЭУ изменяются в пределах от 16% до 29% в зависимости от их порядковых номеров в спектрах частот свободных колебаний. Известно, что вследствие воздействий нейтронного излучения космического пространства собственные частоты ВУЭ конструкций КА изменяются в диапа-

зоне от 11% до 24%. Одновременные воздействия наведённой радиации и корпускулярного космического излучения приводят к изменению частот свободных колебаний выносных упругих элементов конструкций аппаратов с ЯЭУ или ЯЭДУ в пределах от 27% до 53%.

заключение

Представленные в статье результаты являются обоснованием необходимости разработки технических средств защиты бортовых систем КА с ядерными энергетическими или энергодвигательными установками от воздействий радиации, поступающей из космического пространства, а также наведённой работающим ядерным реактором через среду собственной забортной атмосферы.

список литературы

Голомазов М.М., Иванков А.А. Численное исследование влияния частиц атмосферы Марса на конструкцию теплозащиты десантного модуля «ЭКЗО-МАРС-2» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 2. С. 11-21.

Дементьев И.И. Использование математических методов при моделировании напряженно-деформированного состояния элементов ферменных конструкций космических аппаратов // Третья науч.-техн. конф. «Инновационный арсенал молодежи – 2012»: труды / Под ред. М.К. Сапего и др. СПб., 2012. С. 293-299.

Дементьев И.И., Устинов А.Н., Атамасов В.Д., Голованова В.В. и др. Трёхмерная математическая модель напряженно-деформированного состояния крупногабаритного композитного выносного элемента конструкции космического аппарата // Альманах современной науки и образования. 2015. № 1 (91). С. 39-48.

Дудяк А.И., Сахнович Т.А. Прикладная теория упругости: учеб. пособие. Минск: Изд-во Гревцова, 2010. 164 с.

Любомудров А.А. Влияние ионизированного облака собственной внешней атмосферы космического аппарата на экранирующие свойства его конструкции // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 2. С. 44-46.

Устинов А.Н., Дементьев И.И., Атамасов В.Д., Шевкунов А.И. Методология построения математических моделей колебательных процессов композитных стержневых упругих элементов конструкций космических аппаратов с учётом деформаций поперечного сдвига // Четвертая науч.-техн. конф. «Инновационный арсенал молодежи – 2013»: труды / Под ред. А.В. Романова и др. СПб., 2013. С. 31-33.

Статья поступила в редакцию 07.11. 2017 г.

БЕЗРАКЕТНЫЙ СТАРТ С МАРСА

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

В статье рассмотрен альтернативный ракетной технике вывод полезной нагрузки в космос способ использования тросовой системы, одним концом закреплённой на спутнике Марса. Подъёмное устройство на тросе должно подцеплять находящийся на Марсе космический аппарат подобно тормозному захвату палубного самолёта на авианосце. Необходимая техника для создания космического лифта будет разработана в ближайшие десятилетия.

Ключевые слова:

*Марс;
тросовые системы;
космический лифт;
спутники Марса;
координатное обеспечение.*

Государственная программа Российской Федерации «Космическая деятельность России на 2013–2020 годы» в числе запланированных исследований отмечает, что «...развитие ракетно-космической промышленности должно обеспечить создание потенциала для реализации в период до 2020 года проектов, связанных с освоением космического пространства за пределами околоземных орбит». Программой планируется «...развитие целого класса новых технологий – технологий межпланетных полётов и напла-

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

NON-ROCKET LAUNCH FROM MARS

В.А. Леонов¹,
кандидат физико-
математических наук,
leonov@inasan.ru;
V.A. Leonov

The article covers an approach for a payload return from Mars which is an alternative to rocket launch. The idea is based on space elevator concept, using the tether one end of which is rigidly connected to the natural Martian satellite and another end has a hook. The lifting device of the tether shall capture the spacecraft on Mars surface by the hook, similar to the capturing of a shipborne aircraft on a naval aerocarrier. We believe that the required space elevator equipment will be developed in the coming decades.

Key words:

*Mars;
tether systems;
space elevator;
Martian satellites;
coordinate support.*

нетной деятельности человека», а также «создание перспективной пилотируемой транспортной системы, способной обеспечить полёты человека к Луне». Значение Федеральной космической программы подчеркнуто в заключительных словах документа: «... Успешное выполнение мероприятий государственной программы будет способствовать... решению амбициозных задач исследования и освоения космического пространства» (*Основные положения Федеральной космической программы 2016–2025*).

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

Вопрос о развитии новых технологий является ключевым для масштабных исследований космического пространства, так как ракетно-космическая техника (на химическом топливе) вывода в космос полезной нагрузки практически подошла к пределу своих возможностей. Определённый прогресс в создании новых ракет-носителей, несомненно, будет достигнут в ближайшем будущем, но едва ли его результаты позволят перейти к решению задач масштабного освоения космического пространства. Даже в отношении ближайшего к Земле космического тела – Луны – проблема освоения его ресурсов жёстко обусловлена возможностью обеспечения массового грузопотока между Землёй и Луной. До тех пор, пока не будет налажен такой грузопоток, вся космическая деятельность человечества будет ограничена только разнообразными научными исследованиями.

Проблема обеспечения грузопотока между Землёй и Луной может быть решена путём применения космической лифтовой системы (Багров А.А. и др., 2011; Багров А.А. и др., 2012). Между Землёй и Луной может быть протянут трос, закреплённый одним концом на поверхности Луны, опираясь на который можно будет преодолевать земное тяготение и притяжение Луны.

Разработка элементов тросовой системы активно ведётся во всём мире. Один из главных элементов космического лифта – бездефектный трос высокой прочности на разрыв. Материал для такого троса уже известен – это углеродное нановолокно, прочность которого в несколько раз выше, чем необходимо для троса длиной 400 тысяч километров.

Потребности земных технологий в материале такой прочности очень велики. В составленном Министерством образования и науки Российской Федерации прогнозе научно-технического развития РФ на период до 2030 года особо выделяется задача создания новых материалов и нанотехнологий (*Долгосрочный прогноз научно-технологического развития России на период до 2030 года*, 2013). Есть все основания полагать, что производство бездефектного углеродного нановолокна будет налажено в ближайшие десятилетия.

Второй важнейший технологический элемент космического лифта – сверхпроводящий материал, сохраняющий свои свойства при «комнатных» температурах. Сверхпроводящее покрытие троса космического лифта должно обеспечить бесконтактное силовое взаимодействие между тросом и магнитным левитатором (двигателем кабины космического лифта), благодаря которому скорость движения кабины вдоль троса может достигать до нескольких километров в секунду. Потребности земной цивилизации в высокотемпературной сверхпроводимости

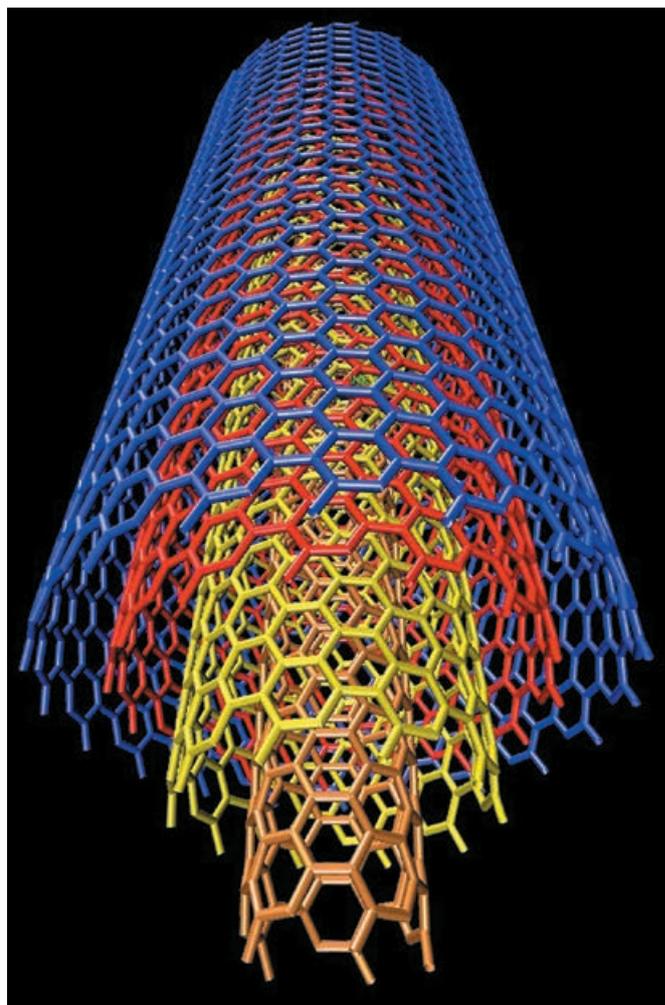


рисунок 1. Структура многослойного углеродного нановолокна (Nanotubes-parois, 2016)

крайне велики. Даже простое исключение тепловых потерь в проводах от электростанций до потребителей позволило бы экономить до 40% вырабатываемой ими энергии. Поэтому усилия учёных-физиков многих институтов направлены на скорейшее создание теоретических оснований высокотемпературной сверхпроводимости. Прогресс в этой области науки сложно прогнозировать, но он заметен (Багров А.А. et al., 2017), и не исключено, что в течение десятилетия теория высокотемпературной сверхпроводимости будет создана. Практическая реализация теории, в силу беспрецедентной экономической эффективности такой технологии, осуществится тоже в очень короткие сроки.

Таким образом, научный и технологический прогресс может привести к созданию в течение двух-трёх десятилетий промышленно освоенных технологий, достаточных для создания космического лифта между Землёй и Луной. Иными словами, уже к середине XXI века ожидается создание альтернативы ракетной технике для космической деятельности.

Примерно на этот же период ведущие космические агентства планируют проведение активного освое-

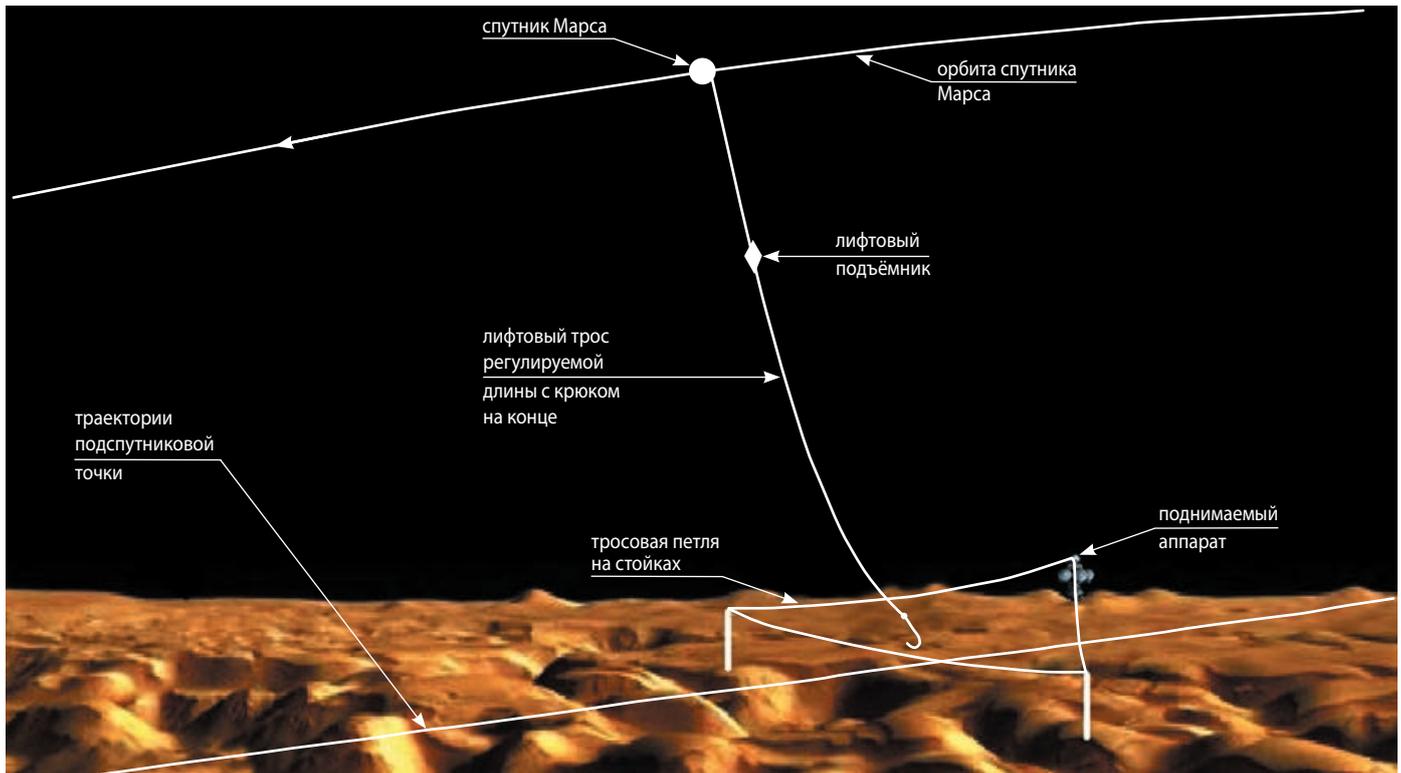


рисунок 2. Схема пассивного захвата

ния ресурсов космоса и проведения пилотируемых экспедиций к Марсу. Решение этих задач потребует огромных затрат и создания новых ракетных систем, допускающих многомесечную готовность к запуску. При этом ракеты для возвращения с Марса должны быть доставлены на Марс ещё до проведения пилотируемой экспедиции. Стоящие перед конструкторами трудности подготовки экспедиции на Марс столь велики, что была даже озвучена идея «полёта в одну сторону», т.е. без возвращения экипажа на Землю. (Davenport C., 2016; Терешкова В.М., 2013). Поэтому остаются сомнения в возможности проведения пилотируемого полёта к Марсу в ближайшие десятилетия.

НПО им. С.А. Лавочкина с самого начала исследований Марса космическими аппаратами принимало активное участие в создании необходимой техники и накопило опыт в её создании (Вайсберг О.Л., 2017). Тем не менее, при проектировании будущих миссий нужно учитывать наблюдаемый прогресс в создании новых конструкционных материалов и их применении. Нам представляется более реальным применение тросовых систем для организации вывода в космос с Марса пилотируемого корабля без использования ракетной тяги. Для этого выгодно использовать свойства спутников Марса – Фобоса и Деймоса, находящихся на практически круговых орбитах и обращённых к Марсу одной стороной. По аналогии с лунным лифтом, для подъёма с поверхности Марса

в космос может быть развёрнута многозвонная тросовая транспортная система.

Космическую тросовую систему Марс – Фобос или Марс – Деймос, представляющую собой лифт, спущенный к Марсу с поверхности одного из его спутников (Багров А.В., Леонов В.А., 2013), можно использовать для поднятия в космос КА, находящегося на поверхности Марса. Лифтовый трос должен быть закреплён на спутнике Марса; трос должен служить не только опорой для подъемника, но и линией передачи электроэнергии на его электромагнитный двигатель. Отсюда однозначно следует, что энергетическая установка для работы лифтовой системы должна располагаться на спутнике Марса. Применение лифтовой системы для подъёма груза с поверхности Марса в космос возможно двумя способами. В первом варианте находящийся на поверхности Марса аппарат самостоятельно взлетает с Марса и стыкуется с тросовой системой. Нижний конец троса, опущенного к Марсу из Фобоса, будет иметь скорость относительно поверхности примерно 2 км/с. Возвращаемый аппарат может быть выполнен в виде аэроплана, использующего крылья для создания подъемной силы. При скорости полёта 2 км/с аэроплан может уравнивать свою скорость со скоростью троса и состыковаться с ним, после чего продолжить подъём в космос с опорой на трос. В этом варианте возвращаемый аппарат должен на своих двигателях разогнаться только до скорости



рисунок 3. Схема захвата поднимаемого аппарата с помощью управляемого планера

2 км/с, что в 2.5 раза меньше первой космической скорости для Марса (5 км/с). Хотя в этом варианте для взлёта с поверхности Марса потребуются применение ракетных двигателей, но он представляется более экономичным, чем прямой вывод аппарата на околомарсианскую орбиту мощным ракетоносителем.

Во втором варианте стыковка аппарата и троса осуществляется автоматически по схеме, подобной стыковке палубного самолёта с тормозной системой, размещённой на авианосце. Этот вариант требует точного расчёта координат места стыковки–запуска.

Для этого необходимо вычислить траекторию движения подспутниковой точки и поперек неё установить на мачтах (возможно, надувных) тросовую петлю, присоединённую к КА. На нижней части лифтового троса устанавливается крюк-захват, который спускается до высоты тросовой петли. В процессе движения спутника Марса крюк пройдёт через тросовую петлю и захватит её; при дальнейшем движении спутника трос подхватит прицепленный к петле КА и лифтовый подъёмник поднимет его в космос (рисунок 2).

Скорость движения крюка в подспутниковой точке весьма высока, даже опущенного из Деймоса – около 700 м/с. При такой скорости движения даже в разреженной атмосфере Марса можно использовать аэродинамические силы, например, дополнить крюк управляемым летательным аппаратом-пла-

нером (рисунок 3). На борту планера можно установить барабан-лебёдку с запасом троса. Это даст возможность при приближении планера к петле удлинить трос так, чтобы планер с крюком двигались относительно поверхности Марса со скоростью, допускающей захват без больших ударных нагрузок на подхватываемый аппарат (как на палубных авианосцах). Горизонтальный старт с поверхности можно дополнить изменением подъёмной силы планера, чтобы сразу после захвата и отрыва поднимаемого аппарата от поверхности Марса осуществлять подъём в атмосфере с использованием подъёмной силы планера.

При длине троса около 9500 км управляемый планер сможет отклоняться от подспутниковой точки на значительное расстояние, т.е. подхват поднимаемого аппарата можно будет осуществлять из любого места приэкваториальной области Марса. В этом случае можно обеспечить проведение операции подхвата аппарата с поверхности Марса на любом витке спутника Марса. Для тросовой системы, протянутой с Фобоса, это означает, что безракетный старт с Марса может быть осуществлён каждые 8 часов.

После захвата трос испытывает ударное натяжение за опущенный конец. Волна упругого растяжения пойдёт по тросу до его верхней точки на Фобосе или Деймосе. При длине троса 10000 км он будет иметь упругость, заведомо исключаящую рывки

с перегрузками на поднимаемом конце. Форма троса в момент захвата будет иметь крутой и длинный «загиб» вблизи поверхности Марса. Аэродинамический тормоз-балансир на нижнем конце (управляемый планер) может за счёт управления углом атаки не только обеспечить отрыв груза от марсианской поверхности, но и обеспечить достаточную подъёмную силу на начальном этапе подъёма груза с Марса. Сразу же после захвата петли с грузом лифтовый трос должен сокращать свою длину для подъёма груза; возникшая нагрузка на «свободном» конце троса вызовет его поперечные колебания, которые можно демпфировать переменной скоростью сокращения его длины.

По аналогии с лунным лифтом (Багров А.А. и др., 2011) подъём груза может происходить с ускорением и набором скорости. Поскольку период обращения Фобоса составляет примерно 8 часов, после подъёма груза за пределы атмосферы Марса можно выбрать момент, когда набор скорости обеспечит наиболее благоприятную величину вектора скорости для перелёта к Земле. Тем самым лифтовая система позволит обеспечить не только безракетный старт с поверхности Марса, но и выход КА на возвратную траекторию с минимальными затратами топлива.

Обеспечение безракетного старта с поверхности Марса потребует решения задачи прецизионных геодезических измерений координат на Марсе. Для этого необходима точность геодезического прогноза движения подспутниковой точки по поверхности Марса не хуже 10 метров и такая же точность размещения на её пути захватываемой петли троса. Требование поддержания высокоточной навигации уже выдвигалось при анализе режимов обеспечения мягкой посадки космического аппарата на поверхность Марса (Лихачев В.Н., Федотов В.П., 2016). В настоящее время система ареографических (марсианских) координат установлена с точностью, в несколько сотен раз более низкой, чем требуется. Однако уже сейчас в России реализуются технологии, которые обеспечат нужный уровень координатной точности на Марсе (Багров А.В. et al., 2015; Шуренин А.М. и др., 2016).

список литературы

Багров А.А., Багров А.В., Леонов В.А. Космический лифт «Земля-Луна» // Материалы междунар. конф. «Человек-Земля-Космос», посвященной 50-летию со дня полета в космос Ю.А. Гагарина. Калуга: ООО «Ваш домЪ», 2011. С.19.

Багров А.А., Багров А.В., Леонов В.А. Патент на полезную модель RU 121233 «Транспортная систе-

ма «ЗЕМЛЯ-ЛУНА» / Опубликовано 20.10.2012. Бюлл. № 29.

Багров А.В., Леонов В.А. Космический лифт «ФОБОС-МАРС» // Материалы 48-х науч. чтений памяти К.Э. Циолковского «К.Э. Циолковский и инновационное развитие космонавтики». Калуга: Эйдос, 2013. С. 23-24.

Вайсберг О.Л. С НПО имени С.А. Лавочкина к Марсу! // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 2. С. 136-143.

Долгосрочный прогноз научно-технологического развития России на период до 2030 года. М.: Министерство образования и науки РФ, 2013. ДМ-П8-5. 72 с.

Лихачев В.Н., Федотов В.П. Метод оценки направления гравитационного ускорения на активном участке посадки КА на поверхность Марса // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 1. С. 3-6.

Основные положения Федеральной космической программы 2016-2025. URL: <https://www.roscosmos.ru/22347/> (дата обращения: 11.08.2017).

Терешкова В.М. Первый пилотируемый полет на Марс будет «в одну сторону» // Пресс-конференция в Звездном Городке, 2013. URL: <http://ria.ru/science/20130607/942047874.html#ixzz2WCMHrEP7> (дата обращения: 11.08.2017).

Шуренин А.М., Мазурова Е.М., Багров А.В. Построение высокоточной селенодезической системы координат на физической поверхности Луны с помощью светодиодных маяков, расположенных на ее поверхности // Космические исследования. 2016. Т. 54, № 6. С. 493-498.

Bagrov A.A., Principi A., Katsnelson M.I. Fractional quantum Hall effect in strained graphene: Stability of Laughlin states in disordered pseudomagnetic fields // PHYSICAL REVIEW. 2017. В 95. 100201(5 p. R).

Bagrov A.V., Leonov V.A., Mitkin A.S. et al. Single-satellite global positioning system // Acta Astronautica. 2015. 117. P. 332-337.

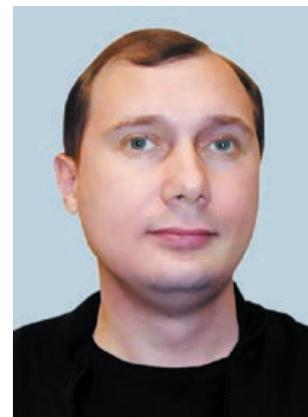
Davenport C. Elon Musk provides new details on his «mind blowing» mission to Mars // The Washington Post, June 10, 2016. URL: https://www.washingtonpost.com/news/the-switch/wp/2016/06/10/elon-musk-provides-new-details-on-his-mind-blowing-mission-to-mars/?utm_term=.eac90f9853d2 (дата обращения: 11.08.2017).

Nanotubes-parois, 2016. URL: <http://photos1.blogger.com/blogger/7082/2202/1600/nanotubes-parois.1.jpg>. (дата обращения: 11.08.2017).

Статья поступила в редакцию 28.08.2017 г.

СИНТЕЗ СИСТЕМЫ СТАБИЛИЗАЦИИ ЧЕТЫРЁХРОТОРНОГО КОНВЕРТОПЛАНА ПО КАНАЛАМ ТАНГАЖА И КРЕНА В ВЕРТИКАЛЬНОМ РЕЖИМЕ

ATTITUDE CONTROL SYSTEM DESIGN BY QUAD TILTROTOR AT PITCH AND ROLL IN VERTICAL CONFIGURATION



С.А. Ахрамович¹,
akhramovichsa@gmail.com;
S.A. Akhramovich

А.В. Баринов¹,
аспирант,
alphard.ayer@gmail.com;
A.V. Barinov

В.В. Малышев¹,
профессор,
доктор технических наук,
veniaminmalyshev@mail.ru;
V.V. Malyshev

А.В. Старков¹,
кандидат технических наук,
starkov@goldstar.ru;
A.V. Starkov

В статье рассмотрен синтез системы стабилизации четырёхроторного конвертоплана по каналам тангажа и крена в вертикальном режиме полёта методом «бэкстеппинг». Представлены результаты моделирования, подтверждающие работоспособность предложенной системы стабилизации.

Ключевые слова:

малый беспилотный летательный аппарат; четырёхроторный конвертоплан; импеллер; система стабилизации.

The article overviews the attitude control system design by quad tiltrotor at pitch and roll in vertical configuration using backstepping method. And, finally, the modelling results are presented proving operational capabilities of the proposed attitude control system.

Key words:

small-size unmanned aerial vehicle; quad tiltrotor; ducted fan; attitude control system.

ВВЕДЕНИЕ

Рассматриваемый в статье четырёхроторный конвертоплан представляет собой малый беспилотный летательный аппарат (МБПЛА) с четырьмя поворотными импеллерами, расположенными на концах крыльев, которые жестко прикреплены к фюзеляжу (рисунок 1). Данный аппарат обладает преимуществами вертолёта и способен осуществлять верти-

кальный взлёт и посадку при помощи импеллеров, в то же время он имеет возможность полёта в горизонтальном режиме подобно самолёту, обеспечивая подъёмную силу крыльями самолётного типа.

Импеллер — лопаточная машина, заключённая в кольцо. Такая конструкция позволяет существенно снизить перетекание воздуха на концах лопастей

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

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

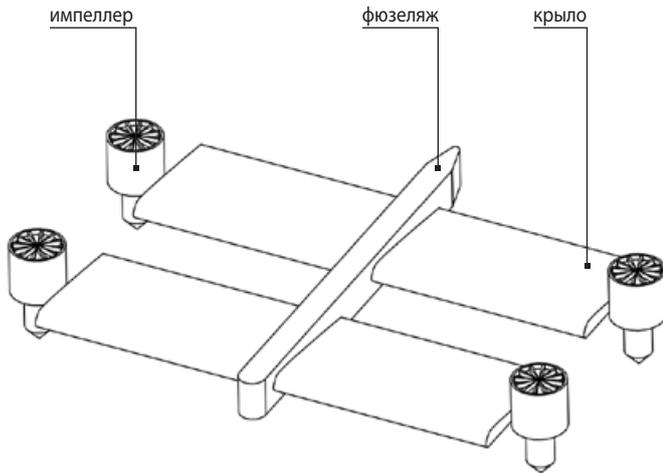


рисунок 1. Схема четырёхроторного конвертоплана

и тем самым уменьшить потери мощности на индуктивном сопротивлении. Кроме того, кольцо позволяет несколько снизить шумность воздушного винта. Импеллер включает воздухозаборник, ротор, двигатель, раму крепления двигателя и статор (рисунок 2). Воздух, затянутый в импеллер, выходит под давлением с высокой скоростью, за счёт чего возникает реактивная тяга (удельный импульс).

Четырёхроторный конвертоплан имеет три основных полётных режима: горизонтальный, вертикальный и переходный. В вертикальном режиме импеллеры расположены под углом 90 градусов относительно поверхности Земли; синхронное изменение скоростей вращения всех импеллеров поднимает аппарат в воздух, реализуя тем самым возможность вертикального взлёта и посадки.

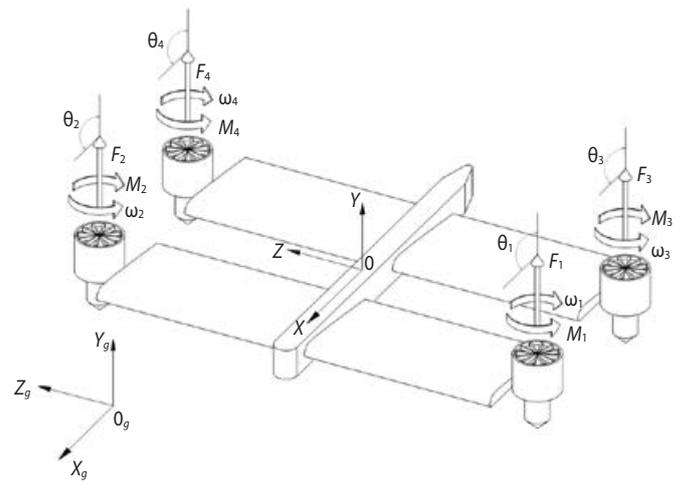


рисунок 3. Силы и моменты, действующие на исследуемый ЛА

Для осуществления манёвров в вертикальном режиме полёта необходимо выполнить задачу стабилизации БПЛА по каналам тангажа и крена. В настоящей работе производится синтез такой системы стабилизации для четырёхроторного конвертоплана с зафиксированными в вертикальном положении импеллерами с использованием метода «бэкстеппинг».

1. Математическая модель четырёхроторного конвертоплана

На рисунке 3 показаны: взаимное положение связанной ($OXYZ$) и нормальной земной ($O_0X_gY_gZ_g$) систем координат, действующие на конвертоплан силы (F_1, F_2, F_3, F_4), моменты от сопротивления импеллеров

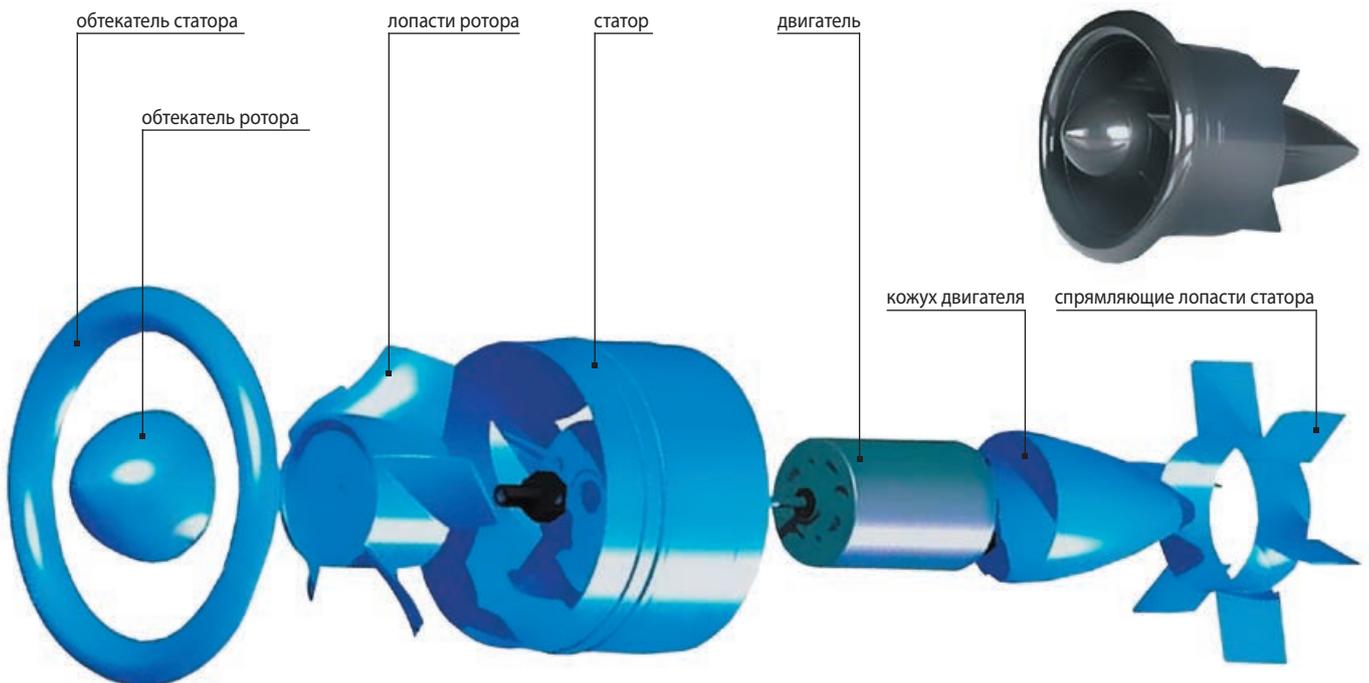


рисунок 2. Схема импеллера

СИНТЕЗ СИСТЕМЫ СТАБИЛИЗАЦИИ ЧЕТЫРЁХРОТОРНОГО КОНВЕРТОПЛАНА ПО КАНАЛАМ ТАНГАЖА И КРЕНА В ВЕРТИКАЛЬНОМ РЕЖИМЕ

(M_1, M_2, M_3, M_4), скорости вращения импеллеров ($\omega_1, \omega_2, \omega_3, \omega_4$). Положение импеллеров относительно фюзеляжа задано соответствующими углами ($\theta_1, \theta_2, \theta_3, \theta_4$).

Будем полагать, что связанные оси координат совпадают с главными центральными осями инерции, а центробежные моменты равны нулю. Воспользуемся известными результатами динамики твёрдого тела (Яблонский А.А., Никифорова В.М., 2009) запишем уравнения вращательного движения в форме Эйлера (Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С., 1973):

$$\begin{cases} \dot{\omega}_x = \frac{I_y - I_z}{I_x} \omega_y \omega_z + \frac{M_x}{I_x} \\ \dot{\omega}_y = \frac{I_z - I_x}{I_y} \omega_x \omega_z + \frac{M_y}{I_y} \\ \dot{\omega}_z = \frac{I_x - I_y}{I_z} \omega_x \omega_y + \frac{M_z}{I_z} \end{cases} \quad (1)$$

где $\dot{\omega}_x, \dot{\omega}_y, \dot{\omega}_z$ – проекции вектора угловой скорости аппарата на связанную систему координат; M_x, M_y, M_z – проекции результирующего момента, действующего на ЛА, на соответствующие оси; I_x, I_y, I_z – главные моменты инерции ЛА.

Результирующий момент является суммой составляющих:

$$M = M_q + M_a + M_g \quad (2)$$

где M_q – момент, создаваемый импеллерами; M_a – аэродинамический момент; M_g – гироскопический момент импеллеров.

В границах задачи стабилизации исследуемого ЛА при зафиксированных импеллерах в положении $\theta_i = 0^\circ$ пренебрежём учётом влияния аэродинамики в связи с тем, что скорость БПЛА при работе в вертикальном режиме мала ($M_a = 0$).

$$M_q = I_s \begin{bmatrix} c_{\theta_1} & -c_{\theta_2} & c_{\theta_3} & -c_{\theta_4} \\ s_{\theta_1} & -s_{\theta_2} & s_{\theta_3} & -s_{\theta_4} \\ \frac{l_1}{l_s} c_{\theta_1} & \frac{l_1}{l_s} c_{\theta_2} & -\frac{l_1}{l_s} c_{\theta_3} & -\frac{l_1}{l_s} c_{\theta_4} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} k\omega_1^2 \\ k\omega_2^2 \\ k\omega_3^2 \\ k\omega_4^2 \end{bmatrix} \quad (3)$$

где l_s – расстояние от оси цилиндра импеллера до оси OX связанной системы координат; l_1 – расстояние от оси цилиндра импеллера до оси OZ связанной системы координат; ω_i – угловая частота вращения соответствующего импеллера; k – коэффициент пропорциональности; $c_{\theta_i}, s_{\theta_i} = \cos(\theta_i)$ и $\sin(\theta_i)$ соответственно.

$$M_g = \sum_{i=1}^4 I_{imp} \left[\eta_i \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} s_{\theta_i} \\ c_{\theta_i} \\ 0 \end{bmatrix} \omega_i \right] \quad (4)$$

где $\eta_i = [1 \ -1 \ -1 \ 1]$ – коэффициенты, характеризующие направление вращения импеллера; I_{imp} – момент инерции импеллера.

Таким образом, уравнения динамики для случая вертикального взлёта (т.е. для случая $\theta_i = 0$) принимают вид:

$$\begin{cases} \dot{\omega}_x = \frac{I_y - I_z}{I_x} \omega_y \omega_z + \frac{M_x}{I_x} - \frac{I_{imp}}{I_x} \omega_z \omega_p \\ \dot{\omega}_y = \frac{I_z - I_x}{I_y} \omega_x \omega_z \\ \dot{\omega}_z = \frac{I_x - I_y}{I_z} \omega_x \omega_y + \frac{M_z}{I_z} + \frac{I_{imp}}{I_z} \omega_x \omega_p \end{cases} \quad (5)$$

где $M_x = kl_s(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2)$; $M_z = kl_l(\omega_1^2 + \omega_2^2 - \omega_3^2 - \omega_4^2)$; $\omega_p = \omega_1 - \omega_2 - \omega_3 + \omega_4$.

Кинематические уравнения имеют вид (Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С., 1973):

$$\begin{cases} \dot{\gamma} = \omega_x - \text{tg}\vartheta(\omega_y \cos\gamma - \omega_z \sin\gamma) \\ \dot{\psi} = \frac{1}{\cos\vartheta}(\omega_y \cos\gamma - \omega_z \sin\gamma) \\ \dot{\vartheta} = \omega_y \sin\gamma + \omega_z \cos\gamma \end{cases} \quad (6)$$

В штатном режиме работы системы стабилизации по тангажу и крену для создания необходимых моментов M_x, M_z формируются управляющие сигналы u_1, u_2, u_3, u_4 , каждый из которых подаётся на соответствующий импеллер, влияя на суммарный момент изменением частоты вращения мотора. Таким образом, данные управляющие сигналы сформируем в виде:

$$\begin{cases} u_1 = k_u \omega_1 \\ u_2 = k_u \omega_2 \\ u_3 = k_u \omega_3 \\ u_4 = k_u \omega_4 \end{cases} \quad (7)$$

где k_u – пропорциональный коэффициент управляющего воздействия и запишем уравнения формируемых моментов M_x, M_z , основанные на (3), с учётом (7) для случая вертикального взлёта:

$$\begin{cases} M_x = kl_s \left(\left(\frac{u_1}{k_u} \right)^2 - \left(\frac{u_2}{k_u} \right)^2 + \left(\frac{u_3}{k_u} \right)^2 - \left(\frac{u_4}{k_u} \right)^2 \right) \\ M_z = kl_l \left(\left(\frac{u_1}{k_u} \right)^2 + \left(\frac{u_2}{k_u} \right)^2 - \left(\frac{u_3}{k_u} \right)^2 - \left(\frac{u_4}{k_u} \right)^2 \right) \end{cases} \quad (8)$$

2. Синтез системы стабилизации

Для синтеза системы стабилизации воспользуемся методом «бэкстеппинг». Бэкстеппинг (backstepping) – это рекурсивная процедура, в которой совмещены задачи нахождения функции Ляпунова и соответствующего закона управления. Согласно этому методу, предложенному П. Кокотовичем (1990) задача разработки закона управления для всей системы разбивается на последовательность соответствующих подзадач до подсистем меньшего порядка. Метод «бэкстеппинга» часто позволяет сравнительно легко решить задачи стабилизации и слежения с использованием робастного управления в условиях менее ограничительных, чем в случае использования таких методик, как метод ляпуновского синтеза, метод

скользящего режима, метод нелинейного демпфирования и др. (Халил Х.К., 2009).

Введём обозначения управляющих сигналов:

$$\begin{cases} U_1 = M_x \\ U_2 = M_z \end{cases}$$

Рассмотрим отдельно систему уравнений, необходимую для синтеза системы стабилизации по каналу крена:

$$\begin{cases} \dot{\gamma} = \omega_x - \text{tg}\vartheta(\omega_y \cos\gamma - \omega_z \sin\gamma) \\ \dot{\omega}_x = \frac{I_y - I_z}{I_x} \omega_y \omega_z + \frac{U_1}{I_x} - \frac{I_{imp}}{I_x} \omega_z \omega_p \end{cases} \quad (9)$$

В первом уравнении ω_x выступает в качестве входа. Согласно методу «бэкстеппинг» введём виртуальное управление ω_{x_d} .

Для данного уравнения функция Ляпунова:

$$V_1 = \frac{1}{2} \gamma^2.$$

Производная функции Ляпунова

$$\dot{V}_1 = \gamma \dot{\gamma} = \gamma \omega_{x_d} - \gamma \text{tg}\vartheta (\omega_y \cos\gamma - \omega_z \sin\gamma).$$

Из теоремы Ляпунова, чтобы система была устойчивой, должно выполняться условие:

$$\gamma \omega_{x_d} - \gamma \text{tg}\vartheta (\omega_y \cos\gamma - \omega_z \sin\gamma) \leq -W_1(\gamma),$$

где W_1 – некоторая положительная функция, которая принимает значение 0 при $\gamma=0$. В качестве W_1 удобно выбирать сумму квадратов вектора состояния. Тогда

$$\gamma \omega_{x_d} - \gamma \text{tg}\vartheta (\omega_y \cos\gamma - \omega_z \sin\gamma) \leq -k_1 \gamma^2.$$

Отсюда

$$\omega_{x_d} = \text{tg}\vartheta (\omega_y \cos\gamma - \omega_z \sin\gamma) - k_1 \gamma.$$

Отклонение ω_x и ω_{x_d} называется ошибкой состояния z .

$$z = \omega_x - \omega_{x_d} = \omega_x + k_1 \gamma - \text{tg}\vartheta (\omega_y \cos\gamma - \omega_z \sin\gamma).$$

Перепишем нашу систему после ввода ошибки состояния:

$$\begin{cases} \dot{\gamma} = z - k_1 \gamma; \\ \dot{z} = \left(\frac{I_y - I_z}{I_x} \omega_y \omega_z + \frac{U_1}{I_x} - \frac{I_{imp}}{I_x} \omega_z \omega_p \right) + k_1 (z - k_1 \gamma) + \text{tg}\vartheta (\omega_y \sin\gamma + \omega_z \cos\gamma) (z - k_1 \gamma) \end{cases}$$

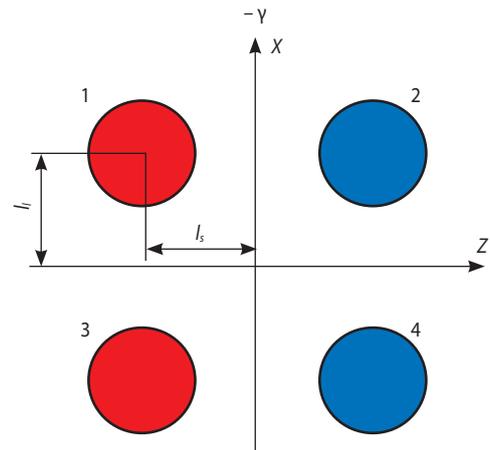
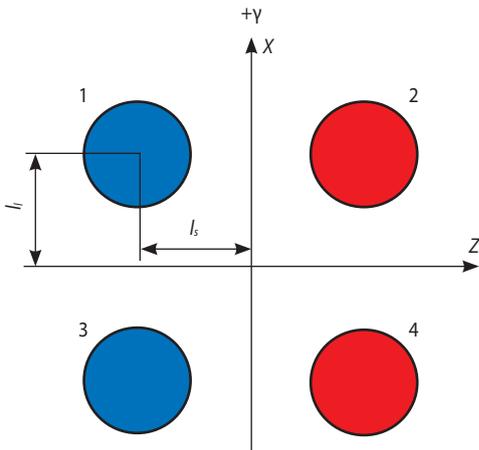


рисунок 4. Распределение закона управления для канала крена (красный – увеличение частоты вращения, синий – уменьшение частоты вращения)

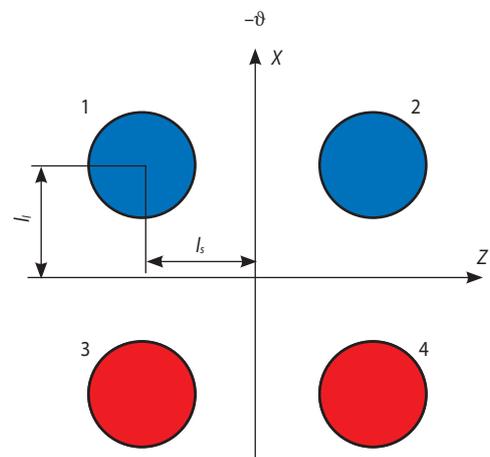
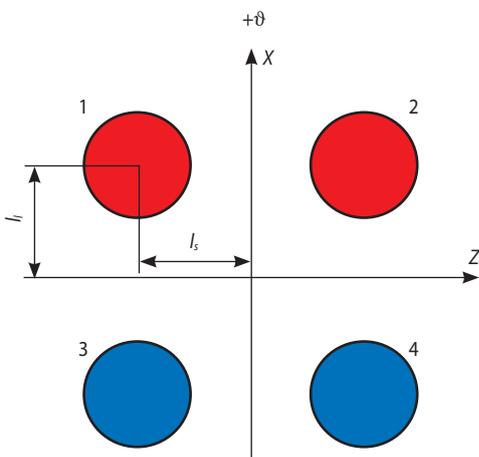


рисунок 5. Распределение закона управления для канала тангажа (красный – увеличение частоты вращения, синий – уменьшение частоты вращения)

СИНТЕЗ СИСТЕМЫ СТАБИЛИЗАЦИИ ЧЕТЫРЁХРОТОРНОГО КОНВЕРТОПЛАНА ПО КАНАЛАМ ТАНГАЖА И КРЕНА В ВЕРТИКАЛЬНОМ РЕЖИМЕ

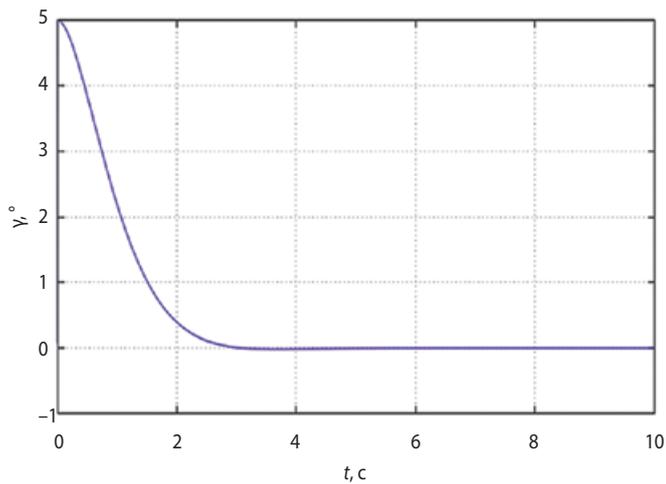


рисунок 6. Изменения угла крена при использовании регулятора, синтезированного методом «бэкстеппинг»

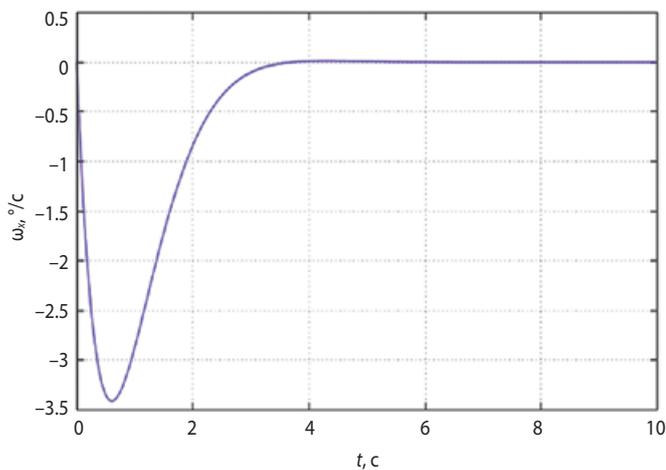


рисунок 7. Проекция угловой скорости ЛА на ось X связанной системы координат при использовании регулятора, синтезированного методом «бэкстеппинг»

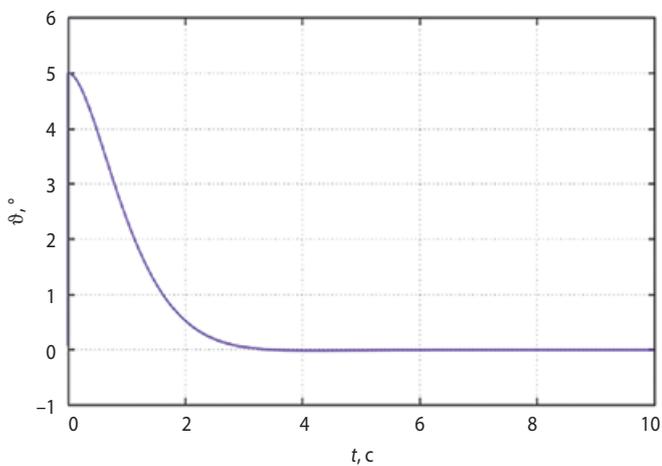


рисунок 8. Изменения угла тангажа при использовании регулятора, синтезированного методом «бэкстеппинг»

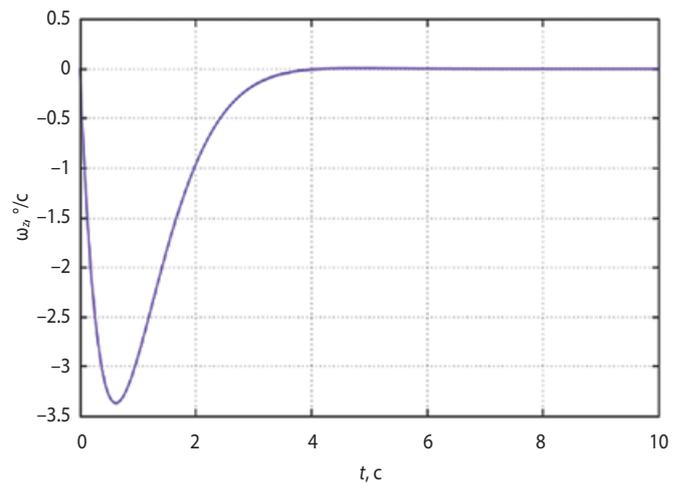


рисунок 9. Проекция угловой скорости ЛА на ось Z связанной системы координат при использовании регулятора, синтезированного методом «бэкстеппинг»

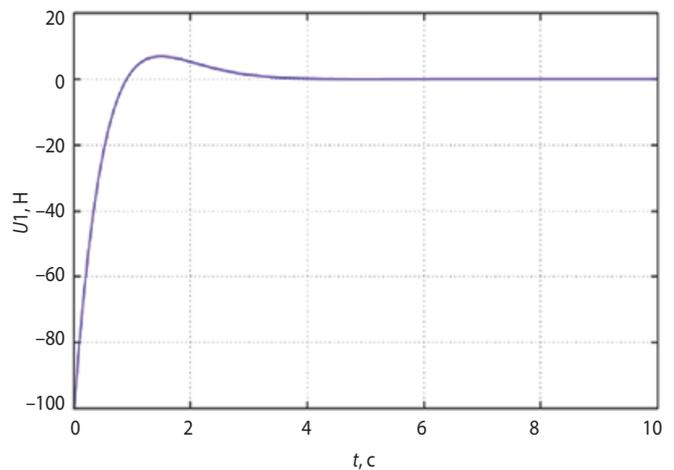


рисунок 10. Управление по каналу крена

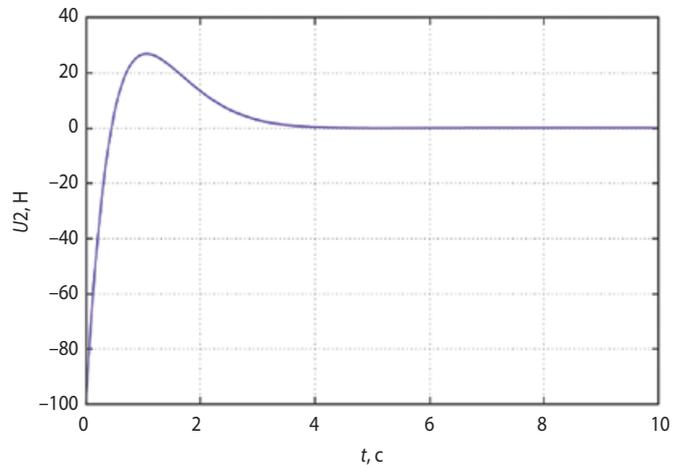


рисунок 11. Управление по каналу тангажа

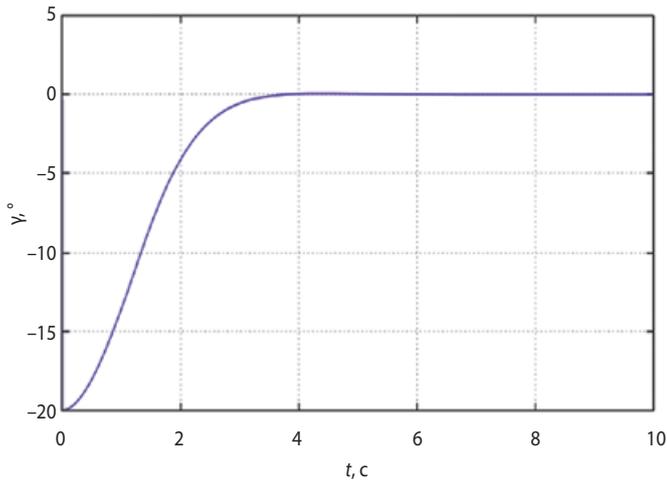


рисунок 12. Изменения угла крена

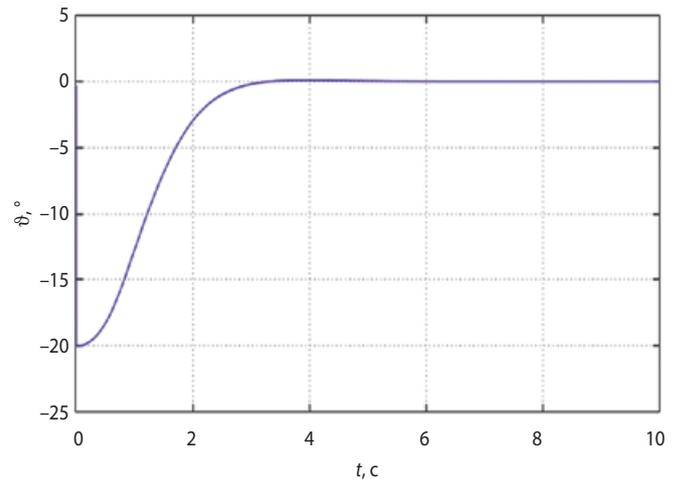


рисунок 14. Изменения угла тангажа

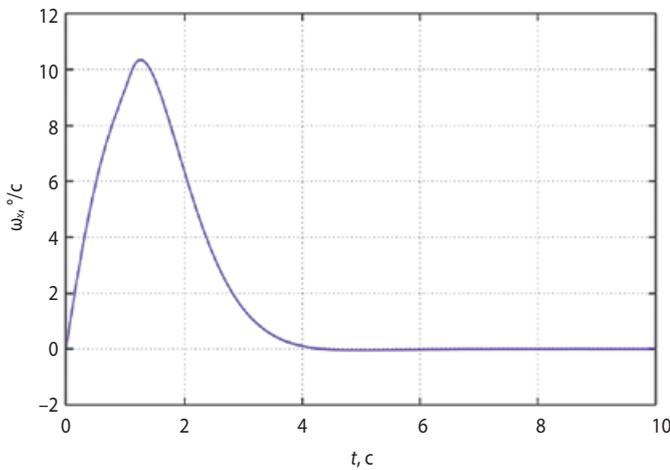


рисунок 13. Проекция угловой скорости ЛА на ось X связанной системы координат

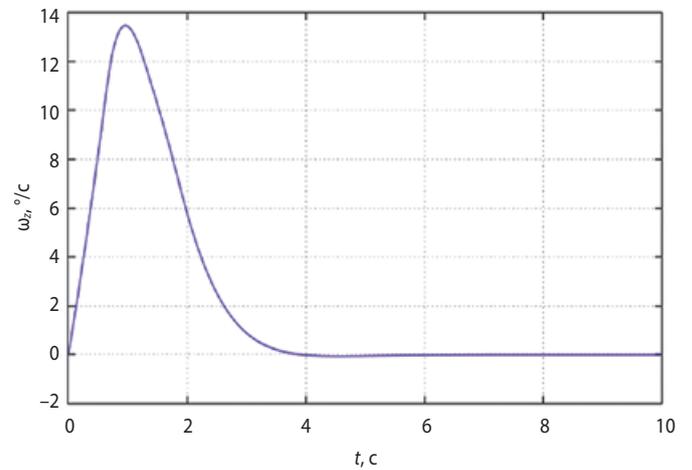


рисунок 15. Проекция угловой скорости ЛА на ось Z связанной системы координат

Теперь нужно включить ошибку состояния z в функцию Ляпунова:

$$V(\gamma, z) = \frac{1}{2} \gamma^2 + \frac{1}{2} z^2;$$

$$\dot{V}(\gamma, z) = \dot{\gamma}(z - k_1\gamma) + z \left(\frac{I_y - I_z}{I_x} \omega_y \omega_z + \frac{U_1}{I_x} - \frac{I_{imp}}{I_x} \omega_z \omega_p \right) + k_1(z - k_1\gamma) + \text{tg} \vartheta (\omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma)(z - k_1\gamma) \leq -W_2.$$

Отсюда имеем

$$W_2 = k_1 \gamma^2 + k_2 z^2$$

получаем

$$z \left(\left(\gamma + \frac{I_y - I_z}{I_x} \omega_y \omega_z + \frac{U_1}{I_x} - \frac{I_{imp}}{I_x} \omega_z \omega_p \right) + k_1(z - k_1\gamma) + \text{tg} \vartheta (\omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma)(z - k_1\gamma) \right) \leq -k_2 z^2.$$

Выполнив преобразования, выразим непосредственно управление:

$$U_1 = -I_x \left(k_1 + \text{tg} \vartheta (\omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma) \cdot (\omega_x - \text{tg} \vartheta (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma)) + \gamma + k_2 (\omega_x + k_1 \gamma - \text{tg} \vartheta (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma)) + \frac{I_y - I_z}{I_x} \omega_y \omega_z - \frac{I_{imp}}{I_x} \omega_z \omega_p \right) \quad (10)$$

Аналогичным методом получим закон управления для системы стабилизации по каналу тангажа. Для этого рассмотрим систему:

$$\begin{cases} \dot{\vartheta} = \omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma \\ \dot{\omega}_z = \frac{I_x - I_y}{I_z} \omega_x \omega_y + \frac{u_2}{I_z} + \frac{I_{imp}}{I_z} \omega_x \omega_p \end{cases} \quad (11)$$

Управление для канала тангажа принимает вид:

$$U_2 = -I_z \left(\frac{k_3}{\cos \gamma} (\omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma) + \vartheta \cos \gamma + k_4 (\omega_z + \frac{1}{\cos \gamma} (\omega_y \sin \gamma + k_3 \vartheta)) + \frac{I_x - I_y}{I_z} \omega_x \omega_y + \frac{I_{imp}}{I_z} \omega_x \omega_p \right). \quad (12)$$

Полученные управляющие сигналы численно равны моментам сил тяг импеллеров, спроектированных на соответствующие оси связанной системы координат. Сформируем закон управления для каждого импеллера.

Для управления по крену в положительном направлении изменения угла необходимо увеличить частоту вращения импеллеров 1 и 2 на некоторый коэффициент a , и уменьшить на тот же коэффициент частоту вращения импеллеров 1 и 3:

$$U_1 = kl_s (2\omega_1^2 - 2\omega_3^2) = 2kl_s (\omega_1^2 - \omega_3^2).$$

Исходя из того, что среднее арифметическое частот вращения должно быть постоянным (газ висения), получим:

$$U_1 = 2kl_s ((\omega_B - a)^2 - (\omega_B + a)^2).$$

Тогда

$$a = -\frac{U_1}{2kl_s \omega_B},$$

и для каждого импеллера:

$$\omega_1 = \omega_3 = \omega_B + \frac{U_1}{2kl_s \omega_B}; \quad (13)$$

$$\omega_2 = \omega_4 = \omega_B - \frac{U_1}{2kl_s \omega_B}. \quad (14)$$

Таким образом, конечные законы управления для случая стабилизации по каналу крена примут вид:

$$u_1 = u_3 = \frac{\omega_B}{k_u} + \frac{U_1}{2kk_u l_s \omega_B}; \quad (15)$$

$$u_2 = u_4 = \frac{\omega_B}{k_u} - \frac{U_1}{2kk_u l_s \omega_B}. \quad (16)$$

Проведём аналогичные рассуждения для случая стабилизации по тангажу. В этом случае для изменения угла тангажа в положительном направлении необходимо увеличивать частоту вращения пары импеллеров 1 и 2.

Полученные частоты вращения:

$$\omega_1 = \omega_2 = \omega_B + \frac{U_2}{2kl_l \omega_B}; \quad (17)$$

$$\omega_3 = \omega_4 = \omega_B - \frac{U_2}{2kl_l \omega_B}, \quad (18)$$

и соответствующие законы управления по каналу тангажа:

$$u_1 = u_2 = \frac{\omega_B}{k_u} + \frac{U_2}{2kk_u l_l \omega_B}; \quad (19)$$

$$u_3 = u_4 = \frac{\omega_B}{k_u} - \frac{U_2}{2kk_u l_l \omega_B}. \quad (20)$$

3. Результаты моделирования

Работоспособность предложенного регулятора рассчитывалась с помощью математического моделирования, программная реализация которого выполнена на языке C++, графики созданы с помощью GnuPlot.

На рисунках 6–9 изображены результаты численного решения систем уравнений, используемых ранее для синтеза системы стабилизации по каналам крена и тангажа, в которые включены найденные регуляторы. Решение проводилось методом Рунге – Кутты четвёртого порядка. Начальные условия $\gamma_0 = 5^\circ$, $\omega_x = 0^\circ/\text{с}$, $\vartheta_0 = 5^\circ$, $\omega_z = 0^\circ/\text{с}$. Коэффициенты подобраны вручную и равны $k_1 = 0,6$, $k_2 = 3$, $k_3 = 1$, $k_4 = 2$. Время интегрирования равно 10 с.

На рисунках 10, 11 изображены графики управляющих воздействий.

На рисунках 12, 13, 14, 15 показан случай стабилизации конвертоплана с начальными условиями $\gamma_0 = -20^\circ$, $\omega_x = 0^\circ/\text{с}$, $\vartheta_0 = -20^\circ$, $\omega_z = 0^\circ/\text{с}$ при тех же коэффициентах.

заключение

Разработана и проверена система стабилизации четырёхроторного конвертоплана по каналам тангажа и крена методом «бэкстеппинг». Результаты моделирования показывают работоспособность алгоритма и возможность его реализации. Для уточнения управления в исследуемую математическую модель конвертоплана необходимо включить компоненты, учитывающие инерционность импеллеров.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации в рамках государственного задания (проект № 9.7505.2017/БЧ).

список литературы

Брусов В.С., Карчаев Х.Ж., Клименко Н.Н., Мартынов М.Б. и др. Проблемы создания псевдоспутников – высотных атмосферных беспилотных летательных аппаратов на солнечной энергии // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 1. С. 71-79.

Казмерчук П.В. Метод линеаризации в задачах оптимизации траекторий КА с малой тягой. Теоретические аспекты // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 4. С. 37-42.

Клименко Н.Н. Предварительное проектирование псевдокосмических аппаратов: базовые методы и критерии осуществимости // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 1. С. 55-65.

Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1973. 616 с.

Халил Х.К. Нелинейные системы. М.; Ижевск: НИЦ «Регулярная и хаотическая динамика», Институт компьютерных исследований, 2009. 832 с.

Яблонский А.А., Никифорова В.М. Курс теоретической механики: учеб. пособие для вузов. 13-е изд., испр. М.: Интеграл-Пресс, 2009. 603 с.

Статья поступила в редакцию 18.09.2017 г.

ОПЫТ АО «НПО ЛАВОЧКИНА» В ОРГАНИЗАЦИИ ПРОЦЕССА РАЗРАБОТКИ ИЗДЕЛИЙ ДЛЯ КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ В PLM-СИСТЕМЕ

THE EXPERIENCE OF LAVOCHKIN ASSOCIATION IN THE ORGANIZATION OF THE PRODUCT DEVELOPMENT PROCESS FOR THE SPACE INDUSTRY IN THE PLM-SYSTEM



А.А. Поляков¹,
alexey.polyakov@laspaces.ru;
A.A. Polykov

Представлены основные принципы работы во внедряемой в АО «НПО Лавочкина» PLM-системе Siemens Teamcenter при разработке изделий предприятия.

Ключевые слова: PLM-система; Siemens Teamcenter; Siemens NX; электронный макет изделия; электронная структура изделия.

введение

Ведущие российские и западные компании при проектировании сложных наукоемких изделий применяют методы компьютерного моделирования с использованием современных программных комплексов, основанных на системе PLM (англ. product lifecycle management – система жизненного цикла изделия) и системе CAD (система автоматизированного проектирования)/CAE (система инженерного анализа)/CAM (автоматизированная система для подготовки управляющих программ для станков с ЧПУ) высшего уровня. Современные CAD/CAM/CAE/PLM-системы высшего уровня охватывают все проектно-конструкторские и технологические аспекты создания продукции в единой ассоциативной интегрированной среде изделия. Это определяет их комплексный характер, возможность реализации полного цикла проектирование–анализ – подготовка производства заложена в их внутреннюю архитектуру.

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

Presents the basic principles of operation of the introduced at Lavochkin Association PLM-system Siemens Teamcenter in the development of enterprise products.

Key words: PLM-system; Siemens Teamcenter; Siemens NX; electronic product layout; electronic product structure.

1. PLM-система Siemens Teamcenter

В конце 2012 года на нашем предприятии был проведён научно-технический совет на тему «Рассмотрение вопросов комплексной автоматизации проектно-конструкторских работ и производственно-технологических работ ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина». Заслушав и обсудив доклады и предложения по комплексной автоматизации проектно-конструкторских и технологических работ, Президиум НТС решил рекомендовать к внедрению на предприятии программные продукты Siemens «NX» и «Teamcenter».

С самого начала, в целях обеспечения выполнения работ по текущим проектам, службой генерального конструктора была выбрана стратегия постепенного внедрения решений автоматизации, которая заключалась в том, что работы в PLM-системе велись только по новым проектам. В результате на сегодняшний день в PLM-системе были разработаны: аванпро-

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

ОПЫТ АО «НПО ЛАВОЧКИНА» В ОРГАНИЗАЦИИ ПРОЦЕССА РАЗРАБОТКИ ИЗДЕЛИЙ ДЛЯ КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ В PLM-СИСТЕМЕ

ект по теме «Лаплас» (Мартинов М.Б. и др., 2016), эскизный проект по теме «Луна-Ресурс ОА»; разрабатывается конструкторская документация по темам «Экзо-Марс» и «14Ф155» (Ефанов В.В. и др., 2017).

Что же представляет собой PLM-система? По сути это организационно-техническая система, обеспечивающая управление всей информацией об изделии и связанных с ним процессах на протяжении всего его жизненного цикла. Условно PLM-систему можно представить в виде общего хранилища, к которому подключены автоматизированные рабочие места сотрудников. Результат работы каждого сотрудника размещается в хранилище PLM и становится доступным остальным (в соответствии с определёнными правилами доступа).

Использование единой PLM-платформы для приложений из различных областей позволяет существенно оптимизировать потоки данных, передаваемые между специалистами, и избежать ненужных процессов трансляции из одной системы в другую. Модель, разработанная в приложениях CAD, используется в качестве основы для работы в приложениях CAE и CAM. При этом обеспечивается концепция работы с использованием мастер-модели. Это означает, что исходная модель служит источником данных для потребителей, но они работают с её ассоциативно связанной копией. С одной стороны, это даёт возможность гарантировать автору модели её

сохранность, а с другой – позволяет потребителям отслеживать все изменения, которые производятся с моделью (ООО «Сименс Индастри Софтвер», 2014). Схематично принципы работы в PLM-системе представлены на рисунке 1.

2. Применение технологии «Электронного макета» в PLM-системе Siemens Teamcenter

Традиционный подход к проектированию конструкций в 3D предполагает создание общей сборки изделия группой конструкторов, при этом каждый специалист выполняет свою часть работы (отдельная деталь, узел или агрегат) – в соответствии с его специализацией и квалификацией. Затем все эти компоненты с помощью сопряжений сборок связываются в одну большую общую сборку изделия, которая и является результатом совместной работы. В некоторых случаях детали создаются в отрыве от сборки (например, моделируются по готовым чертежам), а иногда – и в контексте сборки с использованием уже существующей геометрии (например, увязка двух корпусных деталей по фланцам).

Однако, как показала практика, используя данный подход к проектированию, несмотря на его простоту, конструктор сталкивается с рядом проблем:

- трудности при организации работы средних и больших коллективов;

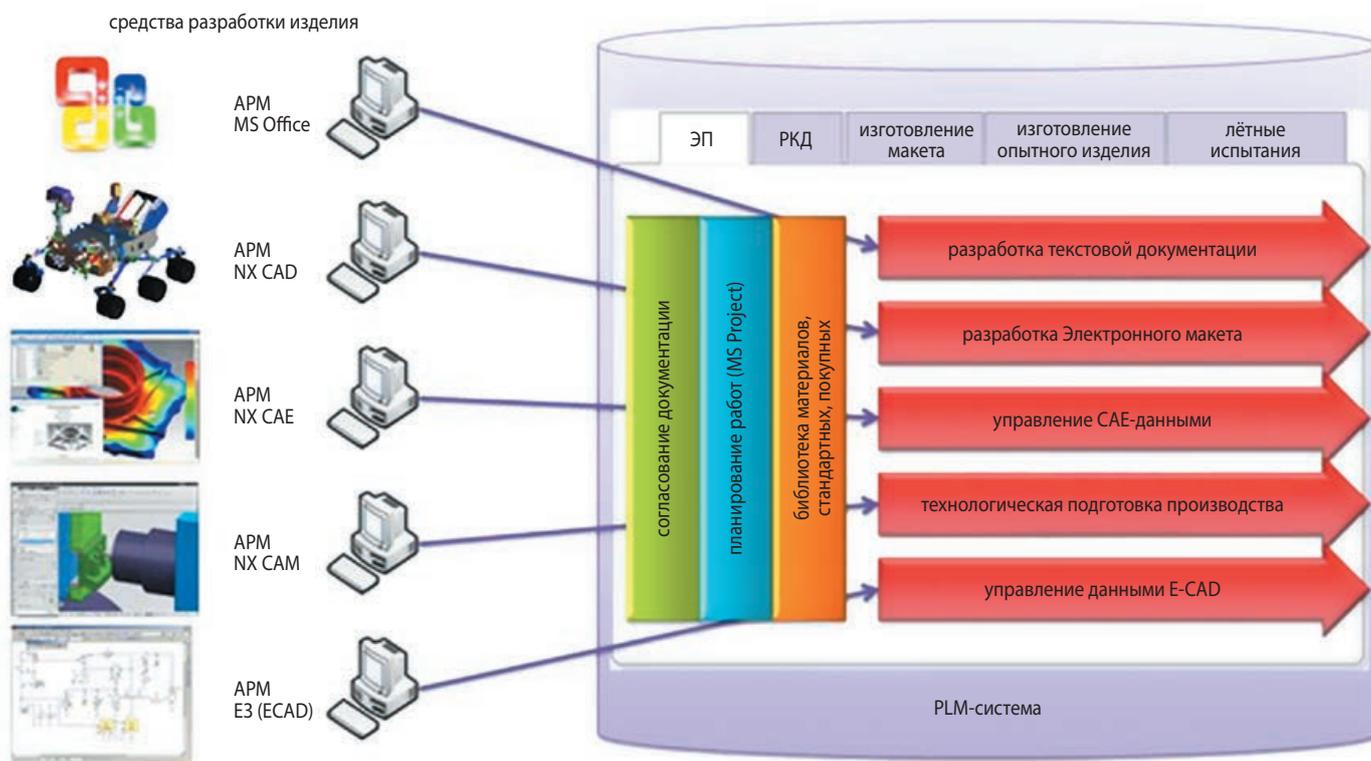


рисунок 1. Общее представление PLM-системы

- сложности при попытке организации параллельной разработки отдельных узлов и агрегатов;
- практическая невозможность создания больших ассоциативных структур для автоматизации проведения изменений;
- сложности, возникающие при увязке между собой узлов и агрегатов;
- проблемы с проведением компоновочных работ, которые возникают из-за большого количества сопряжений сборок и их сложной структуры;
- проблемы с проведением изменений, связанные с наличием большого количества логических зависимостей внутри модели изделия, которые трудно отслеживать и обрабатывать;
- сложности с заменой узлов в случаях, когда меняется структура сборки;
- трудности при попытке конструктора вести проектирование в контексте изделия. Конструктор вынужден пересобрать интересующий его в качестве обстановки (объект или объекты изделия, от которых напрямую или косвенно зависит геометрия разрабатываемого узла или агрегата) узел или агрегат, либо брать в качестве обстановки всё изделие целиком. В противном случае связи, имеющиеся в готовом изделии, перестают корректно работать;
- сложности организации последовательной разработки изделий, включающей несколько этапов проектирования.

Особенно остро эти проблемы встают при разработке сложных изделий и при организации работы средних и крупных коллективов разработчиков.

Обеспечение действительно параллельного проектирования изделия «сверху вниз» в едином виртуальном пространстве – достаточно сложно реализуемый процесс. Система САПР должна обладать особой внутренней структурой, гибкой параметризацией, возможностью создания и управления большими сборками с ассоциативными связями, иметь средства анализа и управления ассоциативными связями в большой многокомпонентной структуре изделия. Кроме того, это довольно сложная задача с организационно-технической точки зрения. В системах САПР среднего уровня (например, Solid Works, Solid Edge) нельзя охватить весь этот процесс в соответствии с философией проектирования. Нельзя обеспечить проектирование «сверху вниз»; нельзя установить автоматизированное соответствие концептуального и детального облика проектируемого изделия; нельзя построить проектирование в контексте сборки всего изделия; нельзя гибко проводить изменения в процессе проектирования. Поэтому если использовать средний уровень для проектирования

сложных изделий, то это будет означать, что большой объём работ в соответствии с философией проектирования будет происходить вне системы автоматизированного проектирования (например, увязка элементов и конструкции, соответствие компоновки и детальной конструкции должны обеспечиваться, по сути традиционными способами, не автоматизированно). Охватить весь процесс проектирования в единой среде возможно только с помощью систем CAD/CAE/CAM и PLM высшего уровня. Система NX под управлением Teamcenter позволяет реализовать автоматизацию процесса проектирования наиболее эффективно по сравнению с любыми другими системами.

Для повышения эффективности процесса проектирования выработана специальная технология, условно называемая технологией Электронного макета. В основе работы по этой технологии лежит организация проектирования максимально возможно в контексте проектируемого изделия, начиная с ранних стадий проекта. В процессе проектирования и производства сложного объекта все участвующие в проектировании должны, работая одновременно в едином виртуальном ассоциативном пространстве и наблюдая работу друг друга, создавать на компьютерах электронные модели деталей, узлов, агрегатов, систем и всего изделия в целом, в привязке (в том числе и ассоциативной) к существующему в каждый момент времени контексту проектируемого изделия, решая при этом задачи концептуального проектирования, всевозможных видов инженерного анализа, моделирования ситуаций, а также компоновки изделия, создания детальных элементов конструкции, систем и др. Создание ассоциативных структур с иерархическими и горизонтальными связями позволяет в процессе проектирования гибко, быстро и управляемо проводить изменения в больших сборках Электронного макета изделия. Технология Электронного макета даёт возможность ещё до окончания разработки конструкторской документации начать технологическую подготовку производства.

3. Электронный макет изделия

Во внедряемой на предприятии технологии Электронного макета большое внимание отводится самому начальному этапу разработки изделия – этапу проектирования. Создаваемая на этом этапе «Компоновочная модель» аппарата станет исходной контрольной структурой при разработке электронных моделей деталей, узлов, агрегатов, систем и всего изделия в целом. По сути «Компоновочная

ОПЫТ АО «НПО ЛАВОЧКИНА» В ОРГАНИЗАЦИИ ПРОЦЕССА РАЗРАБОТКИ ИЗДЕЛИЙ ДЛЯ КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ В PLM-СИСТЕМЕ

модель» – это электронный аналог компоновки изделия; как и бумажная, эта электронная компоновка создаётся проектным подразделением с целью показать общую концепцию построения аппарата, его техническую реализуемость с точки зрения установки аппаратуры и элементов конструкции на изделие. Детальность проработки компоновочной модели и своевременное введение изменений на ней позволяют всем участникам процесса разработки изделия, находящимся в PLM-системе Siemens Teamcenter, использовать актуальную на данный момент версию компоновки. Принципиально важно, чтобы первичной была разрабатываемая модель, а бумажный носитель был лишь её отражением на бумаге – и не более. Именно поэтому, прежде чем выводить чертёж общего вида на бумагу, правильнее провести всестороннее рассмотрение компоновочной модели специалистами тематических подразделений и после устранения замечаний согласовать её в электронном виде. После этого создание альбома чертежей общего вида на бумажных носителях с такой компоновочной модели является делом техники, а согласование – по сути формальностью. Полученная по такому принципу компоновочная модель содержит все необходимые исходные данные для начала разработки Электронного макета изделия для подразделений, выпускающих конструкторскую документацию.

ГОСТ 2.052-2015 даёт следующее определение Электронного макета «Электронный макет изделия: Совокупность электронных моделей и электронных документов, определяющих состав, форму и свойства изделия или его составной части в объёме, определяемом стадией его жизненного цикла». Электронный макет изделия (ЭМИ) это сборка NX в среде Teamcenter, объединяющая все агрегаты, узлы, системы, оборудование, под сборки и модели деталей, покупные и стандартные изделия, составляющие конструкцию проектируемого изделия в соответствии с заранее разработанной структурой. Геометрические построения на уровне этой сборки, как правило, не производятся, т.е. никто в этой сборке не работает. В этой сборке появляется только утверждённая информация. В ЭМИ могут входить и другие необходимые документы (описания, результаты расчётов, акты испытаний, эксплуатационная документация, директивная технология и т.д.).

Первым действием при создании ЭМИ должно быть формирование электронной структуры, которая является обобщающим документом, содержащим описание изделия (сборочной единицы, комплекта или комплекса), иерархические отношения между его составными частями и другие данные в зависимости от его назначения, и предназначена для организации информационного взаимодействия между автоматизированными системами (ГОСТ 2.053-2013).

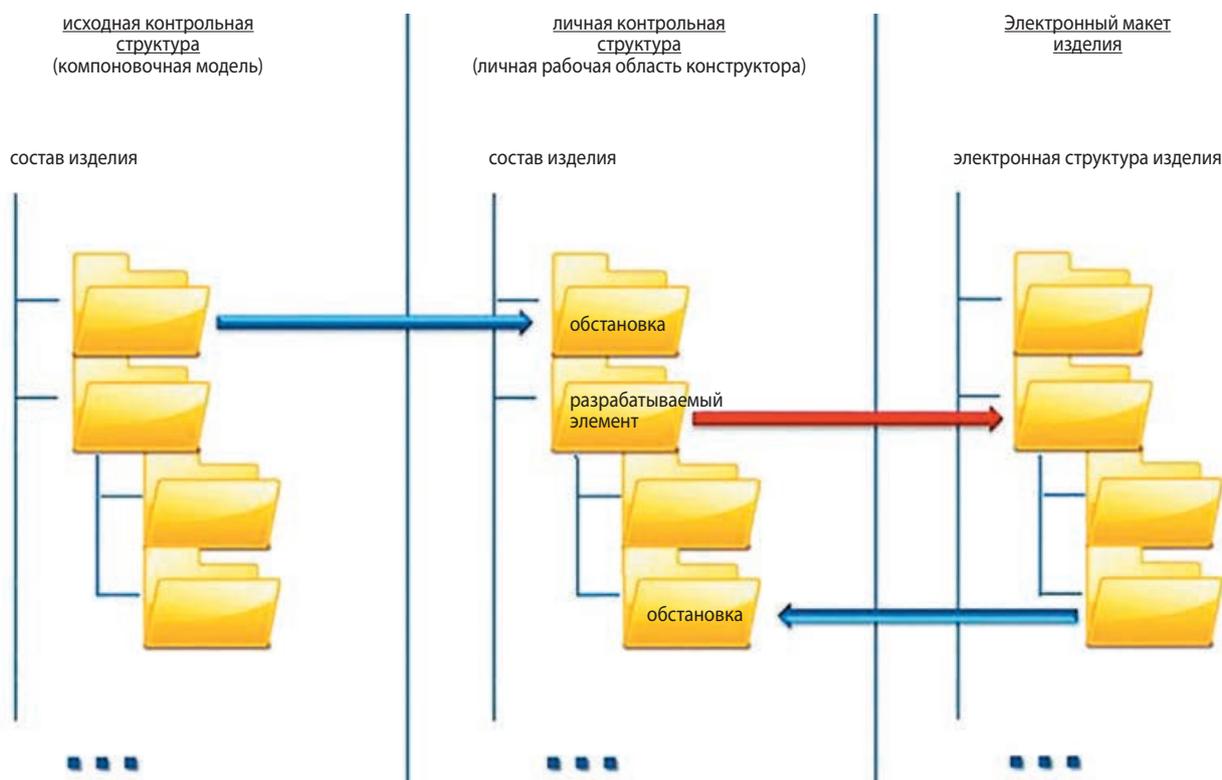


рисунок 2. Принципы создания Электронного макета

Первоначальное наполнение электронной структуры изделия проводится на основе «Разбивки групп чертежей», разрабатываемой в самом начале этапа «Разработка конструкторской документации». «Разбивка групп чертежей» это концептуальный конструкторский документ, определяющий совокупность составных частей изделия и связей между ними, при этом созданная на его основе электронная структура в дальнейшем будет исходной для формирования конструкторской документации.

Согласно созданной электронной структуре конструкторы приступают к разработке электронных моделей составных частей, узлов и агрегатов изделия. Взяв за основу данные с модели, разработанной проектантом, как исходную контрольную структуру, конструкторы начинают создавать обстановку для разрабатываемого элемента конструкции в своей «Личной области» в системе Teamcenter. При этом конструктор не копирует деталь с компоновочной модели, а только делает ссылку на её геометрию, что в принципе облегчает работу с деталями и обеспечивает своевременную ассоциативную связь при возможном изменении компоновочной модели. В своей личной области конструктор может прорабатывать варианты создаваемых элементов конструкции и узлов, проводить необходимый инженерный анализ, а самое главное – благодаря тому, что разработка ведётся в едином информационном пространстве, его наработки могут видеть и учитывать в своей работе (сделав ссылку на геометрию) специалисты, так же работающие по проекту. За счёт такого подхода к разработке изделия обеспечиваются параллельность процесса создания электронного макета изделия и своевременный контроль изменений окружающей обстановки.

Результатом работы конструктора становится электронная модель, содержащая полное описание конструкции детали, узла или агрегата: 3D-геометрия, технологическая информация (базы, размеры с допусками, шероховатости и др.), технические условия. Обозначение электронной модели соответствует обозначению детали в конструкторской спецификации; модель содержит только окончательный на текущий момент времени вариант детали, полученной по ассоциативной ссылке на модель, созданную в «Личной области» конструктора в системе Teamcenter. После процедуры утверждения релиза данной детали она становится выпущенным подлинником электронной конструкторской документации (рисунок 2).

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате работы над изделием создаются по сути две модели – компоновочная модель и электронный макет изделия, которые представляют собой две разные сборки. И если компоновочная модель – это концептуальная схема изделия, то электронный макет изделия (после завершения проектирования) – это сборка, в которую входят математические модели с необходимой технологической информацией абсолютно всех деталей и узлов, составляющих изделие, полностью соответствующие своим будущим физическим прототипам, а также модели покупных и стандартных изделий. ЭМИ является полным подлинником КД об изделии и содержит информацию, достаточную для проведения технологической подготовки производства.

В результате созданной ассоциативной связи между компоновочной моделью и электронным макетом изделия предприятие получает очень мощный инструмент проектирования техники, а также её модернизации и отслеживания состояния в ходе эксплуатации. Всё это в комплексе и является самой продвинутой технологией создания сложной техники (Марьин С.Л., Воробьев С.С., 2010).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

ГОСТ 2.053-2013. Единая система конструкторской документации. Электронная структура изделия. М.: Федеральное агентство по техническому регулированию и метрологии (Росстандарт), 2013. 19 с.

Марьин М.Б., Меркулов П.В., Ломакин И.В., Вятлев П.А. и др. Перспективный российский проект «Лаплас-П» для исследований планетной системы Юпитера. Разработка проектных обликов космических аппаратов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 3. С. 77-82.

Марьин С.Л., Воробьев С.С. Наше кредо – правильная организация процесса проектирования на основе компьютерной технологии // CAD/CAM/CAE Observer. 2010. № 7 (59). С. 8-18.

ООО «Сименс Индастри Софтвер» Накопление и использование знаний // NX CAD. Эффективные решения для проектирования и подготовки производства. 2014.

Ефанов В.В., Марьин 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.

Статья поступила в редакцию 10.10.2017 г.

ОДНОЗНАЧНЫЙ НАДЁЖНЫЙ ОТСЧЁТ В МНОГОШКАЛЬНЫХ ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ СИСТЕМАХ

UNAMBIGUOUS RELIABLE REFERENCE IN THE MULTI-RANGE MEASURING SYSTEMS



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



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



С.В. Шостак¹,
кандидат технических наук,
shostak@laspace.ru;
S.V. Shostak

Раскрытие неоднозначности отсчётов в фазовом многошкальном дальномере рассматривается как определение правильного цикла полной фазы, отвечающего измеренной фазе. Все последовательные циклы полной фазы трактуются как система дискретных сигналов, и определение нужного из них производится по геометрической схеме приёма таких сигналов теории потенциальной помехоустойчивости Котельникова.

Ключевые слова:

*теория потенциальной помехоустойчивости;
приём дискретных сигналов;
геометрические представления сигналов и помех.*

ВВЕДЕНИЕ

В технологии управления полётом космических объектов широко применяются радиотехнические измерители дальностей и угловых координат. Такие измерители используют амплитудные и фазовые характеристики радиосигналов. В специфических случаях (хотя применение фазовых характеристик имеет свои особенности) использование их не только предпочтительно, но иногда и просто необходимо. Это приводит к появлению многошкальных измерительных систем, классическим примером которых является многобазовый фазовый высокоточный пе-

Show-up of the ambiguity of references in the phase multi-range rangefinder is regarded as determining the correct cycle of the full phase, corresponding to the measured phase.

All the consecutive cycles of the full phase are interpreted as a system of discrete signals, and determining the right of them is made according to the geometric pattern of the reception of such signals as per Kotelnikov theory of potential noise immunity.

Key words:

*theory of potential noise immunity;
reception of discrete signals;
geometric representation of signals and noise.*

ленгатор, измеряющий угловые координаты (Казаринов Ю.М., 1990). Другим примером служит применение интерферометрической системы для измерения третьей координаты при обзоре поверхности Земли по технологии РСА (Школьный Л.А., 2008).

Известно, что одноканальный измеритель с периодической шкалой при заданной точности имеет ограниченный диапазон измерений. Однако практика часто требует измерений высокой точности, причём в широком диапазоне изменений измеряемой величины, существенно выходящей за пределы

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

периода своей шкалы. Это обстоятельство привело к появлению многоканальных фазовых измерителей, представляющих собой объединение нескольких различных периодических шкал измерений. Такие измерители имеют недостаток, он заключается в том, что результаты измерений бывают отягощены дополнительными специфическими ошибками, возникающими при фазовых измерениях.

С одной стороны, при фазовых измерениях тех или иных величин значение полного аргумента периодической функции (набег фазы) за пределами одного цикла фазы может выражаться реальными числами, не превышающими 2π . (Такие числа далее по тексту будут называться полной фазой.) Однако, с другой стороны, начальная фаза φ периодических колебаний любой частоты является также реальным числом, но определённым в интервале значений φ , равном $0 \leq \varphi < 2\pi$, который называется периодом (циклом) фазы. Начальная фаза в дальнейшем будет называться измеряемой фазой. Заметим, что оба вида фаз при необходимости могут быть эквивалентно выражены тем или иным числом длин волн несущих.

Измерения, основанные на оценке полной фазы колебаний, всегда потенциально подвержены появлению специфических ошибок, возникающих вследствие неправильного определения числа циклов, входящих в результат измерения. Такие ошибки принято называть грубыми или аномальными. Поскольку грубые ошибки измерителей практически недопустимы, для получения однозначного и правильного отсчёта приходится использовать различные и подчас громоздкие и непрозрачные алгоритмы обработки комплекса многих измерений, получаемых по различным шкалам. В подобных случаях устранение грубых ошибок часто является узким местом. Поэтому надёжное и быстрое раскрытие неоднозначности высокоточных фазовых измерений является ключевым элементом измерений дальности по несущей.

На практике многошкальные измерители, как правило, становятся сложными измерительными устройствами (Rosen P. et al., 2000; Школьный Л.А., 2008). Появление грубых ошибок отражают соответствующей характеристикой измерений, называемой ненадёжностью, дополняющей обычную точность измерений. Эту характеристику определяют как вероятность появления грубых ошибок. При таком определении высокая надёжность измерений соответствует малой вероятности грубых ошибок, и она дополняет обычную характеристику – точность измерений. Практика показывает, что для многошкальных систем получение надёжных и высокоточных измерений является нетривиальной проблемой, и необходимость её решения требует особого теорети-

ческого анализа потенциальной помехоустойчивости работы таких измерителей. Конечной целью анализа должны стать технические рекомендации к построению специальных систем, требуемых практикой.

Ниже приводятся результаты такого исследования, использующего методы теоретического аппарата классической теории потенциальной помехоустойчивости (Котельников В.А., 1956). Конкретно, из богатейшего арсенала указанной плодотворной теории используется геометрический подход, рассматривающий «идеальный приёмник для дискретных сигналов». Методические основы указанного источника используются для надёжного определения целого числа циклов, определяющих правильный период наиболее точной шкалы в системе многошкальных измерений. Определение именно этого периода позволяет в дальнейшем получить оптимальную и надёжную оценку величины, измеряемой такой системой.

1. Геометрическая интерпретация измерения скалярного параметра

Оптимальный измеритель параметра сигнала, по определению, должен формировать его оценку по критерию минимальной среднеквадратичной ошибки оценки. Геометрическая интерпретация оценки конкретного значения определяемого параметра основана на представлении сигнала точкой, указанной связанным вектором в линейном многомерном пространстве с заданной мерностью и метрикой (Харкевич А.А., 1965). Число измерений такого пространства, называемого пространством сигналов (ПС), определяется принятым числом членов разложения сигнала в ряд в той или иной системе функций. В радиотехнике чаще всего используются гармонические функции. В свою очередь метрика пространства сигналов задаётся вероятностной характеристикой помех – матрицей вторых моментов принятого сигнала или её частью – матрицей коэффициентов корреляции. В геометрической интерпретации угол между двумя векторами, изображающими сигналы с различными значениями параметра, соответствует текущему значению нормированной автокорреляционной функции сигнала по изменяющемуся параметру.

Непрерывному изменению значения параметра в пространстве сигналов отвечает годограф вектора сигнала, который в теории потенциальной помехоустойчивости принято называть линией сигналов (ЛС). Каждая точка ЛС даёт текущее значение измеряемого параметра в отсутствие любых помех и искажений сигнала (т.е. принимаемого идеальным). Обычно параметр, рассматриваемый в теории, яв-

ляется сдвигом или запаздыванием сигнала по аргументу, которым служит время. В радиолокации сдвиг даёт то или иное значение дальности, и его величина эквивалентна полной фазе.

Таким образом, линия сигналов служит той шкалой, на которой нанесены значения оценок определяемого параметра при отсутствии ошибок измерений. Длина ЛС переменна, а следовательно, и масштаб шкалы отображения параметра на ней определяется функциональной связью между параметром и изменениями сигнала. При наличии аддитивных помех результат измерения представляется также вектором суммы помехи и идеального сигнала. В таком случае конец вектора измерений уже не обязан лежать на линии сигналов, и он в ПС определяется реализацией случайной величины, имеющей своё распределение вероятностей.

Оптимальная оценка значения параметра принятого сигнала находится как точка ЛС, ближайшая к вектору измерения, полученного с ошибками, а степень близости определяется выбранной метрикой пространства сигналов. Минимум расстояния вектора принятого сигнала до ЛС (максимальная близость, или, иначе, оптимальная оценка) определяется проекцией вектора сигнала на ЛС в принятой метрике. При фиксированных пределах изменения определяемого параметра чем длиннее ЛС, тем меньше влияние помех на оценку сигнала, т.е. выше точность измерения значения параметра.

Линия сигнала в ПС может образовывать весьма сложную кривую с петлями, и тогда её некоторые разные участки, несущие различные значения измеряемого параметра, оказываются близкими друг к другу, а также к вектору принятого сигнала. Отметим, что такие участки соответствуют частным максимумам автокорреляционной функции сигнала (кроме основного). Для принятого сигнала ошибочное определение наиболее близкого участка ЛС в окрестностях этих петель означает появление аномальных (или грубых) ошибок измерения параметра. Такие ошибки могут возникать даже при уверенном приёме сигнала (при относительно слабых помехах). Так как практика требует надёжных измерений, то в целом геометрия линии сигналов в конкретной системе при заданных помехах должна быть максимально оптимизирована по минимуму грубых ошибок.

2. Общая схема геометрической интерпретации измерения параметра

Всякий многошкальный измеритель можно рассматривать как совокупность нескольких однобазовых интерферометров, совместно измеряющих набор разностей фаз $d\varphi_i$. Тогда измерение

некоторой величины ϑ удобно интерпретировать последовательностью преобразований значений $\vartheta \rightarrow u \rightarrow d\varphi \rightarrow d\Phi \rightarrow d\varphi \rightarrow u \rightarrow \vartheta$. Здесь ϑ – оцениваемый скалярный параметр; u – его безразмерное представление; вектор $d\varphi$ – набор разностей полных фаз пар сигналов $d\varphi_i$, несущих значение u ; вектор $d\Phi$ – аналогичный набор измеряемых фаз этих разностей с выбранными началами отсчёта. После измерения величин $d\Phi$ и раскрытия неоднозначности находятся величины $d\varphi$ и u , а обратное преобразование $u \rightarrow \vartheta$ возвращает значение оценки величин ϑ . Введение дополнительного параметра u в процесс измерения величины ϑ позволяет выделить из полной цепи преобразований их основную часть – линейные преобразования фаз $u \rightarrow d\varphi \rightarrow d\Phi \rightarrow d\varphi \rightarrow u$. Это позволяет рассматривать схемы измерителей величин ϑ различной природы, отвлекаясь от конкретики этих измеряемых величин.

Например, пусть измеряемой величиной является плоский угол ϑ , определяемый фазовым пеленгатором, состоящим из n антенн. Угол ϑ , изменяющийся в пределах от $-\pi/2$ до $+\pi/2$, используя зависимость $u = \sin(\vartheta)$, можно заменить скалярной величиной u , изменяющейся в пределах от -1 до $+1$ (величину u можно назвать обобщённым углом). Тогда, для некоторого значения u , вектор разностей полных фаз $d\varphi$ двух сигналов на входе каждой базы, запишется как $d\varphi = ku$. Здесь k – вектор набора коэффициентов вида $k_i = 2\pi(b_i/\lambda) = 2\pi d_i$, где $i = 1, 2, \dots, n$. Вектор k представляет набор реальных баз интерферометра d_i , нормированными по длине волны λ несущей. Далее, после измерения компонент вектора $d\Phi$ и раскрытия неоднозначности измеряемых фаз, находится значение скаляра u . После этого оценка угла ϑ находится по обратной зависимости $\vartheta = \arcsin(u)$.

В другом примере положим, что результат измерения высоты рельефа h изменяется в пределах от $-h_{\max}$ до $+h_{\max}$. Тогда первое преобразование ($\vartheta \rightarrow u$) есть просто равенство $h/h_{\max} = u$, но полная разность фаз $d\varphi$ по-прежнему определяется как $d\varphi = ku$. Теперь коэффициенты $k_i = 2\pi d_i/R_0$ также являются реальными базами b_i интерферометра, нормированными уже дважды – по λ и затем по наклонной дальности R_0 от центра базы до точки измеряемого рельефа (Евграфов А.Е., Поль В.Г., 2014; Ефанов В.В., Клименко Н.Н., Семункина В.И., Шостак С.В., 2017; Евграфов А.Е., Поль В.Г., Шостак С.В., 2017). Таким образом, случаи измерений, выполняемые по фазе несущей, практически всегда могут быть аналогично приведены к схемам обработки разностей фаз, измеренных многобазовым фазовым интерферометром. В дальнейшем для простоты изложения анализ будет вестись применительно к первому примеру.

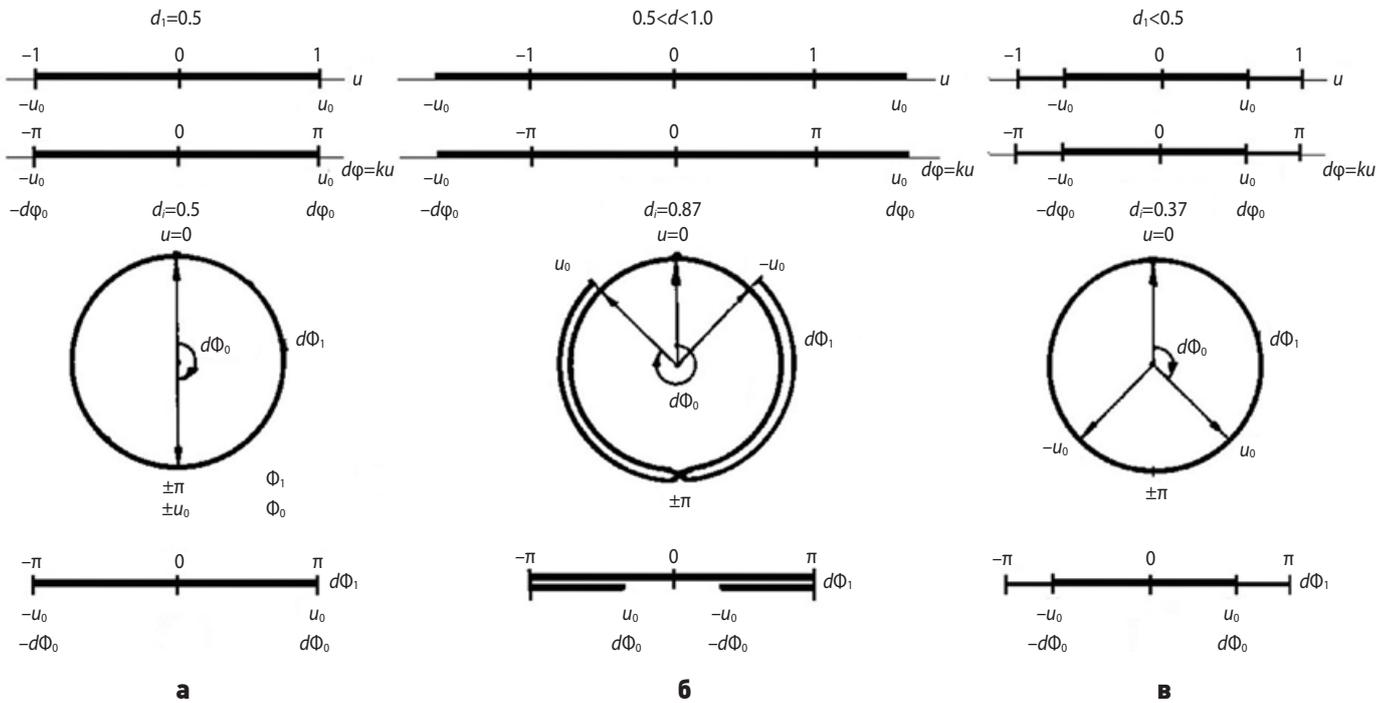


рисунок 1. Различные случаи преобразования переменных u , φ и Φ

3. Геометрическая интерпретация измерений при одной базе

Для начала рассмотрим случай однобазового интерферометра. Периодический сигнал на выходе фазометра представлен скаляром – полной фазой $d\varphi$, одновременно являющийся также скаляром – измеренной фазой $d\Phi$. Для полной фазы $d\varphi$ адекватным геометрическим представлением служит обычная прямая. Для геометрического представления измеряемых фаз $d\Phi$ введём одномерное, нелинейное, изотропное, топологически замкнутое пространство $d\Phi_1$, с конечной длиной (или, иначе, объёмом), равной 2π . В данном случае это – просто окружность, представляющая собой область определения переменной $d\Phi$ и совпадающей с ней линией сигналов. Альтернативным изображением пространства $d\Phi_1$ является её представление отрезком прямой с длиной 2π , являющимся разрывной плоской моделью нелинейного пространства $d\Phi_1$.

Для разрывной модели замкнутой линии конечные точки отрезка топологически «склеены», или, иначе, отождествлены друг с другом. То есть любая точка линии сигналов,двигающаяся по ней в любом направлении и достигшая границ отрезка, снова появится внутри этого отрезка, двигаясь в том же направлении, но уже с его другого конца.

Одномерное множество всех возможных значений (представленное линией сигналов) и соответствующее ему множество значений полной фазы $d\varphi_1$ (в том числе отягощённых ошибками измерений) могут быть отображены на обоих представ-

лениях пространства $d\Phi_1$. Длина ЛС определяется диапазоном изменения обобщённого параметра u , пересчитанного в переменные $d\varphi$, $d\Phi_1$. Она может изменяться, определяясь величиной коэффициента k в преобразованиях $d\varphi=ku$ и $d\varphi \rightarrow d\Phi$. Различные случаи изменения величин u , $d\varphi$ и $d\Phi$ представлены на рисунке 1.

Этот рисунок показывает, что возможность однозначного отображения параметров u и $d\varphi$ ограничена объёмом пространства $d\Phi_1$, т.е. длиной отрезка, равной 2π . Поэтому при условии однозначности длина ЛС в пространстве $d\Phi_1$ также ограничена выполнением неравенства $d\varphi < 2\pi$. Если длина ЛС превышает объём пространства $d\Phi_1$, преобразование $u \rightarrow d\varphi \rightarrow d\Phi$ становится неоднозначным.

На рисунке 1 можно выделить три случая размещения ЛС в пространстве $d\Phi_1$: согласованное (а), частичное (б) и неполное (в). Среди них случай (а) согласованного использования пространства выделен тем, что потенциальная точность однозначных измерений фазы при заданных помехах и полном диапазоне определения параметра u максимальна. В случае (б) эту точность дополнительно можно повысить, удлив ЛС, но ограничив измерения u областью значений $-u_0, +u_0$. Эти два случая обеспечивают максимальную потенциальную точность и однозначность измерений параметра u . Третий случай (в) обеспечивает однозначность измерений во всей области определения u , но лишь при пониженной потенциальной точности.

Случай одной базы наглядно демонстрирует связь между потенциальной точностью и линией сигналов:

чем последняя длиннее, тем выше потенциальная точность измерений. Далее, для одной базы пределы повышения потенциальной точности тесно связаны с областью определения измеряемой величины, и они могут быть расширены за счёт допустимого ограничения этой области. Кроме того, видно, что эти пределы ограничены объёмом того пространства, в котором отображаются полная и измеряемая фазы.

Однако на практике случай реализации однобазового измерителя мало реален, и обычно число баз превышает единицу. Для перехода к реальным ситуациям целесообразно сначала рассмотреть случай двух баз.

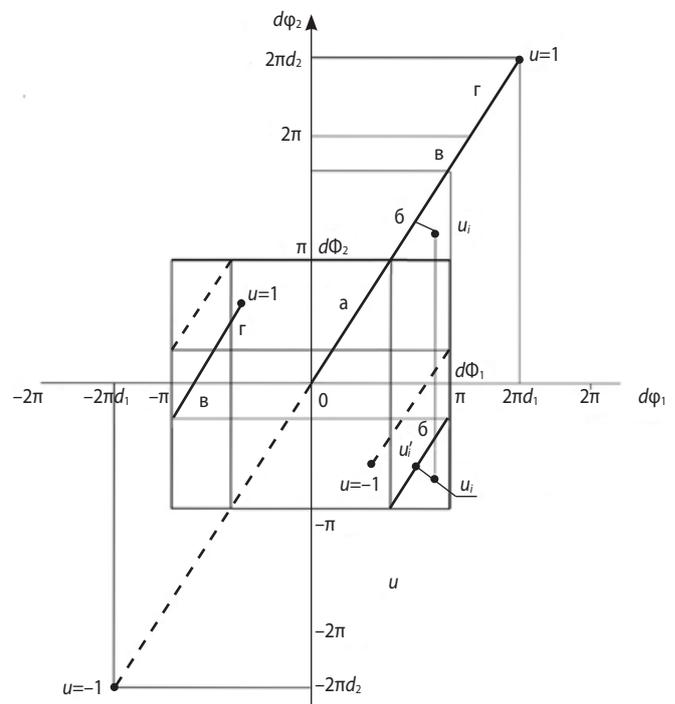
4. Геометрическая интерпретация измерений при двух базах

Геометрическая интерпретация соотношений в случае двух баз состоит в редукции преобразования $u \rightarrow d\varphi_2 \rightarrow d\Phi_2 \rightarrow d\varphi_2 \rightarrow u$ на случай пространства двух измерений. Прежде всего появляется вектор – периодическая величина полной фазы $d\Phi_2(d\varphi_1, d\varphi_2)$. Она определена в обычном евклидовом пространстве двух переменных $d\varphi_1, d\varphi_2$, а затем отображается в виде вектора измеряемых фаз $d\Phi_2(d\Phi_1, d\Phi_2)$ в другом, топологически ином пространстве, отражающем специфику поведения вектора $d\Phi_2$.

При этом каждый компонент вектора $d\Phi_2$ определяется в пределах $-\pi, +\pi$, как и ранее. Однако, в отличие от одномерного случая, теперь составляющие должны отображаться на некоторой двумерной ограниченной поверхности. Такой поверхностью является поверхность тора в трёхмерном пространстве, на котором следовало бы отобразить линию сигналов и вектор принятого сигнала. На языке математики эта поверхность оказывается двумерной, нелинейной, неизотропной, топологически одинаково замкнутой по обоим измерениям с максимальной длиной линии по ним в пределах $-\pi, +\pi$, и имеющей конечный объём, равный $(2\pi)^2$. Однако на такой поверхности корректная математика сложна (нелинейная поверхность с переменной кривизной и, следовательно, весьма неудобной метрикой).

Поэтому удобнее воспользоваться её разрывной плоской моделью, а именно участком обычной двумерной плоскости, представляющим собой квадрат со стороной 2π . На такой модели обычная евклидова метрика сохраняется. Аналогично одномерному случаю все противоположные стороны квадрата, представляющего собой всю область определения вектора $d\Phi_2$, должны быть топологически отождествлены аналогично тому, как это делалось ранее в одномерном пространстве. Преобразования $u \rightarrow d\varphi_2 \rightarrow d\Phi_2$ показаны на рисунке 2, на котором дана обычная плоскость полных фаз $d\varphi_2$. На этой плоскости для

полного сектора обзора u в пределах $-1 \div +1$ построена линия сигналов, отображающая поведение полных фаз на выходах двух баз с размерами d_1, d_2 . Эта линия является прямой, и её точки представляют все значения угла u и соответствующие им пары значений вектора полной разности фаз $d\Phi_2(d\varphi_1, d\varphi_2)$, получаемые в отсутствие каких-либо ошибок измерений и помех. Координатные оси будем нумеровать в порядке возрастания размеров баз, и тогда полная фаза $d\varphi_2$ будет отвечать базе с наибольшими размерами. Линия сигналов в пространстве $d\Phi_2$ делится на отрезки, содержащие периоды полной фазы $d\Phi_2$, равные 2π и пронумерованные, начиная с нуля (при $u=0$) в обоих направлениях изменения параметра (для $u>0$ и $u\leq 0$).



рисунк 2. Линия сигналов в двумерных пространствах $d\varphi_2$ и $d\Phi_2$

Выделим на рисунке 2 начальный отрезок ЛС, соответствующий нулевому периоду полной фазы $d\Phi_2$. Видно, что он состоит из трёх участков, отмеченных символами а, б, в. Переход к измеряемой разности фаз $d\Phi_2$ означает отображение линии сигналов в новом пространстве, которое является вырезкой из плоскости $d\varphi_2$. Новое пространство является квадратом со стороной 2π , стороны которого топологически отождествлены аналогично одномерному случаю. Этот квадрат и есть пространство измеряемых фаз $d\Phi_2$. Рассматривая отрезок ЛС, соответствующий начальному периоду фазы $d\varphi_2$ можно видеть, что он целиком отображён в пространстве $d\Phi_2$, но при этом разрезан на три части (а, б, в). Если никакие точки всей линии сигналов не совпадают – разрешение

однозначности измерения параметра u для данной пары баз принципиально возможно. Если же какие-либо точки или участки ЛС накладываются друг на друга – однозначно определить величину u в этих точках или участках принципиально невозможно.

Напротив, любой результат измерения разностей фаз $d\Phi_2=(d\Phi_1, d\Phi_2)$, полученный с наложенными ошибками и помехами, отобразится в пространстве баз на рисунке 2 точкой u_i , вероятнее всего, не лежащей на линии сигналов. В таком случае возникает необходимость интерпретации данного измерения пары разностей фаз с ошибками как некоторого значения u'_i , соответствующего ближайшей точке линии сигналов. Для этого необходимо спроектировать точку u'_i на линию сигналов. Тогда её проекция u'_i окажется в том или ином периоде отсчёта $d\phi_2$ по старшей базе. Такое проектирование полученного вектора измеренной фазы на период линии сигналов означает разрешение неоднозначности, а если период «свой», то неоднозначность разрешена правильно.

Следовательно, необходимо определить понятия: «свой период» «ближе», «дальше», «проектирование», «опускание перпендикуляра», корректно введя евклидову метрику в пространстве сигналов так, как это предписывается теорией потенциальной помехоустойчивости (Котельников В.А. 1956; Харкевич А.А., 1965). Отметим, что описанные операции являются точным эквивалентом известного алгоритма расчёта взаимокорреляционной функции идеального и принятого сигналов и последующим определением положения её максимума. В предыдущем разделе было показано построение линии сигналов как отображение некоторой функции в одномерном замкнутом пространстве. В таком случае аргумент функции оказывается периодическим, а значение его единственного периода равно 2π . Функция одномер-

ного аргумента оказывается также периодической, имеющей тот же единственный период. Оказывается, что двумерный случай более сложный, и необходимо уточнять как период независимой переменной, так и само понятие периодической функции в многомерном пространстве.

По определению, функция $f(x)$ периодична, если $f(x)=f(x+P)$, где P – её период. В математике для функций нескольких переменных показывается, что, если векторный аргумент функции имеет периодические компоненты с периодами P_i , называемые основными, то аргумент и сама функция по аналогичному определению обладают дополнительным множеством вторичных периодов (Yumtekker V., 1965). В случае двух периодических аргументов функция называется двоякопериодической и имеет вторичные периоды, определяемые выражением $P=[(m_1P_1)^2+(m_2P_2)^2]^{0.5}$, где m_1 и m_2 – любые целые и взаимно простые числа (т.е. не имеющие общих делителей). Пару чисел m_1 и m_2 можно представлять простым вектором m_2 мерности 2.

Для рассматриваемого пространства $d\phi_2$ основные периоды по осям $d\phi_1, d\phi_2$ одинаковы ($P_1=P_2=2\pi$), и, следовательно, вторичные периоды в пространстве сигналов равны $P=2\pi[m_1^2+m_2^2]^{0.5}$, при этом их число, а также и число самих периодических функций не ограничено. Так как ЛС является функцией векторного периодического аргумента, то она сама также периодична. Это даёт возможность получать длину ЛС с тем или иным собственным периодом, выбирая тот или иной простой вектор m_2 .

Построение линии сигналов, проведённое ранее в одномерном пространстве для одной базы и трёх характерных случаев, выделило из последних согласованное использование пространства сигналов. Переходя к двумерному пространству $d\Phi_2$, построим

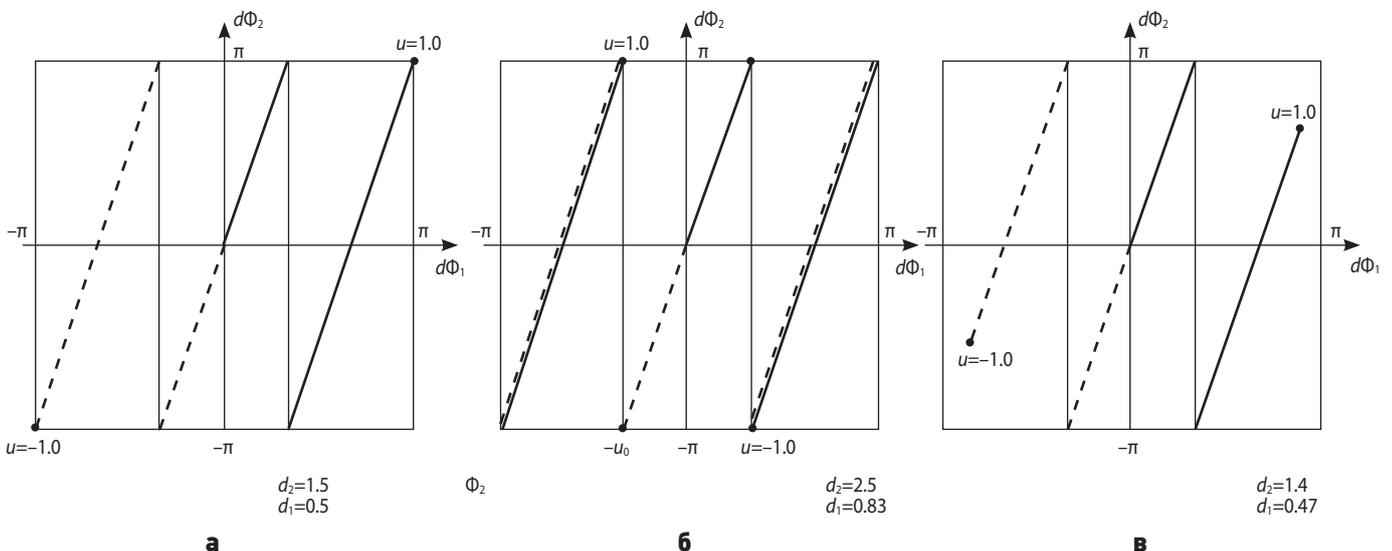


рисунок 3. Линии сигналов в двумерном пространстве $d\phi_2$ и $d\Phi_2$

аналог рисунка 1. В качестве примера выберем простой вектор $m_2=(1, 3)$ и пару баз, положив $d_1=m_1/2$ и $d_2=m_2/2$. Затем построим ЛС в ПС $d\Phi_2$, аналогично рисунку 2. Результат построения (рисунок 3а) показывает, что выбранная пара баз даёт согласованное использование пространства сигналов в полном диапазоне определения параметра u .

Для этих баз длина ЛС максимальна, а отрезки линии сигналов, соответствующие её периодам по переменной Φ в пространстве $d\Phi_2$, максимально удалены друг от друга. То есть полученная пара баз для выбранных значений m_2 и d_2 согласована и оптимизирована по надёжности. Для сокращённой области определения $\pm u_0$, пропорционально увеличив базы d_1, d_2 , можно дополнительно повысить точность измерений (рисунок 3б), сохраняя ту же надёжность. Напротив, уменьшение величин баз d_1, d_2 уменьшит их потенциальную точность (рисунок 3в), не меняя надёжность измерений и сохранив полный диапазон определения u .

Обратившись снова к рисунку 3а, покажем раскрытие неоднозначности отсчётов как определение периода ЛС, наиболее близкого к паре отсчётов измеренных фаз $\delta\Phi(\delta\Phi_1, \delta\Phi_2)$. В согласованном случае ЛС всегда делится на целое число m_2 отрезков, соответствующих периодам отсчёта по старшей базе. Рассматривая эти периоды как отдельные объекты, их можно представить системой дискретных сигналов в пространстве $d\Phi_2$. По теории потенциальной помехоустойчивости (Котельников В.А., 1956), построение собственных областей таких сигналов и знание статистики ошибок вектора измерений пары фаз позволяет найти вероятность попадания этого вектора в ту или иную собственную область (Харкевич А.А., 1965). На рисунке 4 даны: пространство $d\Phi_2$ для двух баз d_1, d_2 , порождённых вектором $m=(m_1, m_2)=(1, 3)$, линия сигналов, состоящая из трёх периодов полной фазы $d\Phi_2 (L_0, L_1, L_{-1})$, и три собственные области этих периодов (0, 1, -1).

Начальный период ЛС L_0 , включающий точку с $u=0$, есть прямая, описанная уравнением $d\Phi_2=k_{21}d\Phi_1$. Периоды L_1 и L_{-1} описываются аналогичными уравнениями прямых, но смещёнными по оси $d\Phi_1$ на величину $\pm 2\pi/m_2$. Так как собственные области периодов ЛС в пространстве $d\Phi_2$ – это параллелограммы, то периоды ЛС можно заменить точками их пересечения с подпространством $d\Phi_1$ с мерностью на единицу меньше пространства сигналов $d\Phi_2$. В данном случае подпространство $d\Phi_1$ представлено осью $d\Phi_1$. Точки пересечения периодов ЛС с осью $d\Phi_1$ для краткости назовём нулями периодов (или просто нулями). Тогда собственные области в подпространстве периодов ЛС $d\Phi_2$ представлены отрезками оси $d\Phi_1$. Все области одинаковы, их длина равна $2\pi/m_2$, полуширина собственной области равна $G_1=(\pi/m_2)$, а нули находятся в центрах собственных областей.

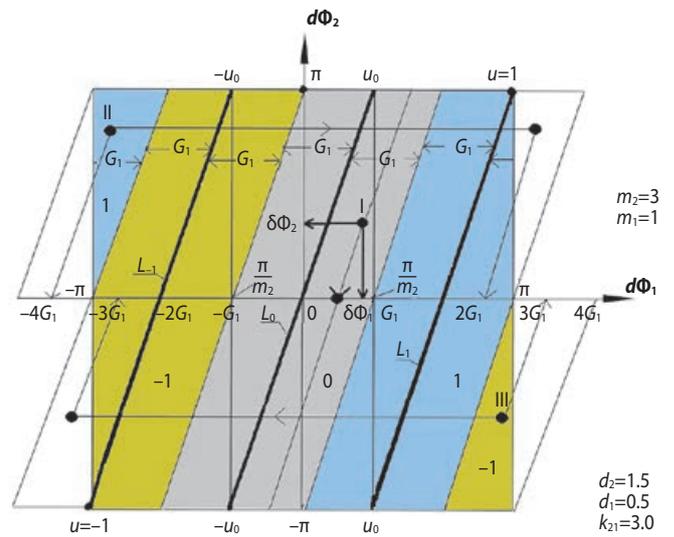


рисунок 4. Линии сигналов в двумерном пространстве $d\Phi_2$ и $d\Phi_1$

На рисунке 4 также показан вектор отсчётов I измеренных фаз $\delta\Phi(\delta\Phi_1, \delta\Phi_2)$, содержащий ошибки и находящийся в собственной области 0 периода L_0 старшей базы. Проведём через точку I прямую линию параллельно ЛС и запишем её уравнение: $d\Phi_2=k_{21}d\Phi_1+b$, где b – координата точки пересечения линии с осью ординат. Тогда координата точки пересечения прямой на оси $d\Phi_1$ равна $b/k_{21}=d\Phi_1-d\Phi_2/k_{21}=\Delta\Phi$. Величина $\Delta\Phi$ есть проекция вектора отсчёта в направлении ЛС на подпространство $d\Phi_1$ – т.е. на ось $d\Phi_1$, разделённую на собственные области 0, 1, -1. Попадание величины $\Delta\Phi$ в собственную область 0 периода L_0 ЛС фиксирует этот период и тем самым раскрывает неоднозначность измеряемых фаз.

Величина $\Delta\Phi$ является ключом к раскрытию неоднозначности и заслуживает своего особого названия – приведённой разности фаз. Приведённая разность фаз $\Delta\Phi$ является случайной одномерной величиной, и её выход за пределы собственной области «правильного» периода приводит к появлению грубых ошибок. Для оценки их вероятности достаточно иметь дисперсию $\Delta\Phi$, которая находится как результат линейной комбинации двух также случайных результатов измерений $\delta\Phi_1, \delta\Phi_2$, полученных по базам d_1, d_2 . При этом исходной является ковариационная матрица $K(\delta\Phi)$ двумерного распределения $W(\delta\Phi)$ вектора измерений $\delta\Phi(\delta\Phi_1, \delta\Phi_2)$ (Крамер Г., 1975). В свою очередь, матрица $K(\delta\Phi)$ определяется конкретной моделью образования пары отсчётов по разностям отдельных фаз, рассмотрение которой выходит за рамки настоящего анализа. Для каждой отдельной фазы распределение $W(\delta\Phi)$ обычно можно считать нормальным. Таким образом, построение собственных областей периодов для той или иной

системы двух баз и расчёт вероятностных характеристик приведённой разности фаз $\Delta\Phi$ раскрывает неоднозначность полученного измерения решением системы простых неравенств.

Так, для отсчёта I измеряемых фаз его принадлежность к собственной области периода L_0 ЛС и, соответственно к области определения параметра $-u_0 < u < u_0$ означает выполнение неравенства:

$$-G_1 < (\delta\Phi_1 - \delta\Phi_2/k_{21}) < G_1.$$

То есть для правильного отсчёта u необходимо иметь $|\Delta\Phi| < \pi/3$.

Принадлежность отсчёта II к периоду L_1 ЛС и области определения параметра $u_0 < u < 1$ определяется выполнением неравенства:

$$G_1 < (\delta\Phi_1 - \delta\Phi_2/k_{21}) < 3G_1. \tag{1}$$

Если величина $\delta\Phi_2 > 0$, а приведённая разность $\Delta\Phi$ имеет значения, лежащие в пределах $-4G_1 < \Delta < -3G_1$, то необходимо найти новую величину $\Delta\Phi + 2\pi$ и подставить её в неравенство (1). Точно так же, принадлежность отсчёта III к периоду L_{-1} ЛС и области $-1 < u < -u_0$ соответствует выполнению неравенства:

$$-3G_1 < (\delta\Phi_1 - \delta\Phi_2/k_{21}) < -G_1. \tag{2}$$

И здесь, если величина $\delta\Phi_2 < 0$ и одновременно приведённая разность $\Delta\Phi$ оказывается лежащей в пределах $3G_1 < \Delta < 4G_1$, то следует найти значение $\Delta\Phi - 2\pi$ и вернуться к неравенству, указанному в (2). Таким образом, проверка приведённой разности фаз по системе (1), (2) неравенств однозначно отнесёт полученный отсчёт к некоторому периоду ЛС.

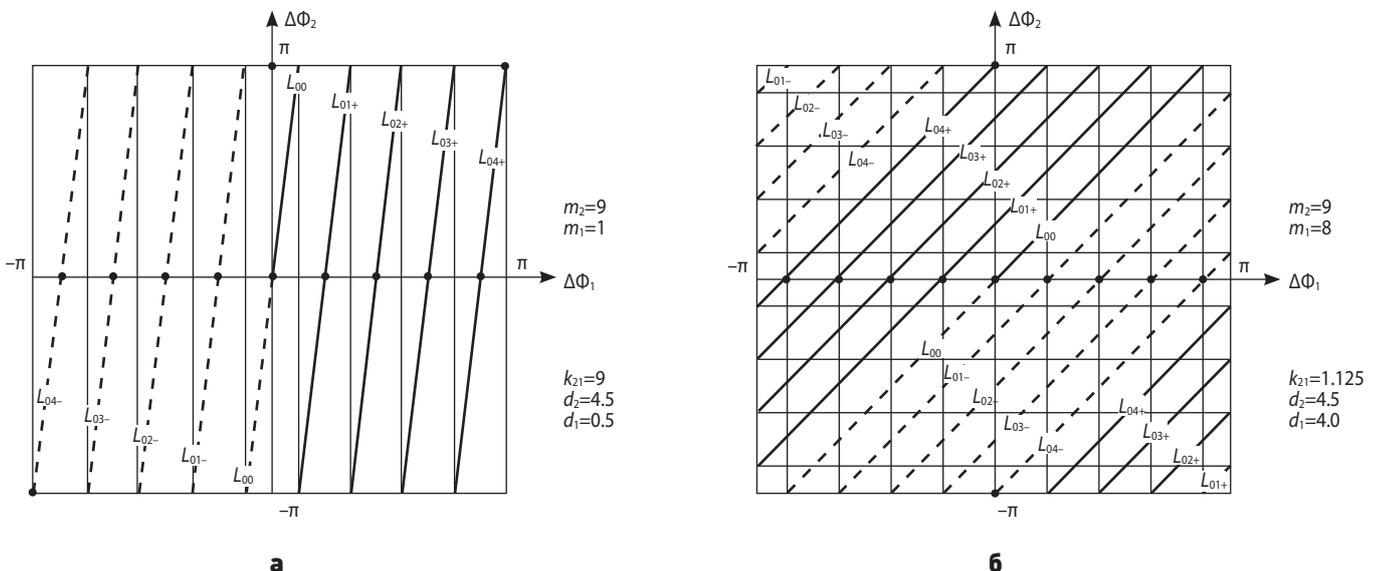
Рисунки 3, 4 показывают, что любой простой вектор $m_2=(m_1, m_2)$ полностью определяет согласованную систему двух баз с размерами $d_1=m_1/2$ и $d_2=m_2/2$. В качестве примера на рисунке 5 приводятся результаты отображения $d\phi_2 \rightarrow d\Phi_2$ для двух максимально различных простых векторов m_2 при фиксированной

старшей базе: $m_2=(1.9)$ и $m_2=(8.9)$. Легко видеть, что для всех промежуточных вариантов простых векторов при фиксированной старшей базе всё сказанное выше (ЛС, разделённая на три периода по собственным областям в подпространстве $d\Phi_1$) остаётся неизменным, изменился лишь коэффициент k_{21} , и, следовательно, дисперсия величины $\Delta\Phi$ будет меняться от минимальной для $m_2=(1.9)$ до максимальной для $m_2=(8.9)$ (практически удвоенной). Отметим, что условие правильного отсчёта здесь довольно жёсткое: $|\Delta\Phi| < \pi/9$. Отсюда видим, что увеличение размеров старшей базы всегда ограничивается ошибками отсчётов отдельных фаз.

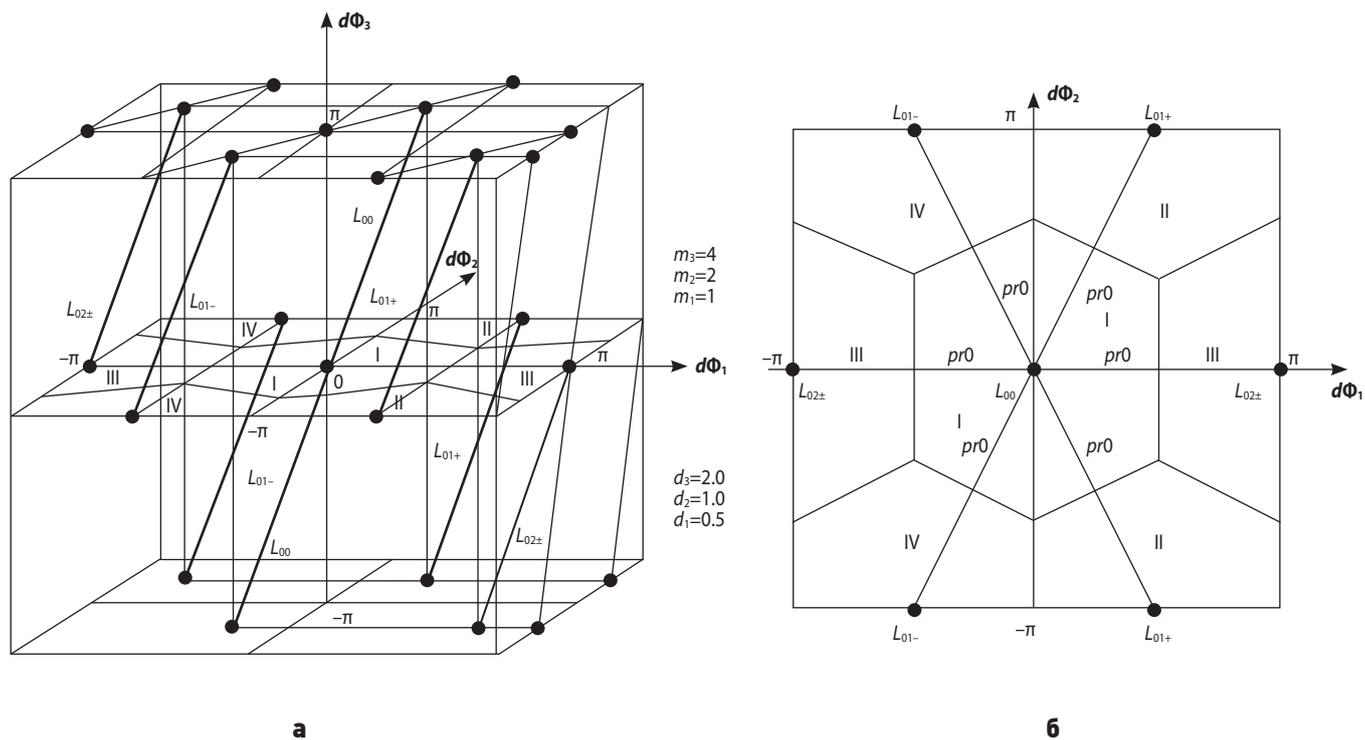
Также видно, что одновременная оптимизация по надёжности и точности измерения параметра u невозможна. Поэтому, проектируя многошкальный измеритель, нужно либо выбирать один вариант из двух, либо строить параллельно две системы обработки, использующие одни и те же входные данные. Что же касается самого алгоритма раскрытия неоднозначности, то необходимо отметить его простоту. Действительно, он не содержит вычислительных операций и представляет собой лишь блок логических операций выбора в системе m_2 неравенств, описывающих собственные области. В общем случае для $n > 2$ это остаётся неизменным.

5. Геометрическая интерпретация многозначности в общем случае

Далее при переходе к числу баз более двух общий подход остаётся неизменным, и лишь все сказанное необходимо интерпретировать в пространстве с числом измерений более двух. Теперь ЛС становится пространственным объектом, а собственные области – плоскими или пространственными фигурами.



рисунк 5. Линии сигналов в двумерном пространстве $d\Phi_2$



рисунк 6. Линии сигналов в трёхмерном пространстве $d\Phi_1$ и $d\Phi_2$

Для иллюстрации приведём простейший пример трёхбазовой системы, а затем, учитывая ограничения по объёму данной статьи, дадим вербальное описание общего случая.

На рисунке 6 даны: пространство $d\Phi_3$ для трёх баз d_1, d_2, d_3 , порождённых вектором системы $m=(m_1, m_2, m_3)=(1, 2, 4)$; ЛС, содержащая четыре периода полной фазы $d\Phi_3(L_{00}, L_{01+}, L_{01-}, L_{02\pm})$, и подпространство $d\Phi_2$ четырёх собственных областей этих периодов (I, II, III, IV).

Видно, что линия сигналов и её периоды «рассыпаются» аналогично случаю для $d\Phi_2$ при $m=(8,9)$ на отдельные отрезки и целиком представлен лишь начальным периодом L_{00} . Остальные два периода ЛС разделились на шесть частей, которые показаны на рисунке 6а. Подпространство собственных областей периодов представлено плоскостью $d\Phi_1, d\Phi_2$, оно дано отдельно на рисунке 6б. Границы каждой из четырёх собственных областей представлены прямыми, проведёнными через середины отрезков прямых, соединяющих пары ближайших нулей периодов. Угол между границами и отрезками прямых определяется главными осями эллипса рассеивания приведённой разности фаз $\Delta\Phi$ (Харкевич А.А., 1965). Здесь для простоты принято круговое рассеивание, и, следовательно, этот угол – прямой. Приведённая разность фаз $\Delta\Phi_2$ является двумерным вектором, и её эллипс рассеивания заключён в собственной области того или другого периода.

Далее, при увеличении числа баз $n>3$ наглядность образов многомерной геометрии будет теряться. Гра-

ницы собственных областей становятся гиперплоскостями, мерность вектора приведённой разности фаз становится выше двух. Поэтому в изложении необходимо переходить к использованию средств аналитической геометрии для числа измерений $n>3$ и формализма линейной алгебры (Розенфельд Б.А., 1966). Тем не менее, алгоритм по-прежнему состоит из тех же нескольких шагов, а именно:

А – определение расположения нулей периодов в подпространстве собственных областей $d\Phi_{n-1}$, мерность которого на единицу меньше ПС;

Б – аффинное проектирование (т.е. в направлении ЛС) точки результатов измерения разностей фаз на пространство собственных областей $d\Phi_{n-1}$, т.е. определение вектора приведённой разности фаз $\Delta\Phi_{n-1}$;

В – определение эллипса рассеивания (дисперсии) вектора приведённой разности фаз $\Delta\Phi_{n-1}$ (имеющего мерность $n-1$);

Г – описание собственных областей периодов в виде систем гиперплоскостей, строящихся аналогично трёхмерному случаю;

Д – составление систем неравенств для m_n собственных областей и расчёт вероятности ошибок правильного измерения.

На шаге А в пространстве $d\Phi_n$ каждый нуль есть вектор ${}_r\Phi_0=({}_r\Phi_{01}, \dots, {}_r\Phi_{0(n-1)})$, где r – текущий номер периода, а общее число нулей периодов – старшая компонента простого вектора m_n , определяющего систему баз. Каждая составляющая вектора ${}_r\Phi_0$ сначала находится в значениях полной фазы φ , а затем преобразуется в измеряемую фазу.

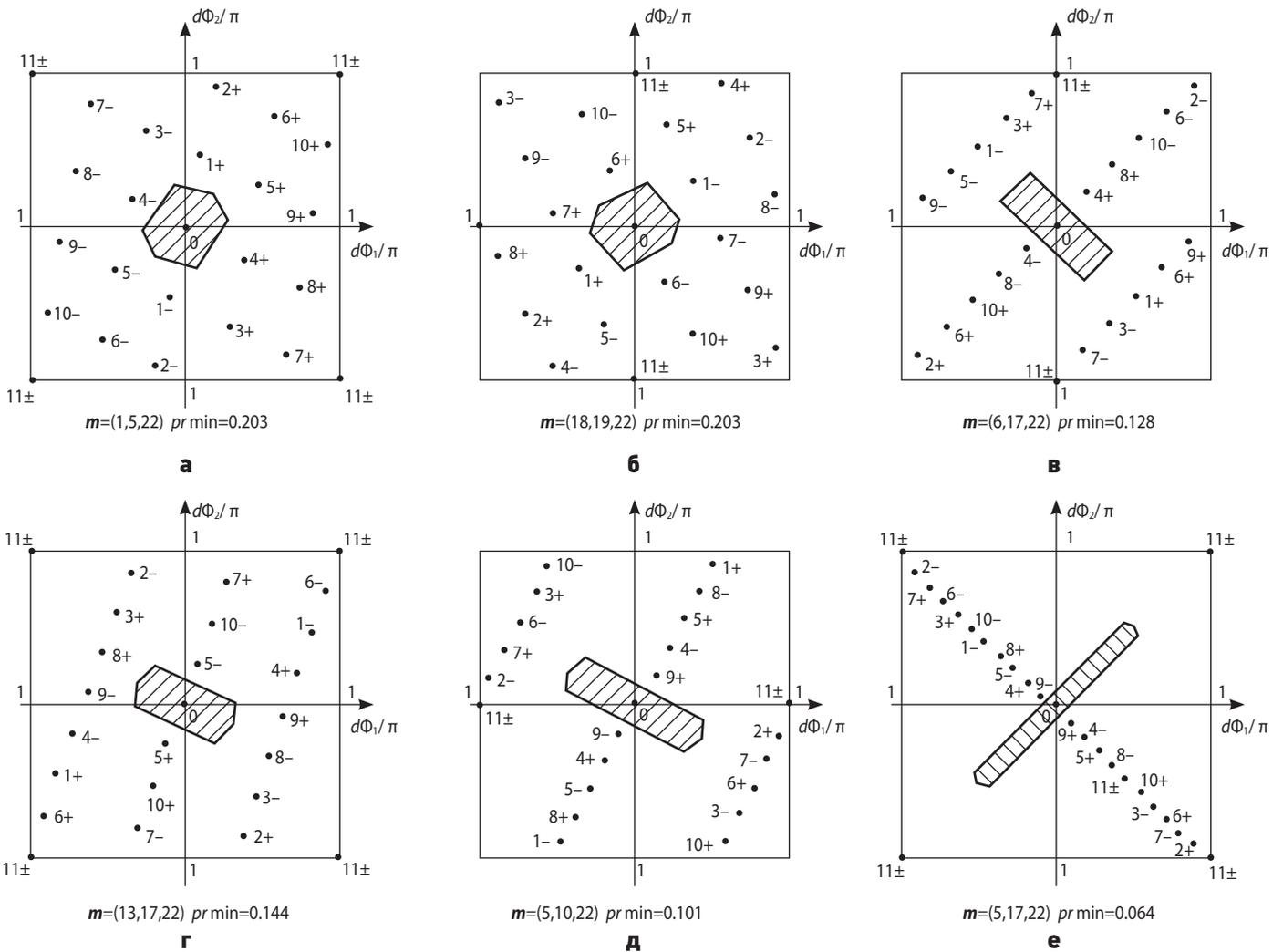


рисунок 7. Собственные области периодов в пространстве $d\Phi_3$ и $d\Phi_3$

На шаге Б находится вектор приведённой разности $\Delta\Phi$ получаемый из вектора текущего отсчёта $\delta\Phi(\delta\Phi_1, \dots, \delta\Phi_n)$ линейным преобразованием с матрицей $A_{\delta\Phi}: \Delta\Phi = A_{\delta\Phi} \delta\Phi$, где строка матрицы $A_{\delta\Phi}$ определяется выражением, определяющим составляющие $n-1$ приведённых разностей фаз $\Delta\Phi = (\delta\Phi_i - \delta\Phi_n/k_{ni})$ при $i=1, \dots, (n-1)$.

В шаге В определяется ковариационная матрица $K(\delta\Phi)$ вектора реальных измерений $\delta\Phi$. Отправляясь от ковариационной матрицы Σ_Φ ошибок вектора измеренных фаз Φ , находим ковариационную матрицу $K(\delta\Phi)$ для вектора измерения $\delta\Phi$ как результат линейного преобразования $\Phi \rightarrow \delta\Phi: K(\delta\Phi) = A_{\delta\Phi} \Sigma_\Phi A_{\delta\Phi}^T$.

В шаге Г находятся границы собственных областей в пространстве $d\Phi_{n-1}$, представленные гиперплоскостями и описанными линейными уравнениями: $G_{n-1} = \Phi_n^T \cdot \Gamma_{0r} - d_{or}$ при $r=0, \pm 1, \dots, \pm E[0.5m_n]$, где d_{or} есть расстояния от центра области до ближайших нулей; Φ_n – вектор-координат пространства $d\Phi_n$; Γ_{0r} – вектор-столбец направляющих косинусов осей эллипсоида рассеивания компонент приведённых разностей фаз $\Delta\Phi$.

В шаге Д составляются системы неравенств для m_n собственных областей нулей периодов по парам ближайших нулей, и определение (оценка) вероятностей ошибок.

На первый взгляд, алгоритм кажется сложным, однако это не так. По сути он состоит из немногих формул аналитической геометрии в n -мерном обобщении, компактная запись которых реализуется также немногими формулами линейной алгебры. Все шаги реализуются лишь единожды при проектировании и выборе варианта системы баз. В реальной работе необходимо выполнять лишь шаг Б и первую часть шага Д (логические операции решения неравенств), поэтому реализация алгоритма на ЦВМ оказывается весьма эффективной.

В заключение рассмотрим ещё один пример для $n=3$, позволяющий в какой-то мере дать общее представление об облике многобазового измерителя. Выберем несколько вариантов векторов измерителя m_n и покажем результаты расчёта собственных областей. При этом старшую базу положим фиксированной, с длиной, равной $d_3=11$, что даёт в общей сложности 23 собственных области периодов. На рисунке 7 по-

казана плоскость собственных областей $d\Phi_{n-1}=d\Phi_2$, на которой рассчитаны и построены решётки нулей периодов ЛС и сами собственные области начального периода. При этом все системы полагались согласованными. Тогда собственная область начального периода и распределение вероятностей приведённой разности фаз полностью характеризуют систему в целом по грубым ошибкам при вариациях компонент вектора m_n .

Собственная область представляет собой выпуклый многоугольник, и её приближение к окружности показывает оптимальность варианта. Дополнительно, как количественная характеристика области, для каждого случая приведена её минимальная полуширина. Её сравнение с дисперсией величины $\Delta\Phi$ в первом приближении также характеризует возможность появления грубых ошибок. Для первичных оценок системы баз распределение величины $\Delta\Phi$ достаточно считать круговым. Рисунок 7 показывает, что собственные области весьма разнообразны. Рисунок 7а с оптимальным вектором $m_n=(1, 5, 22)$ должен обеспечивать минимум грубых ошибок, так как ошибки приведённой разности фаз в каждой паре баз определяются практически одной низшей базой, а нули периодов максимально удалены друг от друга. Этот случай является аналогом рисунка 5а.

Однако на практике не всегда удаётся реализовать базу $d=0.5$, и поэтому низшую базу приходится увеличивать. Тогда, предельным случаем системы баз является рисунок типа 5б, а его аналогом для трёх баз служит рисунок 7б при $m_n=(18, 19, 22)$. И здесь, как на рисунке 5, собственная область оказывается такой же оптимальной, но дисперсия величины $\Delta\Phi$ растёт, так как соотношение баз приближается к единице. Соответственно, вероятность грубых ошибок возрастает. Обнаруженное сходство двумерных собственных областей следует считать скорее случайностью, как можно убедиться, обращаясь к остальным приведённым примерам (7в–7е). Они показывают, что собственные области бывают различными и могут приводить к значительному увеличению вероятности грубых ошибок. По-видимому, на сегодня рецепт синтеза оптимальных собственных областей при простых векторах, отличающихся от вектора типа $m_n=(1, 5, 22)$, не известен, и пока приходится прибегать к простому перебору.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Рассмотрена задача разрешения неоднозначности измерений в многошкальных фазовых системах, дана геометрическая интерпретация получения однозначного отсчёта на основе методики теории потенциальной помехоустойчивости сигналов по Котельникову.

Предложенная интерпретация позволяет анализировать различные варианты многошкальных измерительных систем с периодическими шкалами, сравнивать их между собой по степени приближения к оптимальным, и, наконец, выбирать схемы, удобные в реализации, но, тем не менее, достаточно близкие к оптимальным по надёжности точного отсчёта.

Даны методические основы построения простых и экономных в вычислительном отношении алгоритмов раскрытия неоднозначности, заключающихся преимущественно в формировании системы линейных преобразований разностей отсчётов на выходах пар фазометров (дающих отсчёты в пределах $0 \div 2\pi$) и реализуемых как решение системы неравенств, определяемых соотношениями между базами.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

Евграфов А.Е., Поль В.Г. К вопросу космической съемки 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.

Ефанов В.В., Клименко Н.Н., Семункина В.И., Шостак С.В. Космическая система дистанционного зондирования Земли на базе космического аппарата Аркон: к 20-летию первого запуска // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 4. С. 25-34.

Казаринов Ю.М. Радиотехнические системы. М.: Высшая школа, 1990. 496 с.

Котельников В.А. Теория потенциальной помехоустойчивости. М.: Госэнергоиздат, 1956. 151 с.

Крамер Г. Математические методы статистики. М.: Мир, 1975. 648 с.

Розенфельд Б.А. Многомерные пространства. М.: Наука, 1966. 648 с.

Уиттеккер У. Курс современного анализа. ИЛ, 1965. 513 с.

Харкевич А.А. Борьба с помехами. М.: Наука, 1965. 276 с.

Школьный Л.А. и др. Радиолокационные системы воздушной разведки, дешифрирование радиолокационных изображений: учеб. М.: Издание ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2008. 530 с.

Rosen P. et al. Synthetic Aperture Radar Interferometry // Proc. of IEEE. March 2000. V. 88, № 3. P. 333-382.

Статья поступила в редакцию 19.01.2018 г.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ВОЗДЕЙСТВИЯ ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ ПОТОКОВ МЕЛКОДИСПЕРСНЫХ ЧАСТИЦ НА ПОВЕРХНОСТИ РАДИАЦИОННОГО ТЕПЛООБМЕННИКА МОДУЛЯ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА И ХОЛОДИЛЬНИКА-ИЗЛУЧАТЕЛЯ БОРТОВОЙ ЯДЕРНОЙ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ УСТАНОВКИ

MODELING OF THE PROCESS OF HIGH-SPEED FLOWS OF FINE PARTICLES ON THE SURFACE OF THE RADIATION HEAT EXCHANGER OF THE ONBOARD EQUIPMENT MODULE OF THE SPACECRAFT AND THE COOLER-RADIATOR OF THE ONBOARD NUCLEAR POWER PLANT

В.Д. Атамасов¹,
профессор, доктор технических наук,
kbarsenal@kbarsenal.ru;
V.D. Atamasov

А.Ю. Данилюк¹,
доцент, кандидат технических наук,
kbarsenal@kbarsenal.ru;
A.U. Daniluk

И.И. Дементьев¹,
iidementev@mail.ru;
I.I. Dementyev

В.И. Погорелов²,
профессор, доктор технических наук,
komdep@bstu.spb.su;
V.I. Pogorelov

А.Н. Устинов³,
arsenal@mzarsenal.spb.ru;
A.N. Ustinov

И.А. Шевкунов⁴,
кандидат технических наук,
mysterious1983@mail.ru;
I.A. Shevkunov

Известно, что при воздействии на космический аппарат высокоскоростных потоков мелкодисперсных частиц, например, мелкодисперсных облаков космического мусора антропогенного происхождения, вокруг космического аппарата образуется плазменная атмосфера, получившая название собственной внешней атмосферы. Указанная атмосфера в основном генерируется извержениями из поверхности конструктивных элементов космического аппарата плазмоедов, протуберанцев, а также других газопылевых образований (атомов, молекул, кластеров, кристаллов, микрочастиц). В статье приведены математические модели процесса воздействия высокоскоростных потоков мелкодисперсных частиц на поверхности радиационного теплообменника модуля бортовой аппаратуры космического аппарата и холодильника-излучателя бортовой ядерной энергетической установки, представлен график зависимости минимального времени существования собственной внешней атмосферы от высоты орбиты функционирования космического аппарата.

Ключевые слова: космический аппарат; радиационный теплообменник; холодильник-излучатель.

It is known that when a high-speed stream of fine particles, for example, of fine-dispersed clouds of space debris of anthropogenic origin, is exposed to a space vehicle, a plasma atmosphere called the own external atmosphere is formed around the spacecraft. This atmosphere is mainly generated by eruptions from the surface of the structural elements of the spacecraft of plasmoids, prominences, and other gas-dust formations (atoms, molecules, clusters, crystals, microparticles). In the article, mathematical models of the process of the effect of high-speed stream of fine particles on the surface of the radiative heat exchanger of the onboard equipment module of the space vehicle and the radiator-radiator of the onboard nuclear power plant are presented. The graph of the dependence of the minimum time of the own external atmosphere existence on the orbit height of the spacecraft functioning is presented.

Keywords: spacecraft; radiation heat exchanger; refrigerator-emitter.

¹ АО «КБ «Арсенал», Россия, Санкт-Петербург.
Joint Stock Company «Design Bureau «Arsenal», Russia,
Saint-Petersburg.

² БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, Россия,
Санкт-Петербург.
Baltic State Technical University «VOENMEKH» named
after D.F. Ustinov, Russia, Saint-Petersburg.

³ ОАО «МЗ «Арсенал», Россия, Санкт-Петербург.
Open Joint Stock Company «Machine Building Plant
«Arsenal», Russia, Saint-Petersburg.

⁴ Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского,
Россия, Санкт-Петербург.
Military Space Academy named after A.F. Mozhaisky,
Russia, Saint-Petersburg.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ВОЗДЕЙСТВИЯ ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ ПОТОКОВ МЕЛКОДИСПЕРСНЫХ ЧАСТИЦ НА ПОВЕРХНОСТИ РАДИАЦИОННОГО ТЕПЛООБМЕННИКА МОДУЛЯ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА И ХОЛОДИЛЬНИКА-ИЗЛУЧАТЕЛЯ БОРТОВОЙ ЯДЕРНОЙ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ УСТАНОВКИ

На рисунке 1 представлен общий вид одного из многочисленных проектов транспортного энергетического модуля (ТЭМ) с ядерной энергетической установкой (ЯЭУ), трансформируемого на орбите функционирования из транспортного положения в рабочее состояние. Показано, что ЯЭУ с помощью системы отодвижения удаляется от приборного отсека, что позволяет снизить радиационное воздействие работающего ядерного реактора на чувствительные системы и материалы конструкции космического аппарата (КА).

На конструкционных элементах системы отодвижения размещены секции холодильника-излучателя (ХИ) бортовой ЯЭУ и радиационного теплообменника (РТО) модуля бортовой аппаратуры ТЭМ. Наружные поверхности холодильника-излучателя и радиационного теплообменника имеют площади, существенно превышающие площади других конструкционных элементов, что предопределяет их доминирующее значение при формировании собственной внешней атмосферы (СВА) вследствие бомбардировки аппарата высокоскоростными потоками (ВП) мелкодисперсных частиц (МДЧ) естественного и антропогенного происхождения. Около 90% вещества будет инжектировано в забортное пространство с поверхностей указанных элементов в виде отколовшихся частиц, кластеров, кристаллов, плазмидов и протуберанцев. Поэтому изучению процессов ударного взаимодействия высокоскоростных потоков мелкодисперсных частиц с ХИ и РТО уделяется особое внимание.

Основным назначением излучающих элементов систем обеспечения тепловых режимов (СОТР) модуля бортовой аппаратуры (Москатынцев И.В. и др., 2017; Экономов А.П. и др., 2017) и бортовой ЯЭУ транс-

портного энергетического модуля является сброс избыточной теплоты излучением в окружающую среду. При этом любой РТО осуществляет как собственное излучение, так и поглощение лучистой энергии от внешних источников, основными из которых для КА являются Солнце и Земля. Для обеспечения необходимого соотношения уровней излучаемого и поглощаемых тепловых потоков поверхность РТО должна обладать необходимыми оптическими характеристиками. Для описания оптических свойств поверхностей РТО и ХИ принято использовать следующие коэффициенты (Санего М.К. и др., 2012; Куландин А.А. и др., 1979; Атамасов В.Д. и др., 2016):

1. Степень черноты ε , характеризующую излучательную способность поверхности РТО в инфракрасном диапазоне спектра электромагнитного излучения.

2. Коэффициент поглощения солнечного излучения A_s , определяющий поглощательную способность поверхности РТО в видимом диапазоне спектра электромагнитного излучения.

Поверхность материалов излучателей теплоты не обладает необходимыми для обеспечения требуемого уровня тепловых потоков оптическими свойствами. Поэтому при создании ТЭМ для достижения требуемых значений оптических характеристик на поверхности радиаторов наносят терморегулирующие покрытия (ТРП). Известные ТРП можно разделить на два типа, различающиеся по признаку процесса деградации их поверхностей под действием бомбардировки ВП МДЧ.

1. Однородные ТРП. Необходимые оптические характеристики этих покрытий достигаются специальной обработкой поверхности материала РТО, как правило, металлической. Дефекты, возникаю-



рисунк 1. Общий вид проекта транспортного энергетического модуля с ядерной энергетической установкой

щие на поверхности таких радиационных теплообменников при воздействии ВП МДЧ, характерны для высокоскоростного удара по полубесконечным пластичным мишеням. Они представляют собой микрократеры в материале радиатора (рисунок 2а) с характерными буртиками (Новиков Л.С., 2003; Акишин А.И., 2007), окружающими выходы из кратеров.

2. Многослойные ТРП. Обеспечение требуемых оптических характеристик достигается нанесением на поверхность РТО терморегулирующих покрытий, состоящих из нескольких слоёв. В результате воздействия ВП МДЧ в материале ТРП возникают микрократеры диаметром $d_{кр}$, вокруг которых в хрупких мишенях образуются радиальные зоны сколов ТРП диаметром $d_{ск}$ и трещин $d_{тр}$ (рисунок 2б). При этом размеры сколов могут до шести раз превышать размеры микрократеров (Новиков Л.С., 2003). Кроме того, в зависимости от относительной толщины хрупкого покрытия и диаметра частиц (как МДЧ, так и частиц продуктов выбросов (Абдурахимов А.А. и др., 2007)) возможен исход, когда сколов покрытия не будет либо будет иметь место поверхностная эрозия, подобная повреждениям однородного ТРП (рисунок 2в).

Суммарная повреждённая кратерами и сколами площадь РТО $S_{повр_{\Sigma}}$, через которую определяется коэффициент деградации ТРП, вычисляется при рассматриваемых параметрах ВП МДЧ с погрешностью не более 17% по следующей формуле:

$$S_{повр_{\Sigma}} = S_{нзт} \cdot th(f_{мдч} \cdot S_{повр_0}), \quad (1)$$

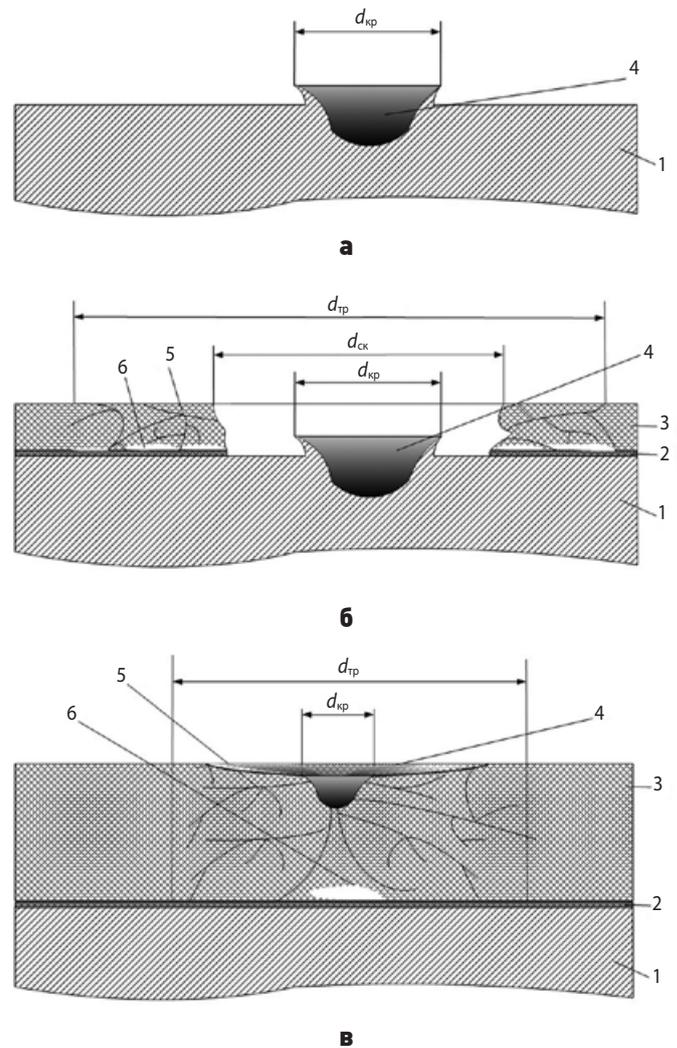
где $S_{нзт}$ – площадь РТО, не затенённая от ВП МДЧ элементами ТЭМ; $f_{мдч}$ – флюенс МДЧ на поверхности РТО; $S_{повр_0}$ – средняя площадь одиночных повреждений ТРП.

Размер одиночного повреждения, образовавшегося в результате соударения МДЧ с поверхностью РТО, определяется кинетической энергией этой частицы, а также особенностями материала радиационного теплообменника и нанесённого терморегулирующего покрытия. Так, общая площадь одиночного повреждения для РТО со свойствами пластичной полубесконечной мишени определяется по следующим формулам:

$$\begin{cases} S_{повр_0} = S_{кр}; \\ S_{кр} = 0,25 \cdot \pi \cdot (k_{уд} \cdot d_{мдч} \cdot \rho_{мдч} \cdot V_{уд}^2)^2, \end{cases} \quad (2)$$

где $S_{кр}$ – площадь кратера;
 $d_{мдч}$ – диаметр МДЧ;
 $V_{уд}$ – относительная скорость встречи МДЧ с поверхностью излучателя;

$k_{уд}$ – коэффициент удара, учитывающий особенности образования дефекта в материале РТО и нанесённом ТРП.



- 1 – металлическая подложка;
- 2 – слой клея;
- 3 – ТРП;
- 4 – кратер;
- 5 – трещины в объёме ТРП;
- 6 – расслоения и неоднородности в объёме ТРП.

рисунок 2. Схемы повреждений в материале терморегулирующего покрытия РТО при воздействии высокоскоростной частицы

Для исследованных в настоящее время типов ТРП в диапазоне скоростей от 3,5 км/с до 7 км/с $k_{уд}$ принимает значения $(1,39-2,3) \cdot 10^{-11}$ м³/Дж.

Для многослойного пластичного или хрупкого ТРП одиночное повреждение характеризуется также площадью скола $S_{ск}$. Величина $S_{повр_0}$ для такого повреждения определяется по следующим формулам:

$$\begin{cases} S_{повр_0} = S_{кр} + S_{ск}; \\ S_{ск} = (k_{ск}^2 - 1) \cdot S_{кр}, \end{cases} \quad (3)$$

где $k_{ск}$ – коэффициент скола, величины которого принимают значения в диапазоне от 2 до 6.

Таким образом, используя уже имеющиеся или полученные вновь экспериментальные значения коэф-

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ВОЗДЕЙСТВИЯ ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ ПОТОКОВ МЕЛКОДИСПЕРСНЫХ ЧАСТИЦ НА ПОВЕРХНОСТИ РАДИАЦИОННОГО ТЕПЛООБМЕННИКА МОДУЛЯ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА И ХОЛОДИЛЬНИКА-ИЗЛУЧАТЕЛЯ БОРТОВОЙ ЯДЕРНОЙ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ УСТАНОВКИ

фициента удара и предельные значения оптических характеристик ТРП, на основе выражений (1)–(3) могут быть рассчитаны результаты повреждения ТРП.

При воздействии высокоскоростного потока МДЧ на поверхности конструктивных элементов КА в забортное пространство выбрасывается значительная масса вещества, на несколько порядков (Акишин А.И., 2007; Малама Ю.Г., 1987) превосходящая суммарную массу бомбардирующих частиц. При толщинах поверхностного терморегулирующего покрытия радиационных элементов КА, значительно превышающих диаметр МДЧ, составляющий от 10 до 100 мкм, суммарная масса выброшенного вещества $m_{\text{выбр}\Sigma}$ может быть оценена по следующей формуле;

$$m_{\text{выбр}\Sigma} = \sum_{i=1}^n m_{\text{выбр}i} + \sum_{j=1}^k \delta_{\text{э}j} \cdot \rho_{\text{э}j} \cdot S_{\text{э}j},$$

где $\delta_{\text{э}j}$ – толщина j -го слоя экранно-вакуумной теплоизоляции (ЭВТИ);

$\rho_{\text{э}j}$ – плотность j -го слоя ЭВТИ;

$S_{\text{э}j}$ – площадь зоны j -го слоя экранно-вакуумной теплоизоляции, поврежденной ВП мелкодисперсных частиц;

$m_{\text{выбр}i}$ – масса продуктов выбросов из i -го элемента конструкции РТО или холодильника-излучателя, расчёт величины которой при образованиях дефектов в виде сколов или трещин материала выполняется при помощи следующих уравнений:

$m_{\text{выбр}i} = S_{\text{повр}\Sigma} \cdot \rho_{\text{ТРП}} \cdot \delta_{\text{ТРП}0}$ (при образованиях дефектов в виде сколов);

$$m_{\text{выбр}i} = \sum_{i=1}^n f_{\text{МДЧ}i} \cdot S_i \cdot m_{\text{кр}i} \text{ (при образованиях дефектов}$$

в виде сколов),

где $\delta_{\text{ТРП}0}$ – толщина ТРП;

$\rho_{\text{ТРП}}$ – плотность материала терморегулирующего покрытия;

S_i – площадь зоны i -го элемента конструкции РТО или ХИ, поврежденной ВП мелкодисперсных частиц;

$f_{\text{МДЧ}i}$ – флюенс МДЧ на поверхности i -го элемента конструкции ХИ или РТО;

$m_{\text{кр}i}$ – масса продуктов выбросов веществ материала i -го элемента конструкции РТО или ХИ из микрократеров, образовавшихся в его поверхностях вследствие воздействий ВП мелкодисперсных частиц.

При рассматриваемых параметрах потока МДЧ верхние 3–5 слоёв ЭВТИ могут быть удалены полностью по всей площади воздействия. При этом в рассматриваемом диапазоне скоростей форма кратера будет близка к полусфере, и масса отдельной мелкодисперсной частицы будет существенно меньше массы вещества, находившегося в нём (Новиков Л.С., 2003; Малама Ю.Г., 1987). Оценить массу $m_{\text{СВА}}$, инжектированную согласно рассмотренной ранее описательной модели в окружении КА, можно по следующей формуле:

$$m_{\text{СВА}} = k_{\text{СВА}} \cdot m_{\text{выбр}\Sigma}$$

где $k_{\text{СВА}}$ – коэффициент, при помощи которого определяется доля массы образовавшихся СВА веществ от массы продуктов выбросов из элементов конструкции аппарата. Коэффициент $k_{\text{СВА}}$ принимает значения от 0 до 1 (Акишин А.И. и др., 1985).

Влияние СВА на теплообмен радиаторов с космическим пространством будет выражаться поглощением и рассеянием части исходного излучения q_0 , идущего от поверхности РТО и к этой поверхности. Это явление описывается законом Бугера – Ламберта – Бера, имеющим следующий вид:

$$q = q_0 \cdot e^{-S_{\text{МДЧ}}^{\text{СВА}} \cdot n_{\text{МДЧ}}^{\text{СВА}} \cdot \Delta l_{\text{СВА}}},$$

где $S_{\text{МДЧ}}^{\text{СВА}}$ – средняя арифметическая величина площадей миделевых сечений мелкодисперсных частиц СВА;

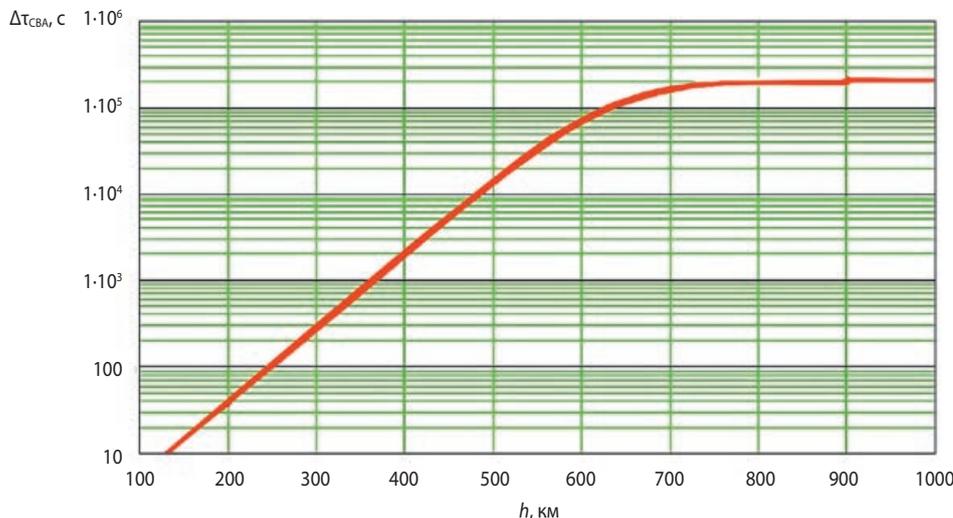


рисунок 3. График зависимости минимального времени существования СВА от высоты орбиты функционирования КА

$n_{\text{МДЧ}}^{\text{СВА}}$ – концентрация МДЧ в собственной внешней атмосфере;

$\Delta l_{\text{СВА}}$ – условный радиус плотной области СВА, в которой сконцентрировано более 95% мелкодисперсных частиц.

Концентрация МДЧ в собственной внешней атмосфере КА определяется при помощи следующего уравнения:

$$n_{\text{МДЧ}}^{\text{СВА}} = \frac{3 \cdot N_{\text{МДЧ}}^{\text{СВА}}}{4 \cdot \pi \cdot ([\hat{l}_{\text{КА}} + \Delta l_{\text{СВА}}]^3 - \hat{l}_{\text{КА}}^3)}$$

где $\hat{l}_{\text{КА}}$ – условный радиус КА;

$N_{\text{МДЧ}}^{\text{СВА}}$ – количество МДЧ в собственной внешней атмосфере.

Величина концентрации $n_{\text{МДЧ}}^{\text{СВА}}$ изменяется во времени вследствие распыления СВА при воздействиях факторов космического пространства (Акишин А.И., 2007). Расчёт количества МДЧ в собственной внешней атмосфере КА для времени $\tau_{\text{СВА}}$ выполняется с использованием следующей формулы:

$$N_{\text{МДЧ}}^{\text{СВА}} = N_{\text{МДЧ}_0}^{\text{СВА}} \cdot e^{-A_h \cdot \tau_{\text{СВА}}},$$

где $N_{\text{МДЧ}_0}^{\text{СВА}}$ – количество мелкодисперсных частиц в СВА для отсчётного (начального) времени $\tau_{\text{СВА}}=0$ с.

Параметр $N_{\text{МДЧ}_0}^{\text{СВА}}$ определяется при помощи следующего уравнения:

$$N_{\text{МДЧ}_0}^{\text{СВА}} = \frac{6 \cdot k_{\text{СВА}} \cdot m_{\text{ВЫБР}_\Sigma}}{\pi \cdot (d_{\text{МДЧ}}^{\text{СВА}})^3 \cdot \rho_{\text{МДЧ}}^{\text{СВА}}},$$

где $d_{\text{МДЧ}}^{\text{СВА}}$ – средняя арифметическая величина диаметров МДЧ собственной внешней атмосферы, достигающая единиц микрометров;

$\rho_{\text{МДЧ}}^{\text{СВА}}$ – средняя арифметическая величина плотностей веществ мелкодисперсных частиц СВА, достигающая плотностей материалов элементов конструкции КА;

A_h – скорость распыления собственной внешней атмосферы при воздействиях факторов космического пространства.

Расчёт параметра A_h выполняется с использованием следующей формулы:

$$A_h = 2,3 \cdot 10^{-5} + 6,4 \cdot e^{-0,01976 \cdot h_{\text{КА}}}$$

где $h_{\text{КА}}$ – высота орбиты функционирования космического аппарата.

На рисунке 3 приведён график зависимости минимального времени существования СВА от высоты орбиты функционирования КА. Здесь видно, что в связи с наличием относительно заметных следов атмосферы на высотах до 500 км время существования плотной СВА измеряется сотнями или даже десятками секунд, в то время как на высотах орбит, разрешённых для эксплуатации активированных ядерных реакторов, это время достигает единиц суток.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Представленный в статье анализ показал, что появление наведённой радиации, переносимой СВА, приведёт к быстрому достижению предельнодопустимой дозы облучения чувствительных элементов конструкции КА. Таким образом, подтверждена актуальность проблемы разработки средств и методов защиты КА с ядерными реакторами от наведённой СВА радиации.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

Абдурахимов А.А., Полуян М.М. Современное состояние в области исследований функционирования космических аппаратов в условиях воздействия высокоскоростных потоков мелкодисперсных частиц космотехногенного происхождения // XXV межведомственная науч.-техн. конф. космодрома Плесецк: труды. Плесецк, 2007. С. 84-87.

Акишин А.И. Космическое материаловедение: методич. и учеб. пособие. М: НИИЯФ МГУ, 2007. 209 с.

Акишин А.И., Новиков Л.С. Электризация космических аппаратов. М.: Знание, 1985. 73 с.

Атамасов В.Д., Бабук В.А., Немыкин С.А., Романов А.В. и др. Ядерные орбитальные комплексы: учеб. СПб.: АНО ЛА «Профессионал», 2016. 800 с.

Куландин А.А., Тимашев С.В., Иванов В.П. Энергетические системы космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1979. 319 с.

Малама Ю.Г. Исследование явлений, возникающих при столкновении с различными поверхностями твердых частиц, обладающих большими скоростями. Препринт № 642. М.: ИКИ АН СССР, 1987. 62 с.

Москатиных И.В., Балиев А.В., Павлова Т.В., Гектин Ю.М. и др. Основные результаты эксплуатации аппаратуры МСУ-ГС на КА «ЭЛЕКТРО-Л» № 2 // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 2. С. 108-114.

Новиков Л.С. Высокоскоростные соударения в космосе: учеб. пособие. М.: Изд-во УНЦ ДО, 2003. 72 с.

Сапего М.К., Тестоедов Н.А., Атамасов В.Д., Бабук В.А. и др. Теория проектирования сложных технических систем космического базирования: учеб. СПб.: НПО «Профессионал», 2012. 560 с.

Экономов А.П., Ксанфомалити Л.В. Перспективные системы теплозащиты спускаемых аппаратов для исследований Венеры // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 2. С. 163-169.

Статья поступила в редакцию 25.12.2017 г.

ТРЕБОВАНИЯ К МАТЕРИАЛАМ ДЛЯ ПУБЛИКАЦИИ В ЖУРНАЛЕ

1. К публикации в журнале «Вестник «НПО имени 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 14.03.2018. формат 60×84/8.

бумага офсетная. печать офсетная. объём 12,0 печ. л. тираж 350 экз. цена свободная

отпечатано с готового оригинал-макета в типографии ООО «Трек принт»

Врачебный пр., д. 10, пом. III, ком. 1, г. Москва, 125367



XII Академические чтения по космонавтике

посвящённые памяти академика С.П.Королева и других
выдающихся отечественных ученых-пионеров освоения
космического пространства

МОСКВА. МГТУ им. БАУМАНА. 26 января 2018



Секция 18 имени Героя Советского Союза Бабакина

АВТОМАТИЧЕСКИЕ КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ ДЛЯ РАКЕТНЫХ И АСТРОНАВТИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ, ЛЕТАЮЩИХ ТИРАЖИРОВ, КОНСТРУКЦИИ, ВОССТАНОВЛЕНИЯ И РАБОТЫ

Заседание № 1
26.01.18, 09:30-12:30

Заседание № 2
26.01.18, 13:30-16:00

СБОРНИК ТЕЗИСОВ

BOOK OF ABSTRACTS

www.mgtu.ru

МЕЖПЛАНЕТНАЯ СТАНЦИЯ СРЕДНЕСРОЧНАЯ ПЕРСПЕКТИВА включает в себя:



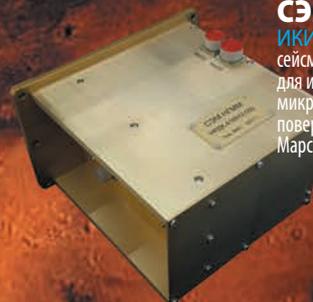
- ПЕРЕЛЕТНЫЙ МОДУЛЬ
- ДЕСАНТНЫЙ МОДУЛЬ
- МАРСОХОД
- КОМПЛЕКС НАУЧНОЙ АППАРАТУРЫ

ПРИБОРЫ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ МАРСА



ТСПП

ИКИ
телевизионная система для видеосъёмки, панорамы места посадки, динамики атмосферных процессов, стереосъёмки марсианского ландшафта, контроля за работой манипулятора



СЭМ

ИКИ
сейсмометр для изучения микроколебаний поверхности Марса



РАТ-М

ИКИ
радио-термометрические бесконтактные микроволновые измерения. Оценка температуры поверхности на 3-х уровнях глубины, оптической толщины атмосферы во время пылевой бури



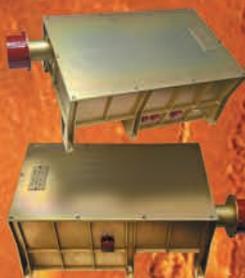
МГАК

ИКИ
марсианский газо-аналитический комплекс для исследования динамики микро-компонентов атмосферы у поверхности



ФАСТ

ИКИ
Фурье-спектрометр для исследования атмосферы и мониторинга климата Марса



М-ДЛС

ИКИ
лазерный спектрометр для исследования химического и изотопного состава атмосферы вблизи поверхности Марса и летучих компонент марсианского грунта



ПК

ИКИ
пылевой комплекс для контактного изучения свойств пылевых частиц, переносимых ветром у поверхности Марса



АДРОН-ЭМ

ИКИ
детекторы нейтронов и гамма-лучей с возможностью активного зондирования для определения содержания воды и элементного состава подповерхностного грунта, мониторинг радиационной обстановки