ISSN 2075-6941

ВЕСТНИК НПО имени С.А. ЛАВОЧКИНА

4/42
2018
октябрь
декабрь

в апреле 2019 года будет запущена
в космос новая астрофизическая обсерватория

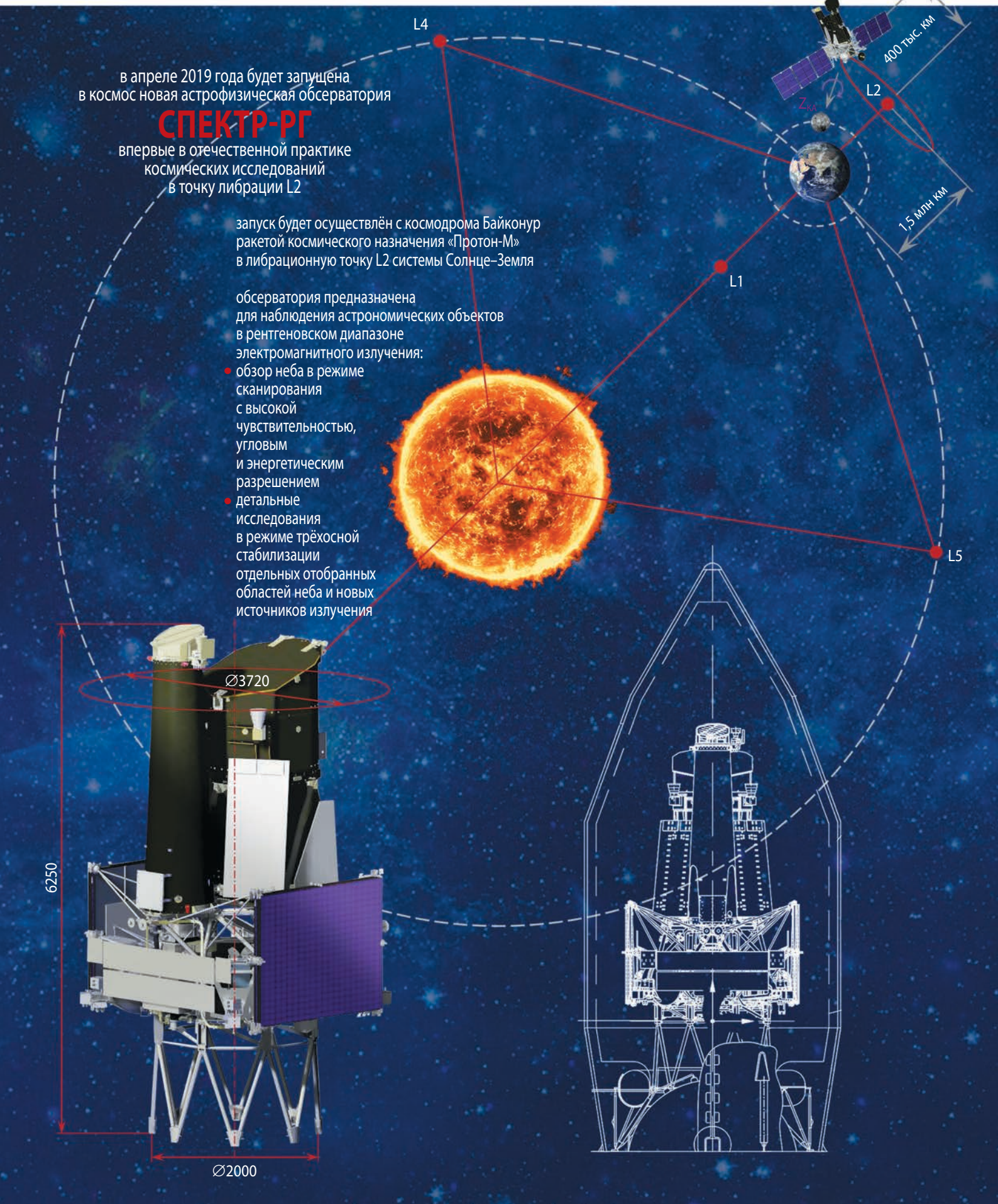
СПЕКТР-РГ

впервые в отечественной практике
космических исследований
в точку либрации L2

запуск будет осуществлён с космодрома Байконур
ракетой космического назначения «Протон-М»
в либрационную точку L2 системы Солнце–Земля

обсерватория предназначена
для наблюдения астрономических объектов
в рентгеновском диапазоне
электромагнитного излучения:

- обзор неба в режиме
сканирования
с высокой
чувствительностью,
угловым
и энергетическим
разрешением
- детальные
исследования
в режиме трёхосной
стабилизации
отдельных отобранных
областей неба и новых
источников излучения



окончательная сборка
космической астрофизической
обсерватории

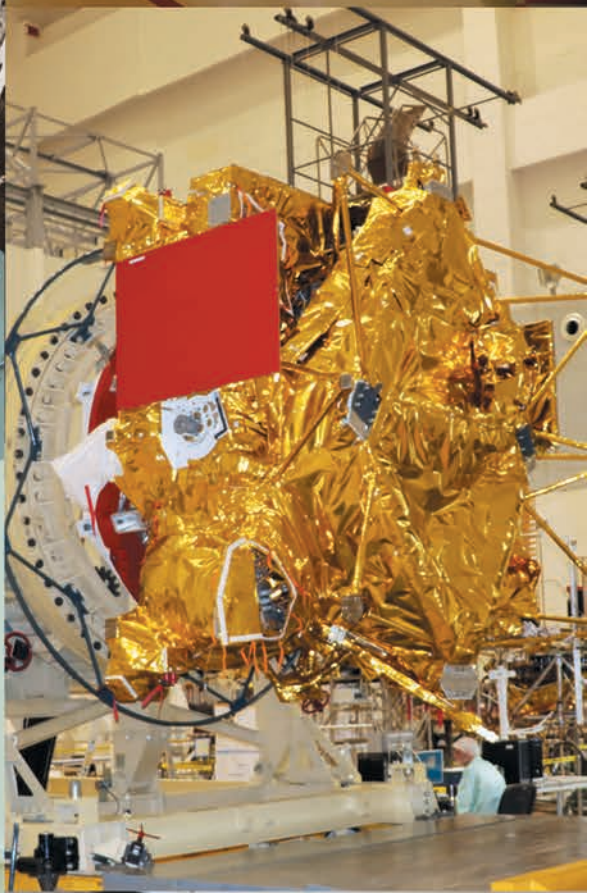
СПЕКТР-РГ

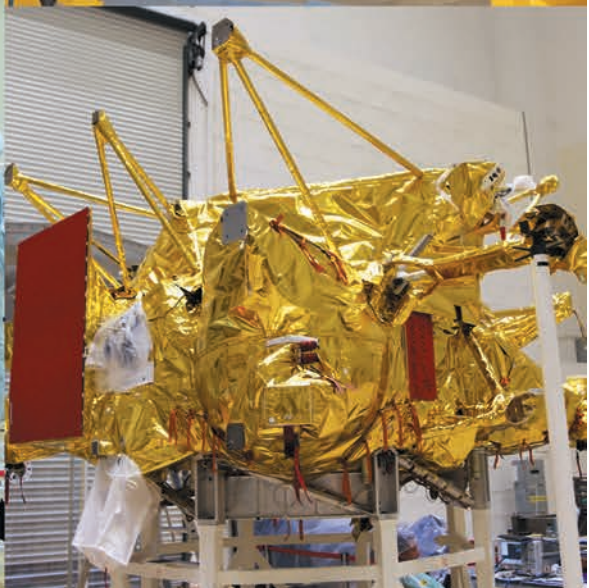
в НПО имени С.А. Лавочкина
для передачи
на завершающие
комплексные испытания
и отправки на космодром

на её борту установлены два
рентгеновских телескопа:
ART-XC (Россия); eRosita (Германия)

она придёт на смену орбитальной
обсерватории **ИНТЕГРАЛ**

предыдущая отечественная
рентгеновская астрофизическая
обсерватория **ГРАНАТ**
выведена на орбиту ИСЗ в 1989 году
и успешно работала 9 лет





КОСМОНАВТИКА И РАКЕТОСТРОЕНИЕ

ВЕСТНИК НПО имени С.А. ЛАВОЧКИНА
2018 4/42
октябрь–декабрь

содержание

Голомазов М.М., Иванков А.А.
Численное исследование физико-химических процессов в ударном слое вдоль траектории возвращаемого аппарата в воздушной атмосфере 3
Эйсмонт Н.А., Засова Л.В., Симонов А.В., Коваленко И.Д., Горинов Д.А., Аббакумов А.С., Бобер С.А.
Сценарий и траектория миссии «ВЕНЕРА-Д» 11
Сачков М.Е.
Перспективы наземных и внеатмосферных исследований комет и метеоров в эпоху после миссии ROSETTA 19
Багров А.В., Митькин А.С., Москатиньев И.В., Сысоев В.К., Юдин А.Д.
Предложения по развитию инженерной инфраструктуры как важного этапа в исследовании и освоении Луны 24
Гончаров К.А., Катин А.А., Коржов К.Н., Куперштейн В.Б., Тулин Д.В., Шабарчин А.Ф.
Моделирование натурных условий эксплуатации радиационных холодильников для криостатирования фотоприёмников оптико-электронной аппаратуры при наземной тепловакуумной отработке 31
Дудкин К.К., Алифанов О.М., Макаров В.П.
Определение теплофизических характеристик поверхностного слоя лунного грунта в естественных условиях 38
Милов А.Е., Розин П.Е.
Разработка модели магнитных возмущений от элементов конструкции малого КА и исследование их влияния на систему ориентации и стабилизации 44
Клименко Н.Н.
Аналитические модели для оценивания возможностей низкоорбитальных космических аппаратов по обнаружению, геолокации и идентификации станций спутниковой связи С-, X-, K_u-, K_a-диапазонов.
Часть 2. Аналитическая модель для оценивания возможностей низкоорбитальных КА 54
Шевченко С.Н., Сова А.Н., Кулаков А.Н., Николаев А.В., Шульга В.М., Свист В.В., Смирнов М.Е.
Реализация новой технологии заправки на ЗНС космодрома Восточный и результаты первых заправок разгонного блока «Фрегат» 60
Назаров А.Е.
Управление геометрией тандемной конфигурации для решения задач бистатической интерферометрической съёмки 67
Мамедов И.Э., Сулейманов Т.И., Исмаилов К.Х., Асадов Х.Г.
Развитие метода киберфизической оптимизации функционирования разведывательных беспилотных летательных аппаратов 77
Петров А.С., Прилуцкий А.А., Волченков А.С.
Методика расчёта зависимости базовых параметров космических радиолокаторов с синтезированной апертурой от высоты полёта и наклонения плоскости орбиты носителя 80
Иванов Н.Н., Широков И.А.
К полёту в стратосфере Земли псевдокосмических аппаратов для длительного непрерывного наблюдения 88

журнал является рецензируемым изданием

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

© АО «НПО ЛАВОЧКИНА» © авторы статей

ежеквартальный научно-технический журнал
издаётся с 2009 года
адрес редакции: 141402 Московская обл., г. Химки, ул. Ленинградская, д. 24
телефоны: (495) 575 55 63, (495) 575 54 69
факс: (495) 572 00 68
адрес электронной почты: VESTNIK@LASPACE.RU
адрес в Интернете: http://WWW.VESTNIK.LASPACE.RU

главный редактор – ***Х.Ж. Карчаев***
заместитель главного редактора – ***В.В. Ефанов***

редакционная коллегия

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

редакционный совет

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

журнал является рецензируемым изданием

учредитель
АО «НПО ЛАВОЧКИНА».

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

ISSN 2075-6941
9 772075 694002 18004

VESTNIK
NPO IMENI S.A. LAVOCHKINA
2018 4/42
October-December

COSMONAUTICS AND ROCKET ENGINEERING

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

editorial board

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

editorial council

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

the journal is a reviewed publication

founder
«LAVOCHKIN ASSOCIATION»

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

table of contents

Golomazov M.M., Ivankov A.A.
Numerical study of the physical and chemical processes in the shock layer on the trajectory of the returned vehicle in air atmosphere 3
Eismont N.A., Zasova L.V., Simonov A.V., Kovalenko I.D., Gorinov D.A., Abbakumov A.S., Bober S.A.
VENERA-D mission scenario and trajectory 11
Sachkov M.E.
Prospects of terrestrial and exoatmospheric investigations of comets and meteors in the post-ROSETTA mission era 19
Bagrov A.V., Mitkin A.S., Moskatiniev I.V., Sysoev V.K., Yudin A.D.
Proposal for the development of engineering infrastructure as a key milestone of Lunar exploration 24
Goncharov K.A., Katin A.A., Korzhov K.N., Kupershtein V.B., Tulin D.V., Shabarchin A.F.
Modelling of radiative coolers operating environment conditions at thermal vacuum tests for cryostatting of electronic optical equipment photo detectors 31
Dudkin K.K., Alifanov O.M., Makarov V.P.
Determination of the thermophysical characteristics of the surface layer of the lunar soil in natural conditions 38
Milov A.E., Rozin P.E.
Development of the magnetic disturbances model from the elements of the microsatellite structure and investigation of their influence on the orientation and stabilization system 44
Klimenko N.N.
Analytical models for estimation of LEO satellites capabilities to detect, geolocate and identify C-, X-, K_u-, K_a-band satellite communications terminals. Part 2. Analytical model for estimation of LEO satellites capabilities 54
Shevchenko S.N., Sova A.N., Kulakov A.N., Nikolaev A.V., Shulga V.M., Svist V.V., Smirnov M.E.
Implementation of the new fueling technology at the filling-and-neutralization station of Vostochnyi cosmodrome and review of results of the first «Fregat» upper stage filling 60
Nazarov A.E.
Control of tandem configuration geometry for the purposes of bistatic interferometric survey 67
Mamedov I.E., Suleimanov T.I., Ismailov K.Kh., Asadov Kh.G.
Development of the cyber physical optimization method for the reconnaissance unmanned aerial vehicles operations 77
Petrov A.S., Prilutskiy A.A., Volchenkov A.S.
Calculation methodic of main space synthetic aperture radar parameters dependence from vehicle flight altitude and its orbit inclination to equatorial plane 80
Ivanov N.N., I.A. Shirokov I.A.
Pseudo spacecraft flight to the Earth stratosphere for long-term continuous observations 88

the journal is a reviewed publication

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

scientific and technical quarterly journal published since 2009

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

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ФИЗИКО-ХИМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ В УДАРНОМ СЛОЕ ВДОЛЬ ТРАЕКТОРИИ ВОЗВРАЩАЕМОГО АППАРАТА В ВОЗДУШНОЙ АТМОСФЕРЕ

NUMERICAL STUDY OF THE PHYSICAL AND CHEMICAL PROCESSES IN THE SHOCK LAYER ON THE TRAJECTORY OF THE RETURNED VEHICLE IN AIR ATMOSPHERE

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

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

В статье представлены методы и результаты расчётов обтекания возвращаемого аппарата с учётом физико-химических процессов в поле течения на участке аэродинамического торможения в атмосфере Земли. Исследуются модели химических процессов, происходящих в ударном слое у поверхности аппарата, соответствующие различным начальным и граничным условиям.

Ключевые слова: возвращаемый аппарат; траектория; атмосфера; ударный слой; граничные условия; равновесные и неравновесные химические реакции.

The paper presents the methods and results of the calculation of the flow around of the returned apparatus and the physical and chemical processes in flow field on the trajectory of the returned vehicle in atmosphere of Earth. The models of chemical processes occurring in the shock layer at the surface of the apparatus, corresponding to different initial and boundary conditions.

Key words: returned vehicle; trajectory; atmosphere; shock layer; boundary conditions; equilibrium and non equilibrium chemical reactions.

введение

Одной из актуальных задач космических исследований, проводимых в рамках межпланетных экспедиций АО «НПО Лавочкина» наряду с контактными (дистанционными) исследованиями планет Солнечной системы (*Ефанов В.В., Мартынов М.Б., Карчаев Х.Ж.*, 2017), является забор грунта с поверхности планеты и его доставка на Землю. В этой связи перед создателями межпланетных станций возникает сложная задача по возвращению космического аппарата с грунтом на Землю, что сопряжено с входом аппарата в атмосферу Земли и воздействием на его поверхность значительных тепловых и силовых нагрузок с протеканием сопутствующих движению в атмосфере сложных физико-химических процессов.

Этап аэродинамического торможения возвращаемого аппарата (ВА) является одним из наиболее

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

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

значимых, поскольку от него зависит успех всей экспедиции по доставке грунта на Землю. В этой связи актуальным является численное исследование и решение проблем проектирования подобных перспективных ВА (*Голомазов М.М., Иванков А.А.*, 2017).

С момента входа ВА в атмосферу Земли и до посадки на её поверхность в значительной степени меняются условия полёта в атмосфере, а вместе с ними – физические и математические модели, описывающие течение газа возле аппарата. На участке аэродинамического торможения, на котором скорость полёта ВА меняется от максимальной гиперзвуковой до малой сверхзвуковой, под воздействием значительных температур и давлений в потоке газа протекают различные химические реакции в области между отошедшей ударной волной и поверхностью аппарата.

При спуске по баллистической траектории время релаксации поступательных, вращательных и колебательных степеней свободы частиц газовой среды много меньше характерного газодинамического времени, и поэтому степени свободы находятся в равновесном состоянии. На больших высотах атмосферное давление незначительно, и химические реакции здесь протекают неравновесным образом. Точную границу изменения характера протекания реакций определить невозможно из-за их большого числа, различных диапазонов температур и характерного времени протекания реакций. Таким образом, расчёт траектории торможения ВА в плотных слоях атмосферы состоит из последовательных этапов, каждый из которых определяется характером протекания химических реакций.

1. Постановка задачи

Математическая модель стационарного течения газа около возвращаемого аппарата включает систему уравнений газовой динамики, граничные условия для газодинамических функций, систему уравнений химической кинетики и начальные условия для концентраций компонентов газа.

Для описания течения в ударном слое используются уравнения газовой динамики, которые имеют следующий вид (*Голомазов М.М и др.*, 2011; *Голомазов М.М., Финченко В.С.*, 2013):

$$(\rho\mathbf{V}, \nabla)\mathbf{V}+\nabla p=0 \text{ – уравнение Эйлера;}$$

$$\nabla(\rho\mathbf{V})=0 \text{ – уравнение неразрывности;} \qquad (1)$$

$$V^2/2+H(T, y_i)=(V^2/2+H)_\infty \text{ – уравнение энергии;}$$

$$p=\frac{\rho RT}{\mu} \text{ – уравнение состояния газа,}$$

где ρ – плотность газа; $\mathbf{V}$ – вектор скорости газа; p – давление газа; H – энтальпия; T – температура; y_i – мольно-объёмная концентрация i-й компоненты смеси; R – универсальная газовая постоянная; μ – молекулярный вес смеси газов.

Область решения задачи обтекания ВА ограничивается ударной волной и поверхностью аппарата. В качестве границы в сверхзвуковой области течения газа выбирается предельная характеристическая поверхность в соответствии с теоремой Трикоми о существовании и единственности решения для линейного уравнения в частных производных второго порядка смешанного типа.

На границах области решения задачи задаются следующие граничные условия (*Голомазов М.М., Иванков А.А.*, 2018):

На ударной волне:

$$(\rho\mathbf{Vn})_s=(\rho\mathbf{Vn})_\infty,\ (\mathbf{Vt})_s=(\mathbf{Vt})_\infty,\ [p+\rho(\mathbf{Vn})^2]_s=[p+\rho(\mathbf{Vn})^2]_\infty,$$

$$(H+\mathbf{VV}/2)_s=(H+\mathbf{VV}/2)_\infty,$$

где $\mathbf{n}$ и $\mathbf{t}$ – единичные векторы нормали и касательной к ударной волне; индекс «∞» относится к величинам перед ударной волной, индекс «s» – к величинам за ударной волной.

На поверхности тела используется граничное условие непротекания

$$\mathbf{(Vn)}=0,$$

где $\mathbf{n}$ – вектор нормали к поверхности тела.

На предельной характеристической поверхности задаётся условие непрерывности производной по нормали $\frac{\partial V}{\partial n}$, где $\mathbf{n}$ – вектор нормали к характеристической поверхности.

В результате анализа состава реагирующего газа в условиях движения аппарата в атмосфере Земли с первой космической скоростью выбран оптимальный набор из пяти компонентов, участвующих в химических реакциях: молекулы и атомы азота N_2, N и кислорода O_2, O, молекулы окиси азота NO (*Голомазов М.М.*, 2008). При скоростях входа больше первой космической скорости необходимо добавить процессы ионизации атомов и компоненты – ионизованные молекулы азота N_2^+, кислорода O_2^+ и электроны «е».

Для определения химического состава и термодинамических функций используется система уравнений химической кинетики в виде

$$\mathbf{V}\nabla y_i=w_i(p, T, y_i),\ i=1,\ldots,5, \qquad (2)$$

и условия сохранения количества вещества и электронейтральности, где w_i – скорость изменения концентрации i-й компоненты газовой смеси.

Для системы уравнений (2) на ударной волне обычно задаются начальные условия сохранения мольной доли компонентов x_i (отношение количества молей i-й газовой компоненты к общему количеству молей вещества в 1 м^3 смеси) – $x_i=n_i/n$, где n_i и n – количество частиц в 1 м^3. Эти условия справедливы для параметров в набегающем потоке, для которых характерное время газодинамических процессов много меньше времени релаксации каждой химической реакции, т.е. для неравновесных химических реакций.

Скорость изменения концентрации i-й компоненты смеси зависит от констант скоростей реакций, которые могут различаться на несколько порядков при одинаковых значениях температуры и давления в газе. В результате этого часть реакций протекает равновесным образом, и для концентраций компонентов этих реакций необходимо задавать другие начальные условия.

Следует отметить, что выделение ударной волны позволяет решить поставленную задачу в строгой математической постановке.

2. Исследование влияния химических процессов на траекторию ВА

При входе ВА в атмосферу с первой космической скоростью в ударном слое протекают в основном реакции диссоциации и обменные реакции.

На рисунке 1 приведены равновесные концентрации компонентов в воздухе при температуре до 12000 K по данным таблиц (*Кузнецов Н.М.*, 1965). Видно, что при большой плотности газа реакции диссоциации протекают при температуре до T=12000 K. Распад молекул кислорода O_2 практически завершается до начала процесса диссоциации азота N_2.

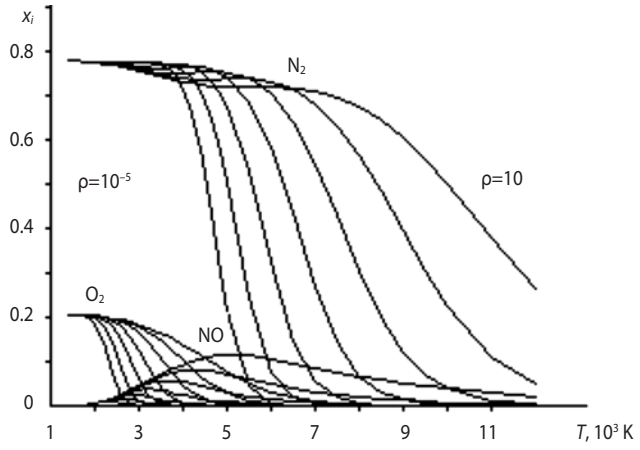


рисунок 1. Равновесные концентрации компонентов в воздухе

Концентрация окиси азота NO незначительна при относительной плотности газа $\rho/\rho_0<0^{-2}$, ρ_0=1.2924 кг/м^3, а именно такие значения плотности достигаются в ударном слое при входе ВА в атмосферу Земли с первой космической скоростью.

На рисунке 2 представлено изменение эффективного показателя адиабаты γ в зависимости от значений температуры в пределах 1400 K<T<41000 K для диапазона значений плотности газа ρ/ρ_0 от 10^{-6} до 30. Видно, что в ударном слое из-за химических процессов резко меняется состав газовой смеси.

В работе (*Голомазов М.М., Иванков А.А.*, 2012) проведено исследование определения высоты перехода от неравновесного течения к равновесному. Проводились расчёты траектории ВА сегментальной формы с радиусами сферы и кромки соответственно $R_с=D_м$, $r_0=0.05D_м$ и диаметром миделя $D_м$=1 м в предположении равновесности (кривые 1) или неравновесности химических реакций (кривые 2) вдоль траектории при входе со скоростью 7.5 км/с (рисунок 3).

Из-за различия начальных условий для концентраций компонентов на ударной волне для участка траектории 0<t<45 с заметно различие в величинах температуры T, концентрации молекул азота N_2 в точке поверхности полного торможения газа, а также в отходе ударной волны Δ и в коэффициенте лобового сопротивления c_x. На участке траектории 5<t<37 с молекулы кислорода O_2 практически отсутствуют в ударном слое для равновесного и неравновесного газа, т.е. для реакции вида O_2=O+O можно задавать условие равновесия на ударной волне.

Для участка траектории в моменты времени t>45 с все величины концентраций химических компонентов и другие параметры практически совпадают для равновесного (кривая 1) и неравновесного (кривая 2) режимов в поле течения, а при t>60 с газ является совершенным. Следует отметить, что характер протекания химических реакций в меньшей степени влияет на величину давления газа в ударном слое и на значения коэффициентов сопротивления c_x и подъёмной силы c_y.

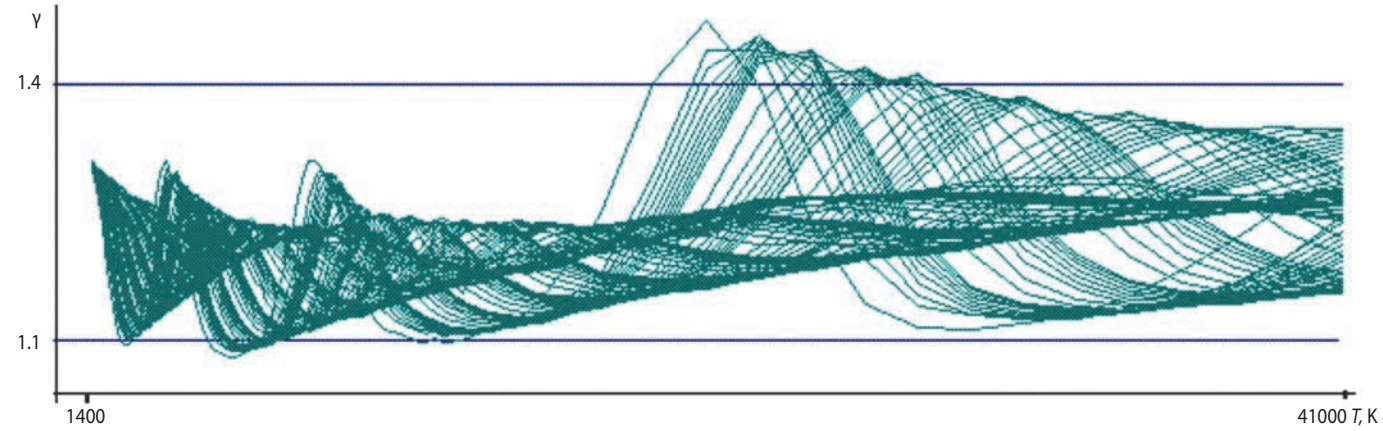


рисунок 2. Зависимость эффективного показателя адиабаты от температуры и плотности

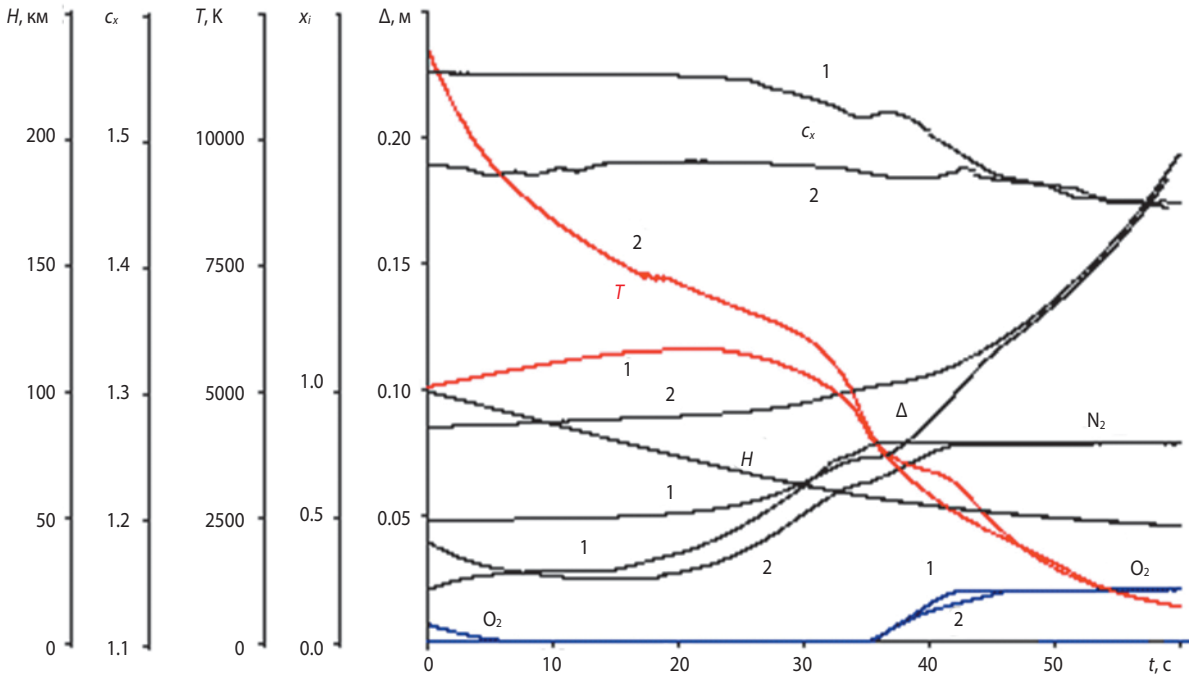


рисунок 3. Изменение температуры и концентраций за ударной волной вдоль траектории ВА

На рисунке 4 приведён график зависимости этих коэффициентов от угла атаки в начальный момент торможения ВА в атмосфере, когда химические реакции являются неравновесными. Значение коэффициента c_x для неравновесного случая (кривые красного цвета) меньше его равновесного значения (кривые чёрного цвета) на величину около 0.06 для углов атаки от 0 до 15°, что составляет около 4%. Значения коэффициентов подъёмной силы c_y при этом совпадают с высокой точностью.

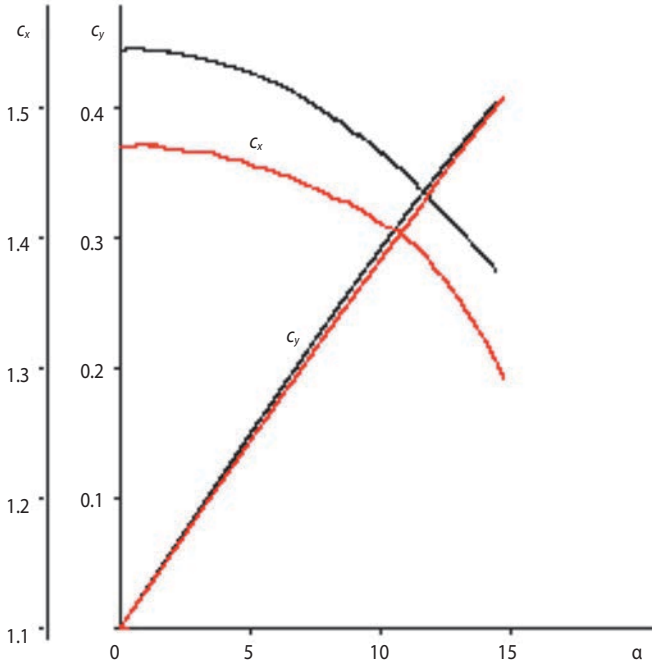


рисунок 4. Аэродинамические характеристики ВА

При более высоких скоростях входа ВА возрастает температура в ударном слое и начинают происходить реакции ионизации молекул вида

$O+O=O_2^+ + e$, $N+N=N_2^+ + e$.

На рисунке 5 представлен график зависимости равновесных значений концентраций молекул азота N_2, ионов азота N^+ и электронов e от температуры газа для значений плотности $\rho/\rho_0=10^{-2}\ldots10^{-5}$. При температуре $T>7000$ K газ, состоящий в основном из атомов кислорода O и азота N, ионизуется, и степень ионизации характеризуется величиной концентрации электронов x_e, т.е. при входе ВА со скоростью больше первой космической на начальном этапе спуска необходимо учитывать процессы ионизации газа.

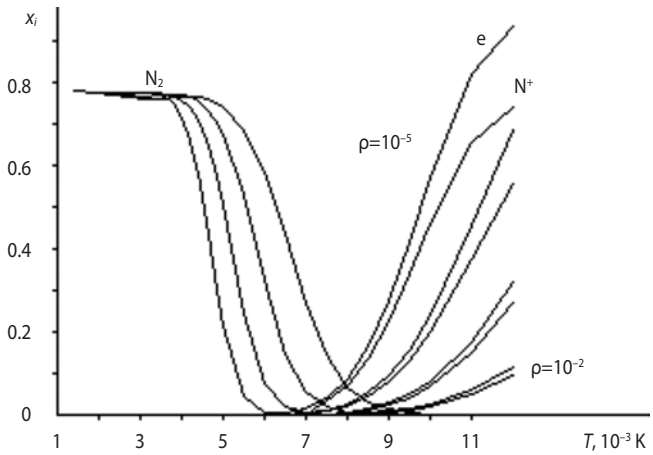


рисунок 5. Степень ионизации воздуха

3. Расчёт траектории ВА космического аппарата «ФОБОС-ГРУНТ»

Рассматриваемая форма ВА, предназначенного для доставки грунта с поверхности Фобоса, относится к классу затупленных конических тел. ВА состоит из лобового экрана в виде затупленного конуса с углом при вершине 90° и конической крышки. Масса аппарата m=7.5 кг, диаметр миделя $D_м$=0.45 м, расстояние центра масс от критической точки лобового экрана $x_{цм}$=0.131 м, радиус сферического затупления конуса $R_с$=0.25 $D_м$, радиус закругления кромки r_0=0.0334 $D_м$.

На рисунке 6 представлена физическая картина обтекания ВА для двух значений скорости в набегающем потоке $V_∞$=0.6 и 3.5 км/с.

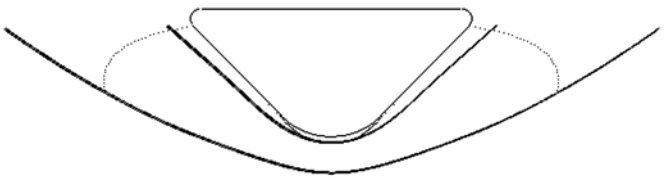


рисунок 6. Физическая картина обтекания ВА

Положение и форма ударных волн и звуковых линий резко различаются, что обусловлено протеканием физико-химических процессов при больших скоростях. Если при скорости $V_∞$=0.6 км/с в большей части ударного слоя течение газа является дозвуковым вплоть до закругления кромки, то при $V_∞$=3.5 км/с дозвуковое течение сосредоточено около сферического затупления, а в окрестности конической части течение становится сверхзвуковым. Ударная волна за сферическим затуплением имеет коническую форму, как в случае острого конуса. Звуковая точка при увеличении скорости перемещается с тороидального закругления на коническую поверхность, приближаясь к точке сопряжения конуса со сферой, и при $V_∞$>3.5 км/с трансзвуковая зона ударного слоя расположена целиком на сферическом затуплении, чем объясняется различие в коэффициентах сопротивления для этих двух случаев.

На рисунке 7 приведены результаты расчёта траектории ВА при скорости входа V=11.8 км/с. В этом расчётном случае химические процессы влияют не только на структуру течения за ударной волной, но и на распределение давления в ударном слое. На начальном участке траектории (до момента времени t=10 с) коэффициент лобового сопротивления c_x≈0.93. На следующем участке траектории коэффициент c_x резко возрастает до величины 1.31 в результате изменения характера течения в ударном слое, при котором звуковая точка течения на поверхности ВА переходит со сферического затупления на закругление кромки.

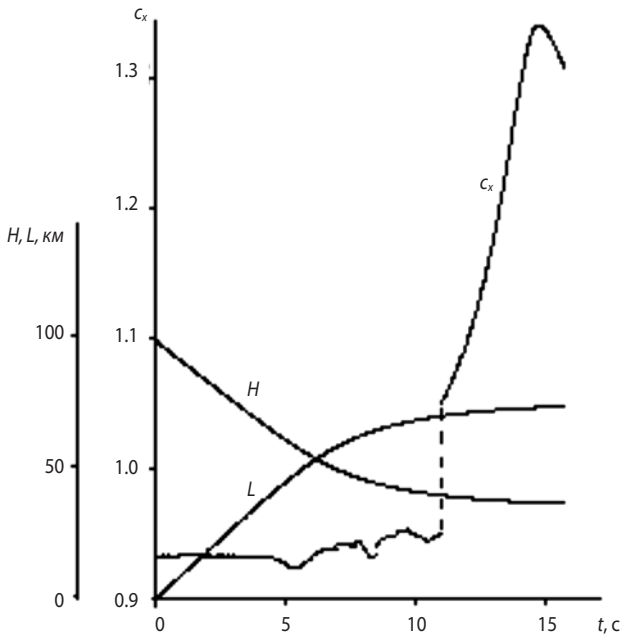


рисунок 7. Траектория ВА при скорости входа V=11.8 км/с

На рисунке 8 приведены результаты расчёта вдоль траектории ВА при входе в атмосферу Земли со скоростью V=12.1 км/с для двух расчётных случаев – совершенного газа с показателем адиабаты γ=1.2 и для равновесно диссоциирующего воздуха (красные линии). Коэффициенты сопротивления c_x различаются незначительно, а траекторные параметры – высота H и дальность полёта L – совпадают.

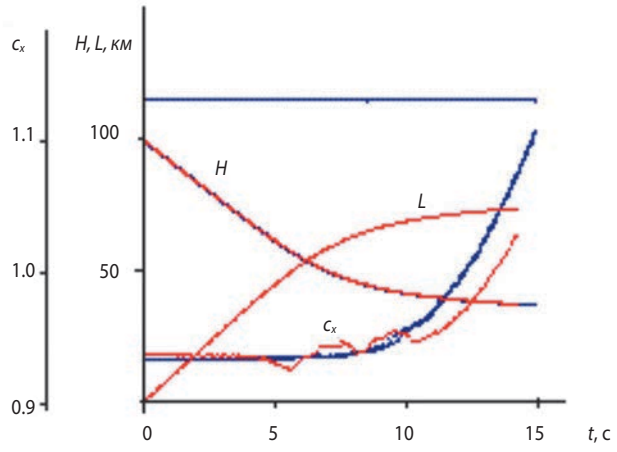


рисунок 8. Распределения функций вдоль траектории ВА при скорости входа V=12.1 км/с

4. Расчёт аэродинамики ВА

На рисунке 3 в разделе 2 были приведены графики зависимости коэффициентов сопротивления c_x вдоль траектории для ВА сегментальной формы с учётом равновесного и неравновесного протекания химических реакций для скорости полета V=7.5 км/с.

Заметное расхождение наблюдается в величине коэффициента сопротивления c_x, но наибольшая разница – в значениях температуры T вдоль всей траектории торможения ВА вплоть до момента времени t=40 с, когда прекращаются химические реакции.

На рисунке 9 представлены данные в начальный момент времени входа в атмосферу Земли ВА сегментальной формы на высоте H=100 км с геометрическими характеристиками R_c=$D_м$, $D_м$=1 м. Представлены результаты по распределению давления p и температуры T вдоль нулевой линии тока для равновесного (пунктирная кривая) и неравновесного (сплошная кривая) случая протекания химических реакций. Если в масштабе рисунка распределения давления совпадают, то значения температуры разнятся за ударной волной в четыре раза, а в точке полного торможения – в 2.5 раза. Здесь же приведён график изменения концентрации молекул кислорода O_2 для неравновесного случая. При равновесном протекании химических реакций молекулы O_2 отсутствуют.

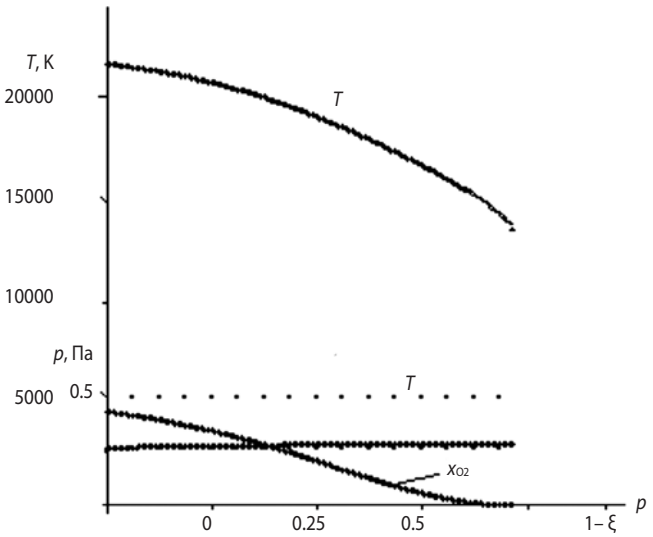


рисунок 9. Распределение давления, температуры и концентрации O_2 вдоль нулевой линии тока при t=0

Было проведено численное исследование этого эффекта и показано, что основной причиной существенного различия в значениях температуры является условие для концентраций химических компонентов на ударной волне. При существующих значениях температуры и малой плотности газовой среды концентрация молекул азота также существенно отличается от её величины в набегающем потоке в равновесном случае.

На рисунке 10 для сравнения приведены распределения температуры и концентрации молекул кислорода вдоль нулевой линии тока за ударной волной в моменты времени t=0 (кривые 1) и t=17.3 с (кривые 2), соответствующих начальному и конечному участкам неравновесного протекания химических реакций в ударном слое. Траектория ВА рассчитана для угла входа θ=–20°.

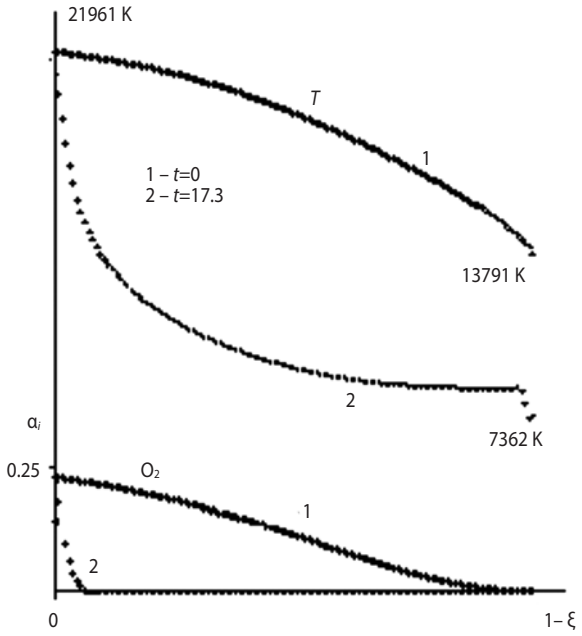


рисунок 10. Распределение температуры и концентрации O_2 вдоль нулевой линии тока при t=0 (кривые 1) и t=17.3 (кривые 2)

Видно, что величина и характер изменения функций значительно различаются в начале и в конце неравновесного участка траектории. В начальный момент времени при t=0 концентрация O_2 плавно изменяется от значения в набегающем потоке до нуля. В момент времени t=17.3 с концентрация O_2 резко падает за ударной волной до нуля, принимая такое же значение, как и в равновесном случае. Изменение температуры T при этом имеет такой же характер, что и для концентрации O_2, но масштаб этих изменений значительно выше.

Учитывая влияние начальных условий для концентраций газовых компонентов на течение в ударном слое, был проведён расчёт траектории ВА, для которой значения концентраций на ударной волне варьировались от величины в набегающем потоке до равновесных значений.

На рисунке 11 приведены результаты расчётов траектории ВА для случая равновесного и неравновесного протекания химических реакций с условиями на ударной волне x_{O_2}=0, x_{N_2}=0.79 и x_{N_2}=0.6. Приведены графики температуры T в точке торможения (нижняя кривая соответствует равновесному случаю) и коэффициента сопротивления c_x. Графики коэффициента сопротивления для рассчитанных траекторий практически совпадают, вследствие чего условия в набегающем потоке совпадают в каждый момент времени.

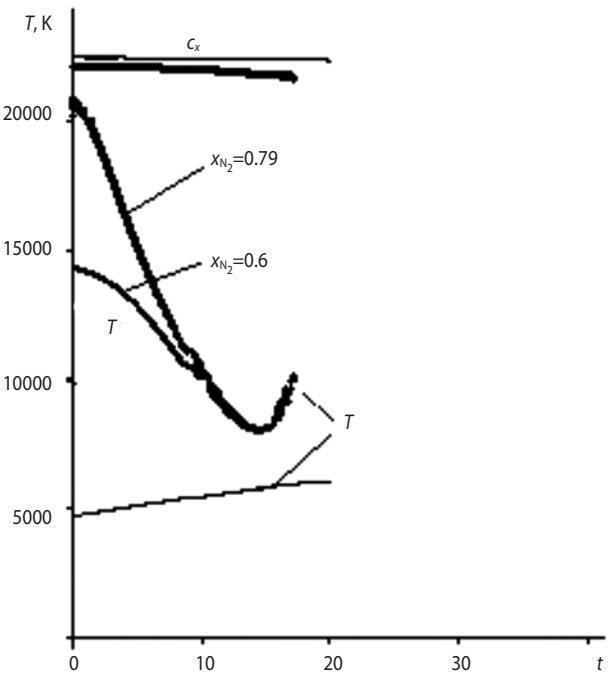


рисунок 11. Влияние концентрации N_2 на температуру за ударной волной

С уменьшением значения концентрации азота x_{N_2} температура торможения приближается к равновесному значению, но не достигает его. Дальнейшее уменьшение величины концентрации x_{N_2} на ударной волне оказалось невозможным из-за отсутствия сходимости итераций при определении формы ударной волны.

В начальный момент времени траектории входа из-за малой плотности набегающего потока неравновесные величины концентраций компонентов изменяются незначительно от ударной волны к обтекаемой поверхности, и начальные условия для концентраций на ударной волне можно выбрать таким образом, чтобы концентрации и температура имели постоянные значения. На рисунке 12 представлены результаты расчёта при t=0 с начальными значениями относительных массовых концентраций α_i ($\alpha_i=\rho_i/\rho$, ρ_i – концентрация i-й компоненты) молекул кислорода и азота, равными 0.5 α_{O_2} и 0.5 α_{N_2} в набегающем потоке для неравновесного и равновесного случаев вдоль нулевой линии тока (значения координат ξ=0 и ξ=1 относятся соответственно к поверхности тела и ударной волне).

Одновременное изменение условий для концентраций молекул кислорода и азота приводит к более эффективному приближению неравновесных значений концентраций и температуры к их равновесным величинам.

При входе ВА в атмосферу Земли в поле течения не успевает устанавливаться химическое равновесие, и приходится рассматривать газодинамический процесс одновременно с кинетикой неравновесных

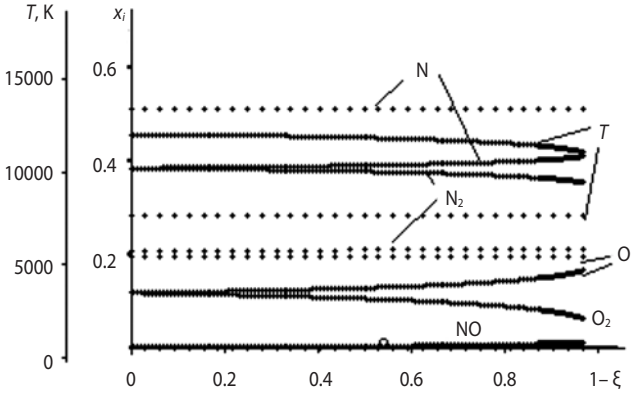


рисунок 12. Температура и концентрации компонентов газовой смеси в ударном слое для равновесного и неравновесного случаев с 0.5α_{O_2} и 0.5α_{N_2}

процессов. В молекулярном газе ионизация начинается задолго до конца диссоциации, поэтому существует область температур, в которой одновременно значительны и концентрации электронов, и концентрация молекул. Примером может служить воздух при температурах от 7000 до 15000 К. В этом случае существуют более сложные процессы – рекомбинация атомов в молекулу с одновременной ионизацией (ассоциативная ионизация) (*Зельдович Я.Б., Райзер Ю.П.*, 2008). В результате диссоциации молекул за ударной волной в воздухе происходят следующие реакции ассоциативной ионизации:

$N+O=NO^+ + e$, $O+O=O_2^+ + e$, $N+N=N_2^+ + e$.

Было проведено исследование влияния ассоциативной ионизации на структуру течения в ударном слое на начальном участке траектории, когда химические реакции протекают неравновесным образом.

На рисунке 13 приведены графики изменения температуры и концентраций всех компонентов воздушной смеси вдоль нулевой линии тока с учётом ассоциативной ионизации в начальный момент t=0. В результате ионизации происходит уменьшение температуры и изменение концентраций компонентов смеси.

Быстрое увеличение числа атомов азота за ударной волной приводит к образованию ионов N_2^+, концентрация которых возрастает при приближении газа к поверхности тела, что приводит к падению температуры газа. Поэтому были проведены расчёты с учётом ионизации и одновременным изменением условий для концентраций кислорода и азота на ударной волне.

На рисунке 14 представлено изменение температуры и массовых концентраций а вдоль нулевой линии тока с ионизацией при начальных данных α_{O_2}=0.75 $\alpha_{O_2\infty}$ и α_{N_2}=0.75 $\alpha_{N_2\infty}$. Видно существенное изменение величин по сравнению с рисунком 12, температура при этом уменьшилась почти на 5000 К.

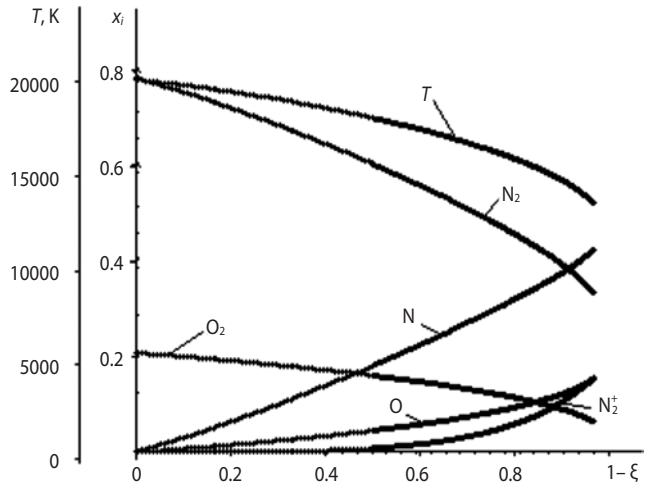


рисунок 13. Влияние ионизации на температуру и концентрации компонентов газовой смеси в ударном слое

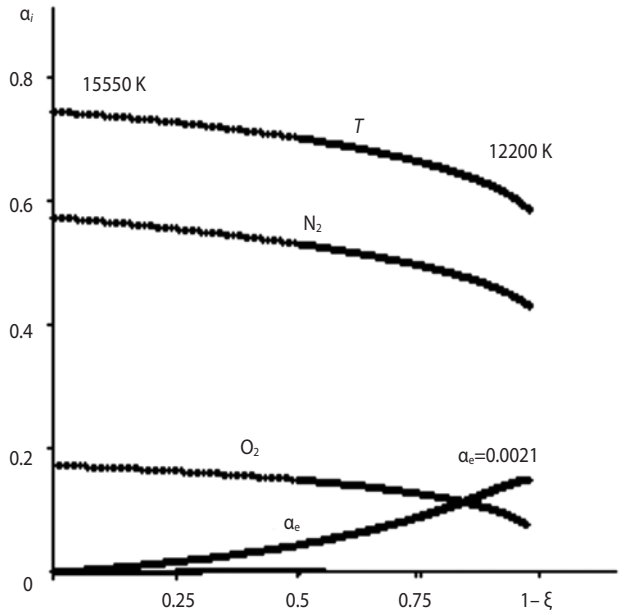


рисунок 14. Температура и концентрации компонентов вдоль нулевой линии тока в момент t=0

заключение

Представленные методы и результаты показали, что расчёты аэродинамики ВА на этапе аэродинамического торможения в атмосфере Земли можно проводить по единой программе с определением аэродинамических характеристик и траектории движения. Для расчёта термодинамических функций в поле течения за ударной волной необходимо выделять два участка траектории полёта ВА в зависимости от характера протекания химических реакций: начальный – неравновесный и завершающий – равновесный. Наиболее сложным является расчёт неравновесного участка, для которого в общем случае необходимо рассматривать уравнения химической кинетики для 96 реакций. Численное исследование позволило определить оптимальный состав химических реакций и начальных условий для концентраций компонентов газовой среды на ударной волне в зависимости от скорости и угла входа ВА в атмосферу.

Представленные методы и результаты могут быть использованы при проектировании перспективных ВА, предназначенных для доставки на Землю ценных материалов и объектов (таких, как, например, грунт с поверхности планеты), полученных в составе межпланетных экспедиций.

список литературы

Голомазов М.М. Исследование неравновесных химических реакций в ударном слое около возвращаемого аппарата при торможении в атмосфере Земли // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2008. [Электронный ресурс]. Систем. требования: Adobe Acrobat Reader. URL: http://www.chemphys.edu.ru/pdf/2008-10-23-007.pdf (дата обращения: 01.07.2018).

Голомазов М.М., Иванков А.А. Исследование аэродинамики перспективного десантного модуля, спускаемого в атмосфере Марса // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 2. С. 56-61.

Голомазов М.М., Иванков А.А. О постановке граничных условий на ударной волне при обтекании затупленных тел гиперзвуковым потоком газа // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 1. С. 38-45.

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

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

Голомазов М.М., Финченко В.С., Иванков А.А., Шматов С.И. Пакет программ для системы автоматизированного аэродинамического проектирования спускаемых в атмосферах планет аппаратов // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. № 2. С. 20-25.

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

Зельдович Я.Б., Райзер Ю.П. Физика ударных волн и высокотемпературных гидродинамических явлений. М.: Наука, 1966. 686 с.

Кузнецов Н.М. Термодинамические функции и ударные адиабаты воздуха при высоких температурах. М.: Машиностроение, 1965. 488 с.

Статья поступила в редакцию 02.07.2018 г.

СЦЕНАРИЙ И ТРАЕКТОРИЯ МИССИИ «ВЕНЕРА-Д»

VENERA-D MISSION SCENARIO AND TRAJECTORY

Н.А. Эйсмонт[1],
кандидат технических наук,
neismont@iki.rssi.ru;
N.A. Eismont

И.Д. Коваленко[1],
кандидат физико-математических наук,
irina.kovalenko@iki.rssi.ru;
I.D. Kovalenko

С.А. Бобер[1],
stasbober@rlab.iki.rssi.ru;
S.A. Bober

Л.В. Засова[1],
доктор физико-математических наук,
zasova@iki.rssi.ru;
L.V. Zasova

Д.А. Горинов[1],
dmitry_gorinov@rssi.ru;
D.A. Gorinov

А.В. Симонов[2],
кандидат технических наук,
alex.simonov@laspace.ru;
A.V. Simonov

А.С. Аббакумов[1],
abbakumov@romance.iki.rssi.ru;
A.S. Abbakumov

Статья посвящена описанию сценария выведения аппаратов проекта «ВЕНЕРА-Д». Рассмотрены основные аспекты задачи выбора оптимальных дат старта. Описывается схема доставки орбитального блока на высокоэллиптическую орбиту и посадочного блока на поверхность Венеры. Обосновываются характеристики выбора рабочей орбиты и схемы выведения для обеспечения передачи научной информации на Землю с аппаратов на поверхности Венеры. Кроме того, указывается возможность выведения небольшого спутника в окрестность коллинеарной точки Лагранжа системы Солнце – Венера и субспутника на орбиту основного орбитального аппарата.

Ключевые слова: Венера; автоматическая межпланетная станция; сценарий проекта; состав миссии.

The article describes the trajectory scenario for the VENERA-D mission. The main aspects of optimal launch dates are considered. A scenario, which enables insertion of an orbiter into the highly elliptical orbit and the lander on the Venus surface is described. Characteristics of the choice for operational orbit and scenario ensuring the scientific data transfer from the lander being on the Venus surface to the Earth are justified. In addition, possibilities of transfer of a small satellite into the vicinity of the collinear Lagrangian point of the Sun-Venus system, and also a subsatellite into the orbit of the main orbiter, are considered.

Key words: Venus; automated interplanetary station; mission scenario; mission composition.

введение

Задачи проекта «ВЕНЕРА-Д» заключаются в изучении поверхности и атмосферы Венеры с помощью космических аппаратов, на борту которых планируется установить приборы для проведения необходимых измерений. В качестве базового варианта предполагается вывести аппараты на орбиты спутника Венеры и обеспечить доставку спускаемых аппаратов на поверхность планеты. Расширенная версия проекта включает в себя также атмосферную платформу для исследований непосредственно в атмосфере и малые аппараты, функционирующие на орбите, аналогичной орбите основного спутника, и в окрестности коллинеарных точек либрации системы Солнце – Венера.

1. Сценарий миссии

Для доставки аппаратов проекта «ВЕНЕРА-Д» рассматривается следующий сценарий. Все элементы проекта, включая посадочную и орбитальную части, выводятся в составе одного блока на перелётную к Венере траекторию с помощью носителя «Протон-М» или «Ангара-5» с разгонной ступенью ДМ-3. В качестве возможного варианта также рассматривается модификация с верхней водородной ступенью для носителя «Ангара-5». На траектории перелёта производится несколько сеансов траекторных измерений с последующими после их обработки манёврами коррекции траектории. Управление всем блоком на этом участке полёта осуществляется за счёт основного орбитального аппарата. Далее,

[1] ФГБУН Институт космических исследований РАН, Россия, г. Москва.
Space Research Institute of RAS, Russia, Moscow.

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

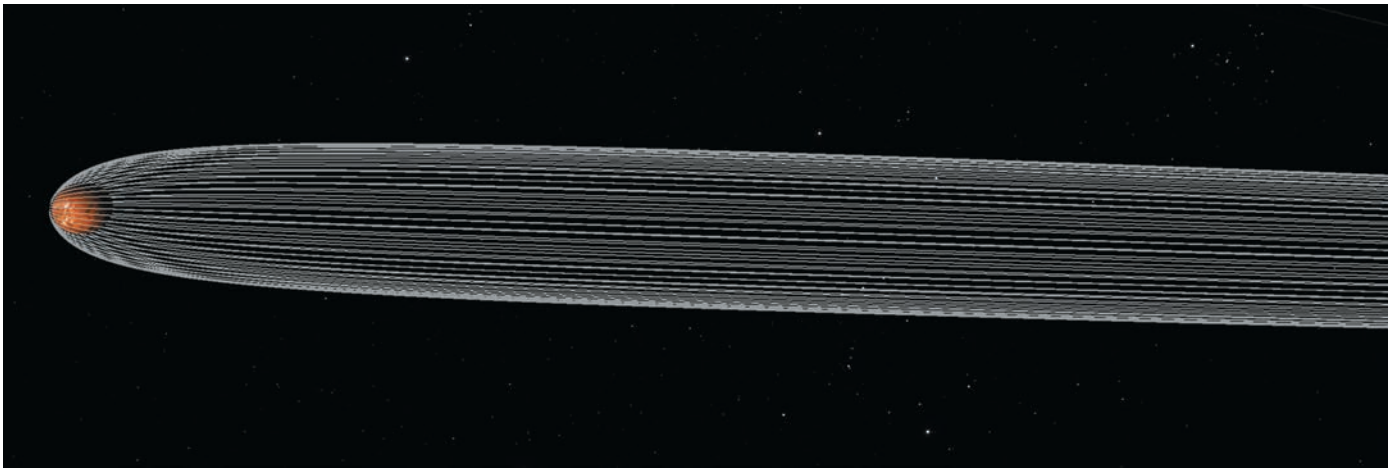


рисунок 1. Семейство подлётных траекторий, соответствующих выбранной траектории перелёта

за трое или более суток до достижения Венеры происходит разделение орбитального и спускаемого аппаратов. Спускаемый аппарат продолжает полёт по траектории, обеспечивающей вход в атмосферу. При этом корректирующие манёвры спускаемого аппарата после отделения не предусмотрены.

Оставшаяся часть перелётного блока переводится на пролётную гиперболическую относительно Венеры орбиту за счёт включения двигательной установки в момент отделения. При достижении окрестности Венеры производится манёвр для перевода блока на высокоэллиптическую орбиту её спутника. Помимо научных задач, орбитальный аппарат выполняет задачи ретранслятора для передачи на Землю научных данных, собираемых другими составляющими миссии. Как выглядит достижимое множество возможных орбит в системе отсчёта, связанной с Венерой, для практически одной и той же орбиты перелёта, показано на рисунке 1. Все эти орбиты имеют одинаковое направление вектора скорости аппарата на бесконечности (*Эльясберг П.Е.*, 1965), образуя фигуру вращения с осью, проходящей через центр Венеры. На достаточно большом расстоянии от планеты можно рассматривать эту фигуру как цилиндр.

С приближением к Венере гиперболические траектории, образующие возможные траектории подлёта, достигают перицентров, образующих для выбранного радиуса перицентра окружность, как показано на рисунке 2. Выбор конкретного перицентра определяется рядом условий, приводимых ниже.

Заметим, что возможные орбиты спускаемого аппарата выглядят практически так же, как и подлётные орбиты для составляющих миссии доставляемых в окрестности Венеры. Их отличие – более низкие перицентры, находящиеся под поверхностью Венеры, как их называют, условные перицентры.

Манёвр для перевода на эллиптическую орбиту осуществляется в районе перицентра подлётной гиперболической траектории. Если планируется выведение малого космического аппарата в окрестность коллинеарной точки либрации L1, то включение двигательной установки тормозит блок до относительной скорости, несколько ниже параболической, а по достижении соответствующей величины скорости последний отделяется и оказывается на траектории перехода в эту область. Оставшийся блок, включающий основной орбитальный аппарат и его малый субспутник, выводится на высокоэллиптическую орбиту спутника Венеры с орбитальным периодом в одни земные сутки и высотой перицентра 400 км (соответствующая высота апоцентра при этом около 72000 км).

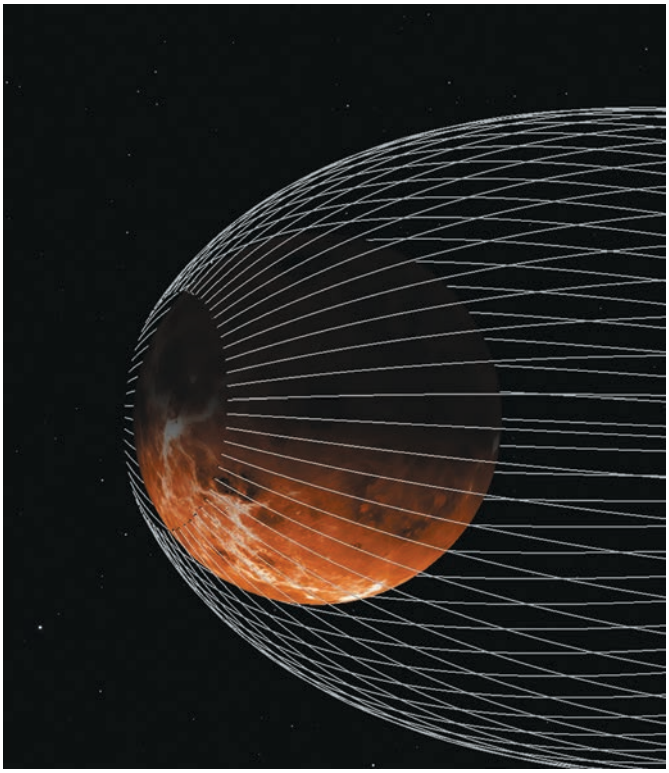


рисунок 2. Многообразие траекторий подлёта в области перицентров для фиксированной относительной скорости на бесконечности

2. Требования к характеристикам аппаратов и рабочей орбите

Для запуска аппаратов «ВЕНЕРА-Д» рассматриваются варианты запуска с 2026 по 2031 год. При этом оцениваются возможности перелёта в течение первого (*Левантовский В.И.*, 1980) или второго полувитка гелиоцентрической траектории. Интервал между окнами старта для каждого варианта соответствует синодическому периоду движения Венеры относительно Земли, равному 583.92 земных суток (*Wertz James R.*, 2012).

Оптимизация траекторий ведется по величине импульса скорости, необходимого для выведения аппарата на рабочую орбиту спутника Венеры, и окна старта определяются для интервала в две недели в окрестности оптимальной даты старта. В качестве рабочей орбиты была выбрана высокоэллиптическая орбита с высотой перицентра 400 км и периодом 24 часа. Кроме того, вариант 48-часового периода орбиты также рассматривается.

Выбранный вариант рабочей орбиты должен обеспечить возможность передачи информации на основной спутник с посадочного аппарата на этапе спуска в атмосфере после раскрытия парашюта, а также после посадки на поверхность Венеры и последующей передачи данных на Землю.

Кроме того, успешный опыт реализации предыдущих советских и российских миссий к Венере демонстрирует преимущество данного выбора орбиты.

Продолжительность жизни основного посадочного аппарата, включая фазу его парашютного спуска на поверхность, ограничивается высокой температурой атмосферы в её нижних слоях, близких к поверхности (до 460 градусов по Цельсию), и ожидается в пределах трёх часов; в это время требуется поддерживать радиолинию со спутником. Однако для нашего проекта планируется вместе с упомянутым основным аппаратом доставить малый (массой не более 20 кг) с ограниченными функциями, но значительно более длительным временем работы на поверхности – более двух месяцев. Соответственно, для него необходимо обеспечивать возможность передавать информацию на спутник в течение всего этого периода, т.е. их взаимное положение должно быть таковым, чтобы они максимально долго оставались в пределах взаимной видимости.

Что касается планируемой эксплуатации орбитального аппарата (основного спутника), то её длительность ожидается в пределах трёх лет, что означает выполнение требования по эволюции орбиты: за это время высота перицентра (на этот параметр влияет гравитация Солнца) не должна снизиться до величины менее 350 км.

Дополнительные ограничения на выбор орбиты спутника возникают также для случая, когда принимается вариант проекта с выведением малого аппарата в окрестность точки либрации L1, поскольку подлётная траектория, подходящая для выведения аппарата на требуемую орбиту спутника, может оказаться неподходящей для перехода в окрестность точки либрации.

Таким образом, выбор приемлемых целевых параметров используемых в проекте аппаратов требует поиска компромиссных их сочетаний, включая сам состав экспериментов и аппаратов.

3. Проектирование траектории перелёта и её влияние на целевые параметры миссии

Проектом ставится задача посадить аппарат в заданный район на поверхности Венеры (точнее говоря, два аппарата: большой основной с временем жизни 3 часа и малый дополнительный с временем функционирования более двух месяцев). Одновременно на орбиту спутника должен быть выведен аппарат, решающий свои научные задачи и обеспечивающий передачу информации с посадочных аппаратов. Как дополнительные составляющие планируются субспутник и аппарат в окрестности точки либрации L1.

Двигаясь по номинальной перелётной гелиоцентрической траектории в составе блока нескольких аппаратов, спускаемый аппарат (внутри которого находятся посадочные) после отделения оказывается на номинальной траектории входа в атмосферу. Его движение после отделения и далее в атмосфере происходит без управляющих воздействий и без подъёмной силы (такой вход в атмосферу называют баллистическим).

На этапе разработки проекта определяется совокупность точек на поверхности, достижимых при выбранной траектории перелёта. При этом точность оценок достаточна, если полагать, как это показано на рисунках 1 и 2, что все относительные траектории подлёта к планете равнозначны и характеризуются только вектором скорости на бесконечности $\mathbf{V}_\infty$, который может быть размещён вдоль любой образующей на показанном цилиндре. Радиус этого цилиндра определяется радиусом перицентра гиперболической пролётной траектории, а его ось, как уже говорилось, направлена вдоль вектора $\mathbf{V}_\infty$. Задавая радиус перицентра, мы получаем угол между направлением этого вектора и направлением в перицентр (*Eismont N. et al.*, 2013). Для этого достаточно применить формулы кеплерова движения. Применяя те же соотношения, можно по радиусу входа и углу входа (углу между вектором скорости и местным горизонтом) на этом радиусе получить соответствующий радиус перицентра и величину скорости при этом.

Таким образом, для определяемого решением задачи перелёта к Венере вектора скорости на бесконечности мы получаем дату (время) прилёта и радиус окружности на поверхности, определяемый упомянутым выше углом, если выбран угол входа в атмосферу. Выбор этого угла определяется величиной максимальной допустимой перегрузки при входе, которая при фиксированной скорости входа пропорциональна синусу угла входа и обратной шкале высот на интервале, где достигается максимальная перегрузка. Обращаясь к опыту запусков советских аппаратов «ВЕНЕРА», можно принять в качестве максимально допустимого её значения 130, которому соответствует угол входа около 22 градусов.

С изменением параметров перелётной орбиты, например дат старта и прилёта, изменяется и положение окружностей посадки на поверхности Венеры. При этом величина полезной нагрузки может уменьшиться, однако это может быть платой за возможность выполнить посадку в более востребованном с точки зрения научных задач месте.

4. Примеры выбора перелётных орбит и их влияние на достижимые районы посадки

В таблицах 1 и 2 приведены характеристики траекторий перелёта к Венере для двух окон запуска: в 2026 и 2031 годах. Траектории перелётов Земля – Венера в проекции на плоскость эклиптики для вариантов, соответствующих серединам периодов запуска, приведены на рисунках 3 и 4.

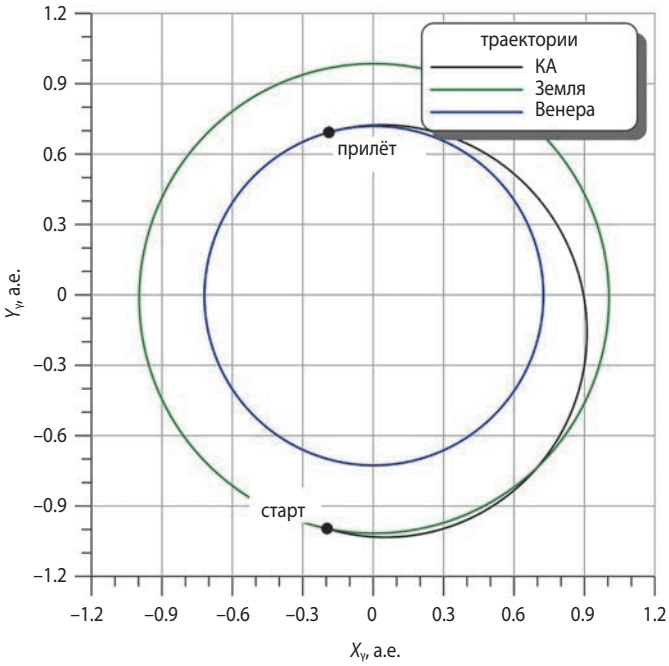


рисунок 3. Траектория перелёта со стартом 09.06.2026 и прилётом 09.12.2026

Траектория перелёта для окна запуска в 2026 году соответствует достижению Венеры на втором полувитке, в 2031 – на первом. Соответственно, время перелёта в первом случае 180–189 суток, во втором – 120–128 суток. На протяжении каждого из приводимых в таблицах окон запуска склонение вектора скорости на бесконечности относительно экватора Венеры (иначе говоря, широта центра окружностей

таблица 1 – Основные характеристики орбит перелёта для окна запуска с 30.05.2026 по 20.06.2026 и окна прилёта с 05.12.2026 по 12.10.2026

параметр	первая дата окна запуска	средняя дата окна запуска	последняя дата окна запуска
дата запуска	30.05.2026	09.06.2026	20.06.2026
ΔV_1, км/с	3.905	3.881	3.896
V_1^∞, км/с	3.93	3.858	3.904
δ_1, ° - J2000 - эклиптика	 −28.44 −17.64	 −38.33 −26.5	 −46.17 −33.46
α_1, °	202.5	203.15	203.65
продолжительность полёта, день	189	182	180
угловое расстояние перелёта, °	210.04	206.57	209.05
дата прилёта	05.12.2026	09.12.2026	17.12.2026
ΔV_2, км/с	0.899	0.859	0.899
V_2, км/с	3.117	2.982	3.118
δ_2, ° - J2000 - эклиптика - экватор Венеры	 −12.71 −9.00 −10.17	 −0.12 6.66 5.46	 13.14 20.76 19.56
α_2, °	186.73	197.25	202.11

точек входа и положений перицентра) заметно изменяется. А именно для 2026 года широта возрастает с −10.17 до 19.56 градусов, для 2031 года уменьшается с 23.54 до −10.15 градусов.

Как видно из представленного рисунка 5, радиус окружностей точек посадки равен примерно 75 градусам, это означает, что достижима значительная область широт Венеры, включая полярные. Для других окон старта картина примерно та же. Напомним, что указанный радиус соответствует углу входа в 22 градуса, и он уменьшается с уменьшением этого угла. Уменьшая угол входа, мы уменьшаем перегрузку и расширяем область достижимых точек посадки, так что окружность достижимых точек посадки превращается в кольцо за счёт расширения внутрь первоначальной окружности. Здесь следует отметить, что уменьшение угла входа приводит к росту возможных ошибок достижения заданной точки посадки, что ведёт к ограничению снизу допустимого угла входа.

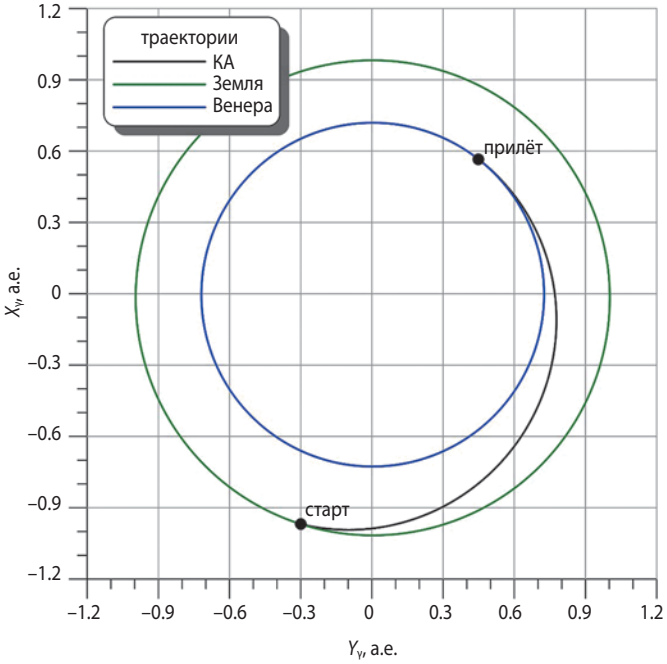


рисунок 4. Траектория перелёта со стартом 04.06.2031 и прилётом 09.10.2031

5. Связь выбора точек посадки и параметров орбиты спутника

Траектории посадочного аппарата и спутника достигают окрестности Венеры в составе одного блока вплоть до отделения посадочного (спускаемого) аппарата. До этого момента у них один и тот же вектор скорости на бесконечности.

После отделения посадочного аппарата орбитальному блоку сообщается импульс, целью которого является его перевод на гиперболическую траекторию относительно Венеры, которая даёт возможность последующим торможением вывести его на высокоэллиптическую суточную орбиту спутника Венеры.

Если отделение и последующий импульс проводятся достаточно далеко от Венеры (более чем за трое суток), то можно считать, что блок переводится на одну из множества пролётных орбит, показанных на рисунках 1 и 2. Общим для них является тот факт,

таблица 2 – Основные характеристики орбит перелёта для окна запуска с 25.05.2031 по 15.06.2031 и окна прилёта с 30.09.2031 по 13.10.2031

параметр	первая дата окна запуска	средняя дата окна запуска	последняя дата окна запуска
дата запуска	25.05.2031	04.06.2031	15.06.2031
ΔV_1, км/с	3.798	3.787	3.892
V_1, км/с	3.601	3.566	3.89
δ_1, ° - J2000 - эклиптика	 −20.89 −40.02	 −11.03 −30.98	 3.16 −17.07
α_1, °	122.1	119.66	119.96
продолжительность полёта, день	128	127	120
угловое расстояние перелёта, °	154.9	159.17	155.8
дата прилёта	30.09.2031	09.10.2031	13.10.2031
ΔV_2, км/с	0.95	0.837	0.909
V_2, км/с	3.284	2.904	3.15
δ_2, ° - J2000 - эклиптика - экватор Венеры	 31.97 24.25 23.54	 23.05 10.26 9.75	 6.11 −9.77 −10.15
α_2, °	167.15	150.35	137.46

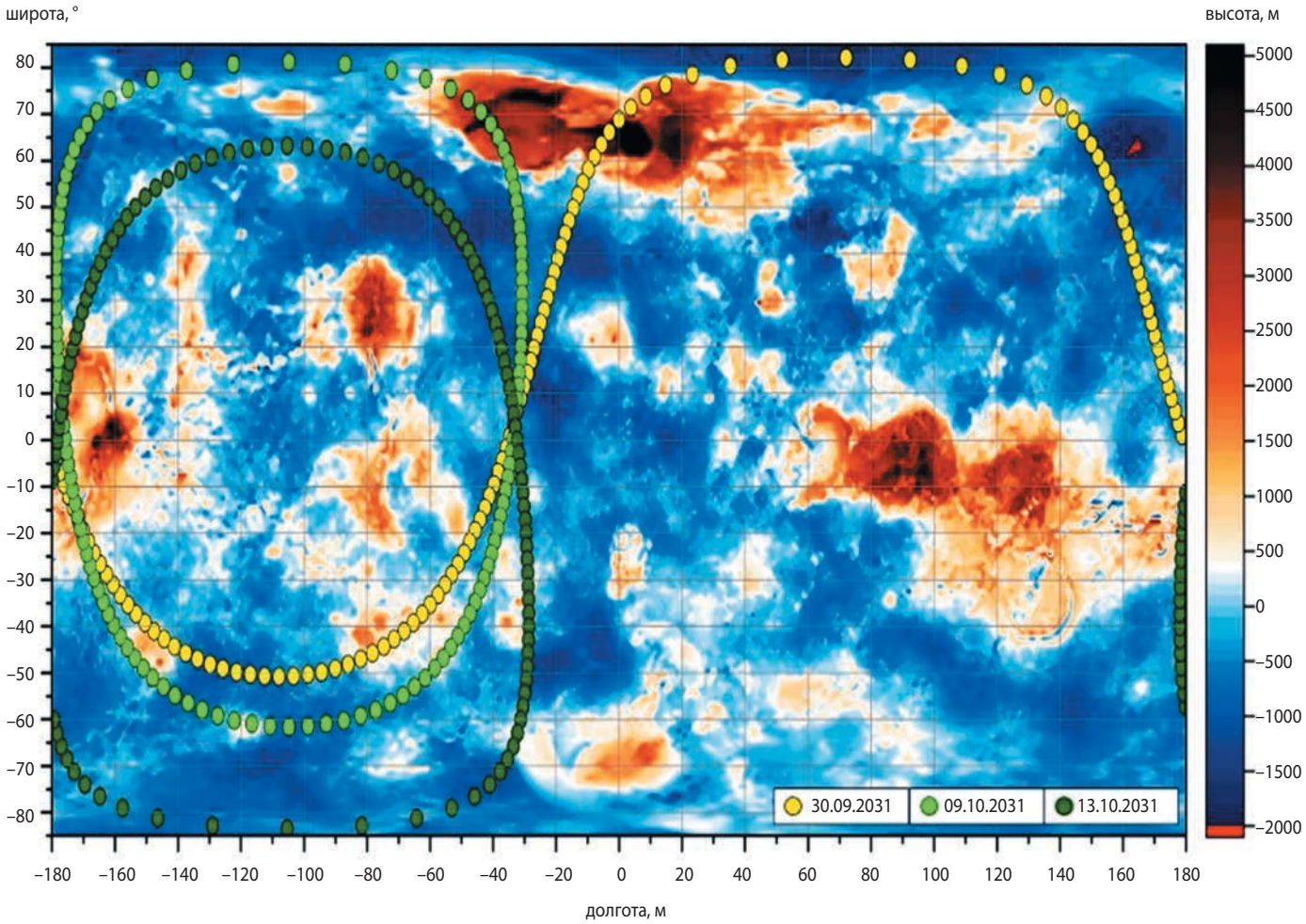


рисунок 5. Достижимые точки посадки для окна старта в 2031 году с датами посадки 30.09.2031, 09.10.2031 и 13.10.2031

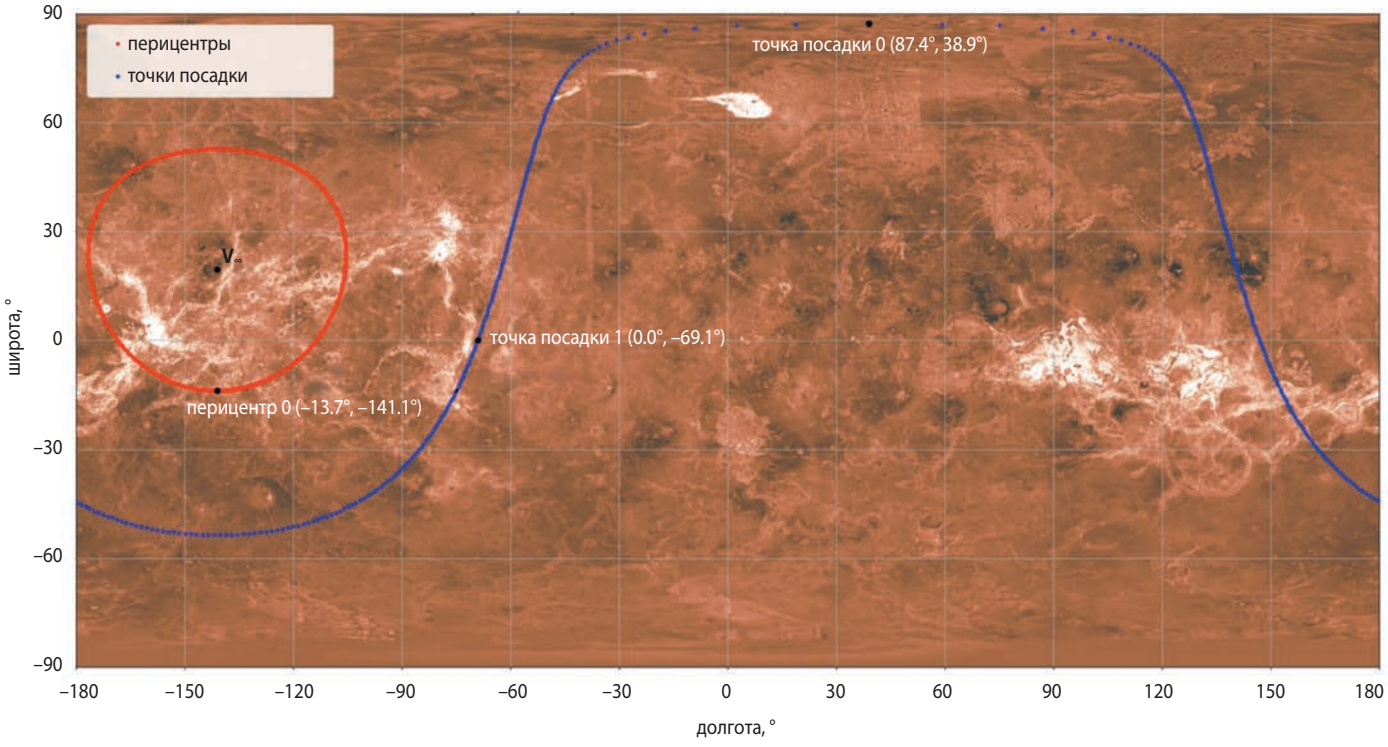


рисунок 6. Семейство точек перицентра (красная линия) и посадки (синяя линия), а также примеры точки перицентра (0) и посадки (0 и 1) для даты прилёта 17.12.2026

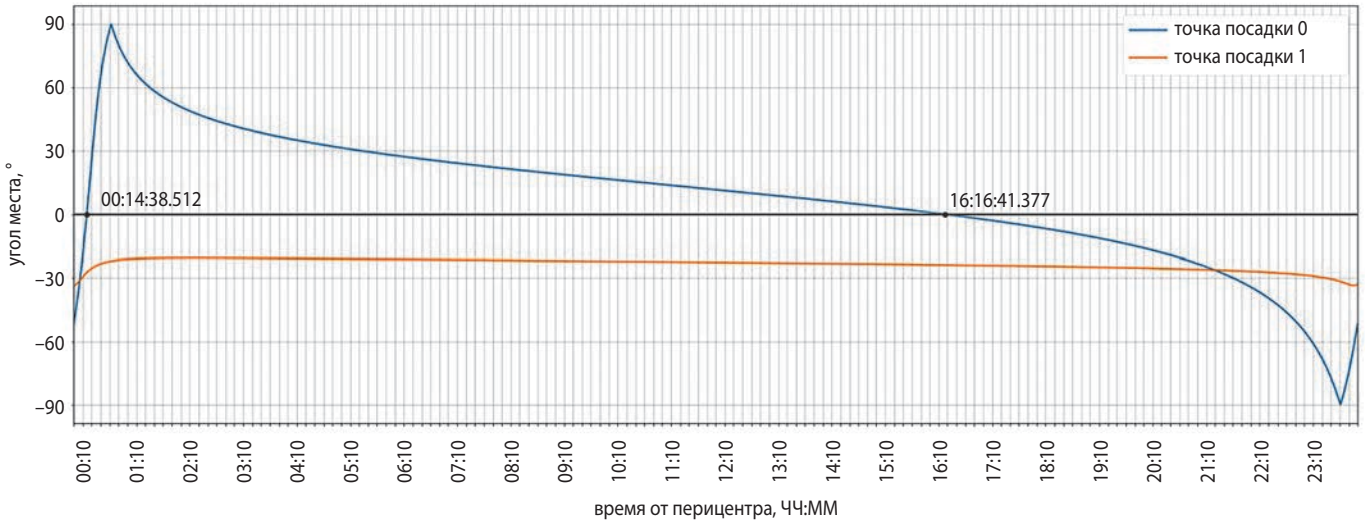


рисунок 7. Угол места спутника относительно точки посадки аппарата в зависимости от времени, отсчитываемого от момента пролёта перицентра

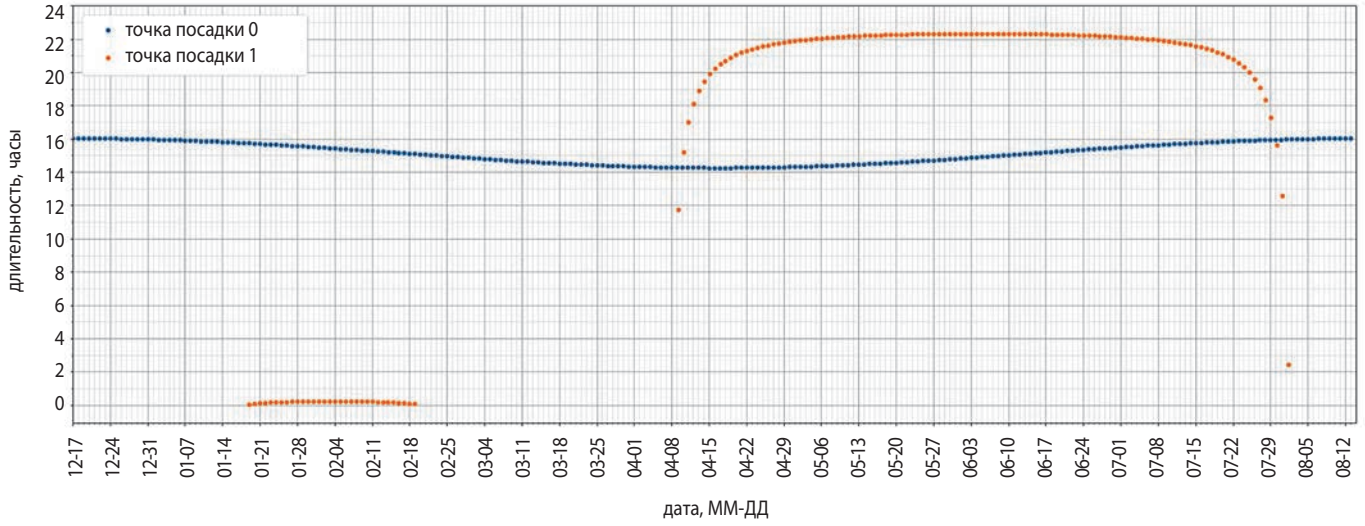


рисунок 8. Длительность ежесуточной (каждые 24 земных часа) видимости аппарата из точки посадки для крайней северной (синяя) и экваториальной (оранжевая) точек посадки

что их плоскости проходят через вектор относительной скорости на бесконечности. Выбор конкретной плоскости орбиты означает выбор одного параметра, т.е. множество представленных на рисунках 1 и 2 орбит однопараметрическое, если принять, что перицентрическое расстояние уже выбрано.

Как отмечалось выше, главное требование к орбите спутника – обеспечение взаимной видимости посадочного аппарата и спутника, начиная с момента раскрытия парашюта, т.е. спутник должен находиться над местным горизонтом посадочного аппарата. Чтобы выполнить это условие, оптимальным манёвром после отделения посадочного аппарата является перевод орбитального аппарата на орбиту с заданной высотой (400 км) с той же плоскостью, что и у посадочного аппарата, но двигающегося относительно Венеры в противоположном направлении, т.е. кинетический момент орбиты спутника должен быть антиколлинеарен таковому для орбиты посадочного аппарата (*Левантовский В.И.*, 1980). При этом модуль вектора скорости спутника должен быть скорректирован таким образом, чтобы спутник оказался над горизонтом посадочного аппарата не позже раскрытия парашюта последнего. Отклонение от этого требования приводит к снижению длительности видимости. Это иллюстрируется рисунками 6–8.

На рисунке 6 показаны два варианта взаимного положения перицентра орбиты спутника и посадочного аппарата. В обоих вариантах перицентр располагается на минимальной широте, а посадочный аппарат в одном случае на максимальной широте, в другом на экваторе. На рисунке 7 показан угол места спутника над горизонтом посадочного аппарата для максимальной широты (голубая линия) и для эк-

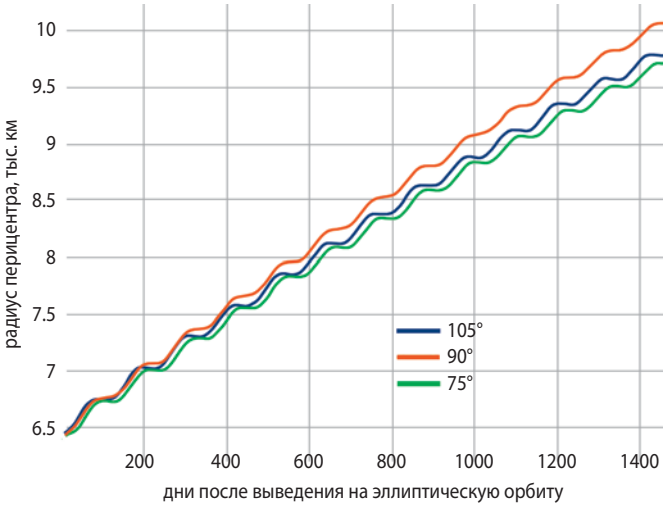


рисунок 9. Эволюция радиуса перицентра орбиты спутника в зависимости от времени полёта для наклонений к экватору 75, 90 и 105 градусов

ватора (оранжевая линия) в зависимости от времени. Время отсчитывается от момента прилёта спутника в перицентр; предполагается, что в этот момент посадочный аппарат уже находится в заданной точке на высоте 100 км над поверхностью. Видимость для случая максимальной широты наступает примерно через 14 минут. Это даёт величину, на которую нужно скорректировать время прибытия в зону видимости орбитального аппарата. Далее видимость длится более 16 часов.

При этом угол места в течение первого часа достигает 90 градусов. Аппарат на экваторе в течение этого времени не виден.

Для малого долгоживущего аппарата была рассчитана продолжительность видимости в течение суток на протяжении 240 суток (венерианского года), рисунок 8. Как видно из рисунка, для положения посадочного аппарата на максимальной широте ежесуточная видимость в течение венерианского года нигде не уменьшается ниже 14 часов, в то время как для экваториального случая в течение примерно половины венерианского года видимость достигается на уровне более 22 часов. Остальное время видимость менее часа или спутник с посадочного аппарата не наблюдается.

Таким образом, наиболее благоприятным выбором сочетания наклонения орбиты и положения аппарата на поверхности является близкое к полярному.

Выбор такого наклонения не противоречит требованиям по эволюции орбиты, поскольку это не приводит к снижению высоты перицентра. Это иллюстрируется рисунком 9, где представлены функции радиуса перицентра от времени полёта для трёх начальных наклонений орбиты к экватору Венеры. Отметим, что при этом значение большой полуоси остаётся неизменным, что означает снижение радиуса апоцентра на величину роста перицентра. Таким образом, условия передачи информации с поверхности планеты с течением времени миссии улучшаются.

заключение

Приведённый анализ показывает, что задача миссии по перелёту космического аппарата к Венере с последующим переходом его на высокоэллиптическую орбиту спутника Венеры с периодом в земные сутки, высотой перицентра 400 км и доставкой посадочного аппарата на поверхность решаема с помощью располагаемых средств ракетной техники (носитель «Протон-М» с разгонным блоком ДМ3 или «Ангара-5» с водородной разгонной ступенью). При этом заданные технические ограничения выполняются, включая достижение требуемых районов посадки и обеспечение условий передачи информации на Землю через спутник Венеры. Последнее условие выполняется как для случая основного посадочного аппарата с временем эксплуатации 3 часа, так и для долгоживущей малой станции на поверхности с временем работы на поверхности Венеры не менее двух месяцев.

Было показано, что выбираемые параметры орбиты спутника позволяют удовлетворить требования по времени баллистического существования спутника (более 3 лет) с возможностью существенного его продления, поскольку эволюция параметров орбиты под воздействием гравитации Солнца включает в себя рост высоты перицентра.

Установлено, что в ходе выполнения операций перевода аппарата с пролётной орбиты на орбиту спутника Венеры возможно вывести дополнительный малый аппарат на орбиту в окрестность точки либрации L1. При этом возможно реализовать соответствующий манёвр отделением этого аппарата после достижения импульса торможения около 500 м/с, т.е. до выведения орбитального аппарата на траекторию спутника.

список литературы

Левантовский В.И. Механика космического полёта в элементарном изложении. М.: Наука, 1980. 512 с.

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

Eismont N. et al. On the Possibility of the Guidance of Small Asteroids to Dangerous Celestial Bodies Using the Gravity Assist Maneuvers // Solar System Research. 2013. V. 47, № 4. P. 325-333.

Wertz James R. Spacecraft attitude determination and control. Springer Science & Business Media. 2012. 858 p.

Статья поступила в редакцию 16.10.2018 г.

ПЕРСПЕКТИВЫ НАЗЕМНЫХ И ВНЕАТМОСФЕРНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ КОМЕТ И МЕТЕОРОВ В ЭПОХУ ПОСЛЕ МИССИИ ROSETTA

PROSPECTS OF TERRESTRIAL AND EXOATMOSPHERIC INVESTIGATIONS OF COMETS AND METEORS IN THE POST-ROSETTA MISSION ERA

М.Е. Сачков[1],
профессор РАН,
доктор физико-
математических наук,
msachkov@inasan.ru;
M.E. Sachkov

В статье рассмотрены современное состояние и перспективы кометных и метеорных исследований. Особое внимание уделено научным задачам, решаемым с помощью космических миссий.

Ключевые слова: спектроскопия; кометы; ультрафиолетовые исследования; химический состав комет.

In this paper we review current state and prospects of comet and meteor studies. We pay a special attention to scientific tasks that should be solved with a help of space missions.

Keywords: spectroscopy; comets; ultraviolet research; comet chemical composition.

введение

Одним из важнейших направлений астрономических исследований последних двух десятилетий являются экзопланеты (*Fossati L. et al.*, 2014). Миссия NASA Kepler, запущенная на орбиту в 2008 году и до сих пор продолжающая свою работу, совершила практически революцию в таких исследованиях, на три порядка увеличив количество объектов исследования. Астрономы получили возможность наблюдать структуру сформировавшихся планетных систем извне, в отличие от изучения нашей Солнечной системы, которое мы проводим изнутри. Последующие спектральные исследования звёзд с планетными системами, проведённые как наземными средствами, так и с помощью орбитальных обсерваторий, позволили подойти вплотную к пониманию свойств экзопланетных атмосфер и даже начать исследования экзокомет. Эти исследования были дополнены результатами данных о протопланетных дисках, мощный скачок в получении которых также происходит в последние годы. Астрофизики подошли вплотную к созданию существенно непротиворечивой космогонической модели. Тем не менее, исследования планетных систем вокруг других звёзд и исследования протопланетных дисков пока не дают достаточно исчерпывающей информации для понимания свойств и истории нашей Солнечной системы. Основным источником информации для таких исследований остаётся наблюдение тел Солнечной системы.

Одними из современников образования ранней Солнечной системы являются кометы, имеющие возраст, близкий к возрасту Солнечной системы, и сохраняющие информацию о ранних стадиях её эволюции. По современным представлениям, кометы сформировались на самых ранних стадиях образования нашей

[1] ФГБУН Институт астрономии РАН, Россия, Москва.

Institute of Astronomy of the Russian Academy of Sciences, Russia, Moscow.

планетной системы, по-видимому, в первые несколько миллионов лет жизни протопланетного диска, т.к. в более позднюю эпоху плотность диффузного вещества протопланетного диска должна была существенно уменьшиться вследствие образования планет и планетезималей. Общепризнано, что почти все кометы мало изменились на протяжении почти всей жизни. Наблюдаемые время от времени «хвостатые» кометные тела, перешедшие на близкие к Солнцу орбиты, являются по сути финальной стадией кометной эволюции, т.к. они не могут существовать более нескольких десятков тысяч лет. Метеорные и метеоритные явления позволяют существенно дополнить наши знания о химическом составе и динамике комет.

Для изучения природы комет используются как наземные инструменты, так и космические миссии. Некоторые проекты предполагали пролёт космического аппарата вблизи (менее 1000 км) исследуемой кометы: миссия Giotto и автоматические станции «ВЕГА-1» и «ВЕГА-2» к комете Галлея (1986), продолжение миссии к комете Грига – Скьеллерупа (1992), космический эксперимент Stardust к комете Вильда 2 (2004) и её продолжение NExT к комете Темпеля 1 (2011), проект Deep Impact к комете Темпеля 1 (2005) и её продолжение EPOXI к комете Хартли 2 (2010). С помощью этих миссий был достигнут огромный прогресс в понимании природы комет. Однако недавняя космическая миссия «РОЗЕТТА» к комете Чурюмова – Герасименко является по-настоящему эпохальной. Космический аппарат двигался в непосредственной близости от кометы в течение двух лет, подошел к ней 14 февраля 2015 года на расстояние 6 км. Далее была осуществлена посадка модуля «ФИЛЫ» на поверхность кометы. Результаты космической миссии «РОЗЕТТА» оказали большое влияние на воззрения о природе комет, дополнили наше понимание о составе комет.

Традиционное представление о кометах как о «грязных айсбергах» («dirty icebergs») или «грязных снежках» («dirty snowballs») основано на сценарии слипания пылинок холодных областей протопланетного диска, состоящих из тугоплавких ядер, аналогичных по составу частицам пыли межзвёздного пространства, большая часть которых образовалась в веществе, истекающем из звёзд на поздних стадиях звёздной эволюции, окруженных замёрзшими летучими льдами. В состав этих летучих входят молекулы H_2, CO_2, CO, N_2, CH_4, H_2S, вода, некоторые другие молекулы, а также инертные газы. В свою очередь, тугоплавкие ядра могут состоять из магнезиальных силикатов и железа, полиароматических и полициклических высокомолекулярных соединений или смеси других органических молекул. Данные, предоставленные миссией Rosetta, показали, что масса тугоплавких частиц может быть значительно больше массы льдов. Т.е., комета 67P Чурюмова – Герасименко является, наоборот, «комом грязи с примесью льдов» («snowy dirtballs»). По-видимому, такие кометы испытали сильные эволюционные изменения вследствие попадания во внутреннюю область Солнечной системы. Наиболее существенные выводы о первичном состоянии вещества ядер комет могли бы дать исследования ядер долгопериодических комет, проводимые с помощью миссий, непосредственно исследующих вещество (посадочные миссии на поверхность комет). При этом такие исследования необходимо проводить на глубинах в несколько метров или даже несколько десятков метров, но к настоящему времени ни одной такой космической экспедиции не было организовано.

1. Перспективные задачи кометных исследований

Современные модели ядер и атмосфер комет указывают на наличие у них экстремальных состояний. К наблюдаемым проявлениям относится аномальное распределение излучения атомов натрия (например, в голове кометы Мркоса 1957 d/1957 V). Под влиянием криогенного плотного газа из ядра происходят депрессия температуры пылевой компоненты атмосферы в околоядерной области и смещение максимума излучения атомов металлов в направлении на Солнце.

Важные данные о внутреннем строении ядер комет были получены на основе анализа снимков, сделанных в течение 13 минут после столкновения ударного модуля космического аппарата Deep Impact с кометой 9P/Tempel 1. По-видимому, наибольшая вскрытая полость была достаточно глубока, т.к. дополнительный значительный выброс малых частиц микронного размера из этой полости продолжался около 50 секунд.

Интересным явлением, требующим, однако, однозначного объяснения, является распад кометных ядер на несколько фрагментов. Это явление достаточно распространено. К основным причинам, приводящим к развалу кометных ядер, относятся: приливное воздействие со стороны Солнца; гравитационное влияние планет-гигантов, с которыми кометные ядра сближаются до распада; неравномерная сублимация на поверхности кометного ядра, в результате которой последнее получает форму гантели и делится на две части; вращательное движение ядра и т.д. Столкновение с метеорными потоками также может рассматриваться как одна из причин распада кометных ядер. Прохождение через плотные слои потоков может привести к тому, что ядра либо получат разрушительные удары и распадутся сразу на несколько частей, либо образуются трещины, которые впоследствии могут привести к их делению. Исследование этого явления будет весьма актуальным и в последующую декаду.

Как было отмечено выше, кометы являются телами, оставшимися после стадии образования планетезималей в протосолнечном диске. В этой связи знание их химического состава и физических характеристик может служить ключом к пониманию связи между процессами в протосолнечной и во внешней окрестностях диска. Одной из таких задач является исследование состава дейтерия в молекулах межзвёздной воды, по сравнению с измерениями в кометах. В частности, было показано, что соотношение D/H в кометах более чем на порядок превышает протосолнечное значение для H_2, но в то же время существенно ниже значений, измеряемых в плотных межзвёздных облаках. Этот результат можно интерпретировать так, что в кометных ядрах присутствует вещество, которое подверглось переработке во внутреннем солнечном протодиске, а затем было перемещено во внешние области Солнечной системы. Решение задачи определения отношения D/H для большой выборки комет крайне важно для полного понимания процессов перемешивания в газопылевом протосолнечном диске и происхождения воды на Земле. Понимание сходства и различия между составом межзвёздного вещества и составом кометного вещества проливает свет на физику и химию этих процессов. Состав льдов комет в целом совпадает с составом основных компонентов астрономических льдов. Важный вклад в такие исследования внесло применение методов спектроскопии в инфракрасном диапазоне электромагнитного спектра. Кометные льды состоят из молекул H_2O, CO, CO_2, CH_4, CH_3OH, H_2CO, NH_3 и HCOOH. Низкое содержание органики в ряде комет может быть свидетельством динамического разрушения внешнего диска.

Интересным является вопрос о существовании в околоземном пространстве объектов, которые в прошлом находились на околосолнечных орбитах. Возможно, такие тела не выживают после нескольких прохождений перигелия и не вносят вклада в популяцию околоземных объектов. Один из таких объектов можно считать примером объекта, оказавшегося в околоземном пространстве, пройдя околосолнечную стадию (*Kokhirova G.I. et al.*, 2017). Нахождение и распад малых тел в окрестности Солнца является важным механизмом в формировании популяции околоземных объектов.

2. Исследования метеоров и астероиды, сближающиеся с Землёй

По существующим гипотезам, астероиды, сближающиеся с Землёй (АСЗ), являются по своему происхождению либо астероидами основного пояса (или осколками таких астероидов), либо ядрами угасших кометных ядер. К настоящему времени открыто большое число объектов, которые по наблюдаемым свойствам классифицированы как АСЗ. Отличительным признаком ядра угасшей кометы является существование связанного с ним метеорного потока и соответствующего метеороидного роя. Кометы километрового размера довольно быстро теряют свои летучие вещества. До окончания своей динамической эволюции (то есть до столкновения с планетами или выброса из Солнечной системы) ядра комет могут полностью потерять все летучие вещества или покрыться толстой пылевой корой, препятствующей сублимации летучих веществ. В результате такие ядра могут наблюдаться как астероиды.

Эта гипотеза получила наблюдательные подтверждения. Например, открытая в 1949 году комета P/Wilson-Harrington (1949 III) была переоткрыта в 1979 году уже как астероид (4015) Wilson-Harrington (1979VA). В 1994 году ядра двух короткопериодических комет, кометы Мачхолца 2 и кометы Харрингтона, разрушились на крупные осколки, которые «угасли» до астероидного вида. Вековое уменьшение перигелийного расстояния или столкновение с крупным метеороидом может привести к разрушению коры и возобновлению активности кометы. Возможно, в результате такого события в 1986 году и была открыта периодическая комета 99P/Мачхолца, родоначальница метеороидного роя Квадрантид и его восьми метеорных потоков. Основываясь на этом признаке, было показано (*Kokhirova G.I. et al.*, 2017), что угасшие кометы или их фрагменты составляют 5% от всех АСЗ, открытых до 2005 году. Выявление астероидов кометного происхождения относится к числу важных задач околоземной астрономии, поскольку эти данные необходимы для разработки стратегий смягчения последствий потенциально возможных столкновений АСЗ с Землёй. Факты существования крупных тел в метеороидных роях необходимо учитывать и в расчётах при планировании траекторий космических миссий. Научное значение метеорных потоков заключается в том, что они являются своеобразными «каналами», по которым кометное вещество попадает на Землю и становится доступным для изучения. Исследование метеоров в последнее время привлекает внимание в связи с проблемой опасности от метеороидов сравнительно небольших размеров.

В околоземном пространстве присутствуют частицы космической пыли, которые при попадании в атмосферу Земли создают явление спорадических метеоров, а также частицы, входящие в метеорные потоки. Свойства спорадического метеорного вещества описываются многочисленными моделями, дающими возможность рассчитывать плотность метеорного вещества в окрестностях Земли с учётом её притяжения и эффекта экранирования. Плотность вещества в метеорных потоках постоянно варьируется, поэтому всегда актуальным остаётся вопрос

о непрерывном мониторинге метеорных потоков различного происхождения в течение года. Такие исследования необходимы и для прикладных задач определения риска соударения частиц размерами более 1 мм (соударение с такими частицами считается опасным) с космической техникой. Например, исследования метеороидов потока Персеиды в 2007–2013 гг. (*Murtazov A.K.*, 2013) показали, что этот риск в период максимума потока приблизительно равен риску соударения со спорадическими метеорами на этот же период. То есть общий метеороидный риск в околоземном пространстве даже выше. Следует, однако, отметить, что за счёт меньшей скорости спорадических метеоров (приблизительно 20 км/с) эффект их ударного воздействия ниже метеороидов Персеид.

3. Особенности УФ-диапазона при исследовании комет

Ряд задач в области кометных исследований (определение химического состава комет, исследование физических процессов в их ядрах и др.) может быть разрешён только с использованием наблюдательных данных в ультрафиолетовом диапазоне электромагнитного спектра. Вследствие непрозрачности земной атмосферы такие исследования могут производиться только методами внеатмосферной астрономии. В то же время внеатмосферные наблюдения комет имеют ряд особенностей по сравнению с такими исследованиями других астрономических объектов (*Sachkov M.*, 2016; *Shustov B. et al.*, 2018). Перечислим некоторые, на наш взгляд наиболее существенные.

Кометы являются движущимися объектами, скорость их движения может достигать десятков угловых секунд в час. При получении УФ-спектров необходимо, кроме возможности коррекции стабилизации космического аппарата во время проведения длительных экспозиций, иметь достаточно точное априорное знание скорости этого движения.

Важным, особенно при спектральных исследованиях, является учёт зависимости относительной интенсивности солнечных и кометных линий от скорости движения кометы. Это так называемый Swing-эффект. Связан он с тем, что солнечное излучение сдвинуто на гелиоцентрическую скорость кометы. Присутствие солнечных линий в спектре для некоторых скоростей комет существенно усложняет наблюдение. Например, для линии CI 165 нм при скорости более 40 км/с линия кометы будет регистрироваться в три раза слабее максимально возможной.

Важным моментом при УФ-исследованиях комет является тот факт, что кометы – переменные объекты. Ядра комет производят короткоживущие хвосты и комы, и это требует продолжительных наблюдений.

Кометы относятся к протяжённым объектам. Для их спектральных исследований наиболее подходящим инструментом является спектрограф с высокой (длинной) щелью. Именно такие спектрографы работали на ракетных миссиях для наблюдения кометы Хейла – Боппа в 1997 году. Такими инструментами являются спектрограф STIS обсерватории HST в своей моде наблюдения с высокой щелью и спектрограф LSS миссии ВКО-УФ (см. раздел 4).

Как и большинство интереснейших астрофизических объектов исследования, кометы – слабые объекты, и для их наблюдения необходимы телескопы достаточно большой апертуры.

Наконец, важным ограничительным параметром при кометных исследованиях с орбиты является угол избегания Солнца, ограничивающий исследование комет в фазе перигелия.

Миссия «Всемирная космическая обсерватория – Ультрафиолет» позволит преодолеть все упомянутые трудности и будет являться важнейшим инструментом кометных УФ-исследований (*Sachkov M. et al.* Instrumentation…, 2014; *Sachkov M. et al.* WSO-UV project, 2014; *Sachkov M. et al.* WSO-UV project for high-resolution…, 2014). Программа научных исследований миссии (см. подробнее (*Boyarchuk A.A. et al.*, 2013; *Boyarchuk A. et al.*, 2016)) содержит среди прочих направлений и кометные исследования.

4. Проект «Всемирная космическая обсерватория – Ультрафиолет» (ВКО-УФ) для кометных исследований следующей декады

Проект «Всемирная космическая обсерватория – Ультрафиолет» обеспечит доступ астрофизикам к недоступному для наблюдений с земной поверхности ультрафиолетовому участку спектра, 115–320 нм. Основным инструментом обсерватории является телескоп с диаметром главного зеркала 1.7 м, который оснащается спектрографами высокого и низкого разрешения и камерами для построения высококачественных изображений в УФ-диапазоне. Спектрографы детально описаны в работах (*Reutlinger A. et al.*, 2011; *Panchuk V. et al.*, 2014; *Shugarov A. et al.*, 2014). Характеристики камер поля рассмотрены в (*Sachkov M. et al.*, 2018). Проект включен в Федеральную космическую программу России на период 2016–2025 гг. Используются как равнозначные два наименования проекта – международное: «Всемирная космическая обсерватория – Ультрафиолет» и внутрироссийское: «СПЕКТР-УФ». Планируемый год запуска – 2024. Важно отметить, что к этому времени HST закончит свою работу на орбите, а в планах NASA и ESA до 2030 года не предполагается запуск крупных инструментов для работы в УФ-диапазоне. Таким образом, ВКО-УФ будет единственной серьёзной возможностью для российского и международного астрономического сообщества иметь доступ

к этому спектральному диапазону. Перспективы развития технологий УФ-астрономии рассмотрены в работе (*Ефанов В.В. и др.*, 2017; *Efanov V.V. et al.*, 2018).

Основные научные задачи обсерватории ВКО-УФ заключаются в спектроскопии слабых источников и построении изображений в УФ-участке спектра. При этом должны достигаться: высокое спектральное разрешение, максимальное пространственное разрешение, а для изучения слабых источников – высокая проницающая способность (*Sachkov M.*, 2010). Выбор параметров телескопа Т-170М (большого диаметра главного зеркала – 170 см, специальных покрытий, улучшающих отражение в УФ-диапазоне, высокоточной системы наведения и стабилизации и т.д.) обусловлен необходимостью максимального углового разрешения и максимальной эффективной площади в диапазоне 110–320 нм для обеспечения возможностей спектроскопии высокого разрешения и получения высококачественных изображений (*Сачков М.Е.*, 2013; *Шустов Б.М. и др.*, 2014).

выводы

Кометные и метеорные исследования являются одними из перспективных в астрономии на ближайшее десятилетие. Важна роль ультрафиолетовой спектроскопии комет в диапазоне длин волн 115–300 нм, т.к. в этой области спектра находится большинство резонансных линий атомов молекул и ионов. УФ-спектроскопия зарекомендовала себя в предыдущие годы как мощное средство исследования. Вследствие непрозрачности земной атмосферы такие исследования могут производиться только с помощью космических обсерваторий. Миссия «Всемирная космическая обсерватория – Ультрафиолет», запуск которой запланирован на 2024 год, позволит преодолеть большинство трудностей в кометных УФ-исследованиях и станет важнейшим инструментом этих исследований.

список литературы

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

Сачков М.Е. Ультрафиолетовые обсерватории будущего // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 3. С. 16-20.

Шустов Б.М., Сачков М.Е., Боярчук А.А., Моишеев А.А. и др. Космические перспективы изучения ультрафиолетовой Вселенной: проект «СПЕКТР-УФ» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 5. С. 4-15.

Boyarchuk A., Shustov B., Savanov I., Sachkov M. et al. Scientific Problems Addressed by the Spektr-UV Space Project (World Space Observatory—Ultraviolet) // Astronomy reports. 2016. V. 60. P. 1-42.

Boyarchuk A.A., Shustov B.M., Moisheev A.A., Sachkov M.E. SPEKTR-UF Project // Solar System Research. 2013. V. 47, № 7. P. 499-507.

Efanov V.V., Martynov M.B., Karchaev Kh.Zh. Aerial Vehicles Developed at Lavochkin Research and Production Association (On the 80th Anniversary of the Lavochkin Association) // Solar System Research. 2018. V. 52, № 7. P. 557-569.

Fossati L., Bisikalo D., Lammer H., Shustov B., Sachkov M. Major prospects of exoplanet astronomy with the World Space Observatory-UltraViolet mission // Astrophysics And Space Science. 2014. V. 354. P. 9-19.

Kokhirova G.I., Babadzhanov P.B., Khamroev U.H. On a possible cometary origin of the object 2015TB145 // Planetary and Space Science. 2017. V. 143. P. 164-168.

Murtazov A.K. Bright Perseids 2007-2013 statistics. Estimation of collision risk in circumterrestrial space: European Planetary Science Congress 2013. London, UK. - EPSC Abstracts. V. 8, EPSC2013-346-1.

Panchuk V., Yushkin M., Fatkhullin T., Sachkov M. Optical layouts of the WSO-UV spectrographs // Astrophysics And Space Science. 2014. V. 354, № 1. P. 163-168.

Reutlinger A., Sachkov M., Gal C., Brandt C. et al. Using the CeSiC material for the WSO-UV spectrographs // Astrophysics And Space Science. 2011. V. 335, № 1. P. 311-316.

Sachkov M. Spectral studies of comets in the ultraviolet range and prospects of the WSO-UV project in these studies // Solar System Research. 2016. V. 50, №. P. 294-299.

Sachkov M. UV observations of sdB stars and prospects of WSO-UV mission for such studies // Astrophysics and Space Science. 2010. V. 329. P. 261-266.

Sachkov M., Shustov B., Gómez de Castro A.I. Instrumentation of the WSO-UV project // Proc. of the SPIE. 2014. V. 9144. Id 914402. P. 1-7. DOI: 10.1117/12.2055513.

Sachkov M., Shustov B., Gómez de Castro A.I. WSO-UV project // Advances in Space Research. 2014. V. 53. P. 990-995.

Sachkov M., Shustov B., Gómez de Castro A.I., Sichevskij S. et al. The new field camera unit imaging instrument onboard WSO-UV // Proceedings of the SPIE. 2018. V. 10699. id. 1069935. 4 p.

Sachkov M., Shustov B., Savanov I., Gómez de Castro A.I. WSO-UV project for high-resolution spectroscopy and imaging // Astronomische Nachrichten. 2014. V. 335. P. 46-50.

Shugarov A., Savanov I., Sachkov M., Jerram P. et al. UV detectors for spectrographs of WSO-UV project // Astrophysics And Space Science. 2014. V. 354, № 1. P. 169-175.

Shustov B., Sachkov M., Gómez de Castro A.I., Vallejo J.C. et al. Comets in UV // Astrophysics and Space Science. 2018. V. 363. Article id. 64. 10 p.

Статья поступила в редакцию 17.10.2018 г.

УДК 629.785:523.3

ПРЕДЛОЖЕНИЯ ПО РАЗВИТИЮ ИНЖЕНЕРНОЙ ИНФРАСТРУКТУРЫ КАК ВАЖНОГО ЭТАПА В ИССЛЕДОВАНИИ И ОСВОЕНИИ ЛУНЫ

PROPOSAL FOR THE DEVELOPMENT OF ENGINEERING INFRASTRUCTURE AS A KEY MILESTONE OF LUNAR EXPLORATION

А.В. Багров[1],
доктор физико-математических наук,
bagrov.alexander@yandex.ru;
A.V. Bagrov

А.С. Митькин[1],
mias@laspace.ru;
A.S. Mitkin

И.В. Москатиньев[1],
miv@laspace.ru;
I.V. Moskatiniev

В.К. Сысоев[1],
доктор технических наук,
sysoev@laspace.ru;
V.K. Sysoev

А.Д. Юдин[1],
yudin@laspace.ru;
A.D. Yudin

В статье рассматриваются предложения (включая и этапы) по созданию инженерной инфраструктуры в исследовании и освоении Луны на основе автоматических космических аппаратов. Показано, что такая инфраструктура может служить основой для создания баз и пилотируемых экспедиций.

Ключевые слова: Луна; навигация; космические аппараты; лунная база.

The article covers proposals (including milestones) for the development of engineering infrastructure in Lunar exploration based on unmanned spacecraft option. It is shown that such infrastructure can provide background for creation of Lunar bases and manned Lunar missions.

Key words: Moon; navigation; spacecraft; Lunar base.

введение

Многие космические агентства и исследовательские группы по освоению Луны предлагают планы по строительству обитаемых баз (полигонов) (*Цыганков О.С.*, 2008; *Шевченко В.В.*, 1991; *Проект «Лунасемь»*). Однако детальный анализ всех предложений, особенно работ на первом этапе, показывает необходимость создания специальной инженерной инфраструктуры на основе автоматических космических аппаратов, позволяющей в будущем реализовать и эксплуатировать лунные базы (полигоны).

В данной работе рассматривается структура и этапы создания инженерной инфраструктуры на основе автоматических космических аппаратов (КА) с большой преемственностью существующих технических решений, состоявшихся и предстоящих космических экспедиций.

Данную инженерную инфраструктуру по решаемым задачам можно структурировать как показано на рисунке 1.

Космический сегмент такой структуры будет состоять из четырёх взаимосвязанных компонентов:

- орбитальные КА;
- космические посадочные аппараты;
- подвижные лунные средства (луноходы);
- КА с возвращаемым модулем.

Прежде всего произведём краткий исторический анализ результатов лунных экспедиций и ведущихся в настоящее время разработок новых космических экспедиций.

1. Ретроспектива технических средств лунных экспедиций

В первую очередь рассмотрим развитие орбитальных космических аппаратов. Первые орбитальные аппараты для Луны – советские спутники. Апофеоз их достижений – фотография обратной стороны Луны (невидимой с Земли) (*Глушко В.П.*, 1985). В последующем было предпринято большое количество орбитальных экспедиций, которые позволили получить детальную съёмку поверхности Луны в различном спектральном диапазоне. Это такие аппараты, как Lunar Reconnaissance Orbiter (LRO) (*https://ru.wikipedia.org/wiki/Lunar_Reconnaissance_Orbiter*), КА «ЧАНДРАЯН» (*https://ru.wikipedia.org/wiki/Чандраян-1*).

Первыми посадочными станциями на лунной поверхности были советские аппараты. В последующем другими странами также были предприняты подобные экспедиции (например, США – «СЕРВЕЙЕР»

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

[1] Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

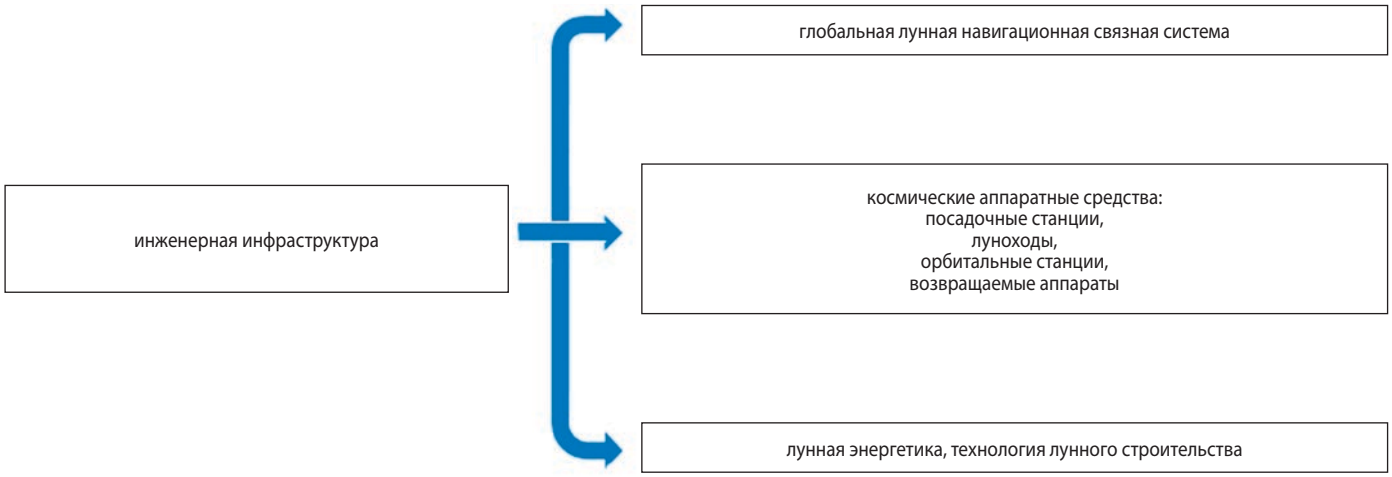


рисунок 1. Схема инженерной лунной инфраструктуры

(*https://ru.wikipedia.org/wiki/Сервейер_(программа)*); Китай – «ЧАНЪЭ» (*https://ru.wikipedia.org/wiki/Лунная_программа_Китая*)) позволившие получить характеристики о грунте на поверхности Луны.

Лунные передвижные станции (луноходы). Наиболее успешным проектом был советский аппарат «ЛУНА-17», в котором луноход управлялся с Земли и прошёл более 10 км (*Глушко В.П.*, 1985). Особенностью этой первой мобильной лаборатории было применение радиоизотопного источника тепла и энергии. В последующем Китаем была предпринята экспедиция с луноходом «ЮЙТУ». К сожалению, аппарат после непродолжительной операции вышел из строя.

И наконец, следующий компонент – это возвращаемый космический аппарат на поверхность Земли (или орбиты Земли, Луны). Осуществлена только одна – советская экспедиция «ЛУНА-16» (*Глушко В.П.*, 1985).

Современные проекты предлагают два варианта развития лунных экспедиций:

1. Создание окололунной пилотируемой орбитальной станции. Задача станции – дистанционное исследование Луны и база для спускаемых аппаратов на лунную поверхность. Проект Deep Space Gateway NASA определила как ближайшую задачу исследования и освоения Луны (*http://spacenews.com/nasa-issues-studv-contracts-for-deep-space-gateway-element/*).

2. Создание лунных баз (полигонов). На первой стадии используются автоматические космические аппараты, в последующем применяется полученная инфраструктура для пилотируемых космических лунных экспедиций. В России структура таких баз отражена в предложениях ФГУП ЦНИИмаш, РКК «Энергия», «Лин Индастриал» (*Проект «Луна-семь»*). Данные проекты имеют достаточно детально проработанные технические предложения по реализации лунных баз. В этих разработках имеются технические проблемы, которые необходимо решить перед началом строительства лунных баз. Главная проблема – отсутствие большинства систем для построения лунных баз (полигонов): посадочных станций с высокоточной системой посадки, луноходов, возвращаемых аппаратов и т.д. (хотя имеются технические прототипы).

Авторы данной статьи предлагают дорожную карту первой стадии создания лунной базы – поэтапное построение инженерной инфраструктуры освоения Луны на базе автоматических космических аппаратов (рисунок 2) (*Khartov V.V. et al.*, 2011). Этапы формирования инженерной лунной инфраструктуры предложены как дальнейшее развитие и усложнение целей и задач существующей Лунной российской программы ФКП 2016–2025:

- детальное картографирование лунной поверхности;
- изучение лунной экзосферы;
- детальный анализ лунного грунта.

При подведении итогов лунной российской программы ФКП 2016–2025 должно определиться место будущей лунной базы, определены цели лунных полигонов.

2. Этапы создания инженерной лунной инфраструктуры

Создание данной инфраструктуры предполагается развивать в три этапа. Рассмотрим задачи каждого этапа.

Первый этап включает:

- Создание посадочной станции с высокоточной системой посадки в заданном районе (с точностью 10÷100 м). Это позволит в будущих лунных проектах обеспечивать групповую посадку лунных станций. Такая система требует разработки видеосистем с лазерным сканером высокой точности и высокоскоростного комплекса управления двигателем посадки с разработкой необходимых алгоритмов управления.

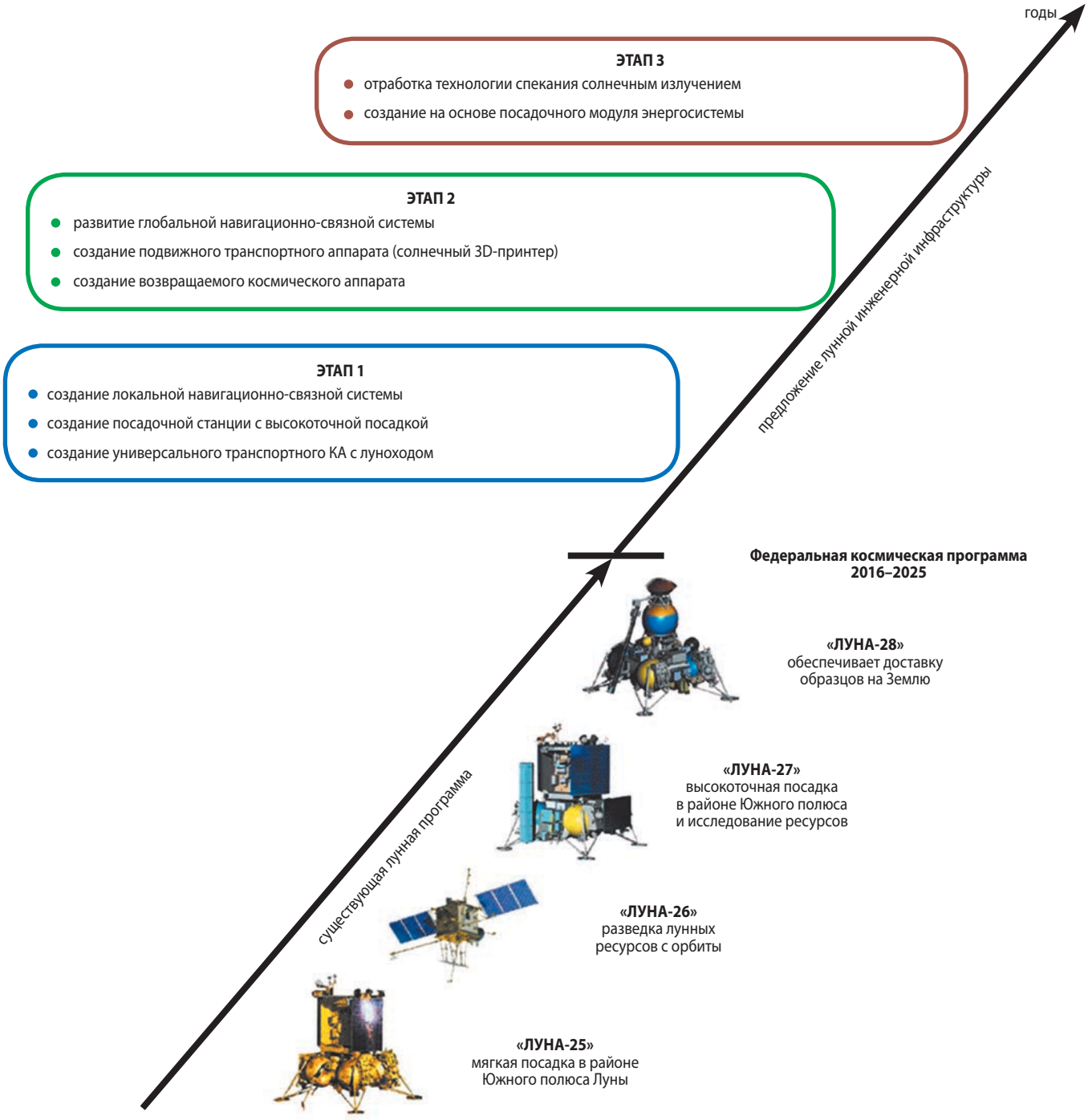


рисунок 2. Этапы развития инженерной лунной инфраструктуры

- Создание локальной навигационно-связной системы, так как имеющаяся селенодезическая карта известна с точностью (в лучшем случае) порядка 1000 м, причём неравномерно по поверхности Луны (*Нефедьев Ю.А. и др.*, 2012). Предлагается на Луне создать искусственные маяки (светолазерные источники излучения вместе с рефлекторами) на посадочных станциях, как реперные точки. С помощью видеотелевизионного комплекса, установленного на полярном орбитальном искусственном спутнике Луны, вследствие вращения вокруг своей оси и сравнительно небольшого размера поля зрения бортовой телекамеры, в экваториальной зоне Луны можно будет наблюдать маяки на станциях раз в две недели, а маяки, расположенные на высоких приполярных широтах, – чаще. Данная система позволит определить селенодезическую систему координат и параметры места положения наших станций с точностью до 10 м. Но потребуется разработка маяков и соответствующих математических моделей селенодезической системы координат. Первый шаг по созданию такой системы – установка светолазерных маяков на станциях «ЛУНА-25» (*Казмерчук П.В. и др.*, 2016), «ЛУНА-27», «ЛУНА-28».

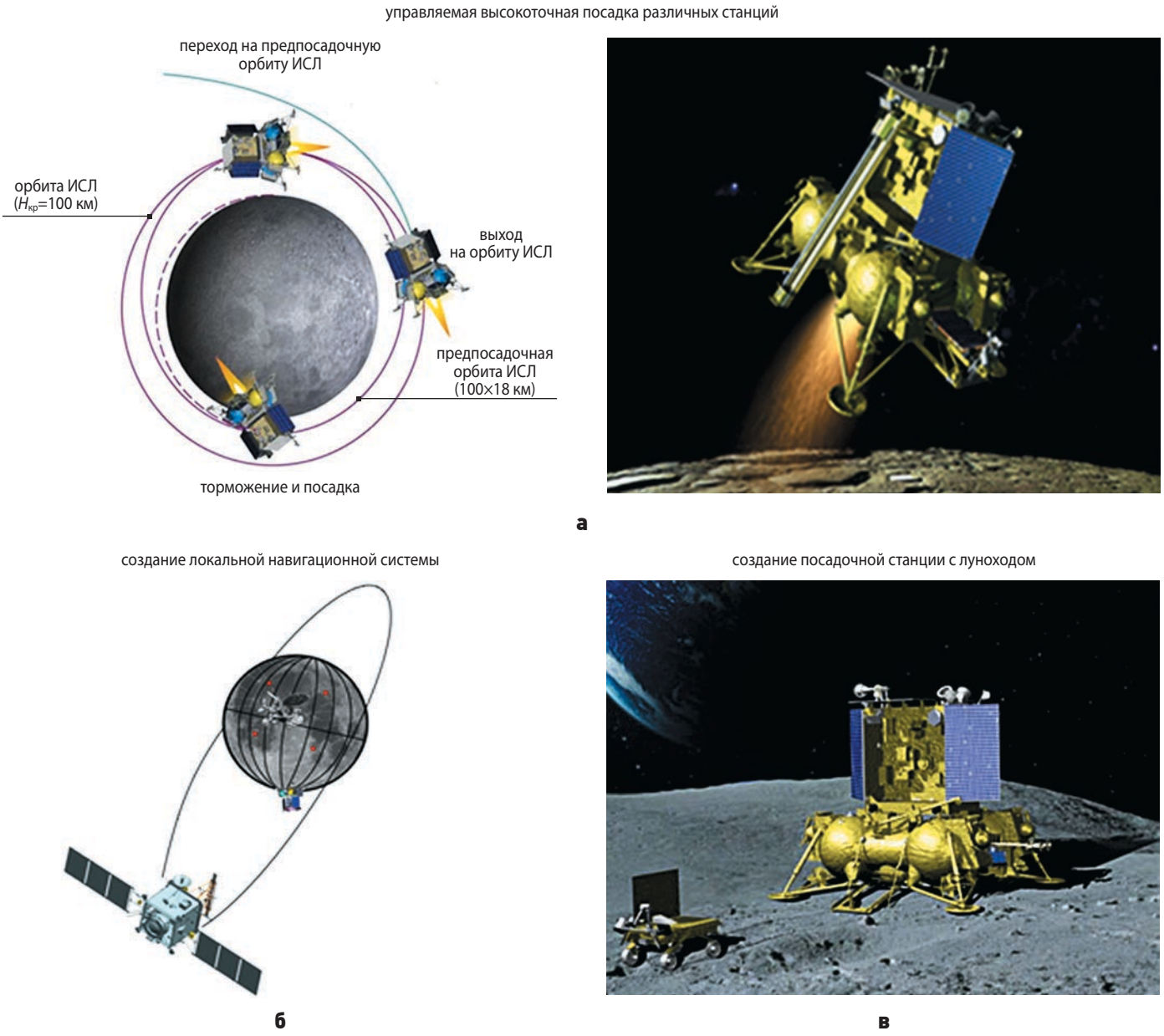


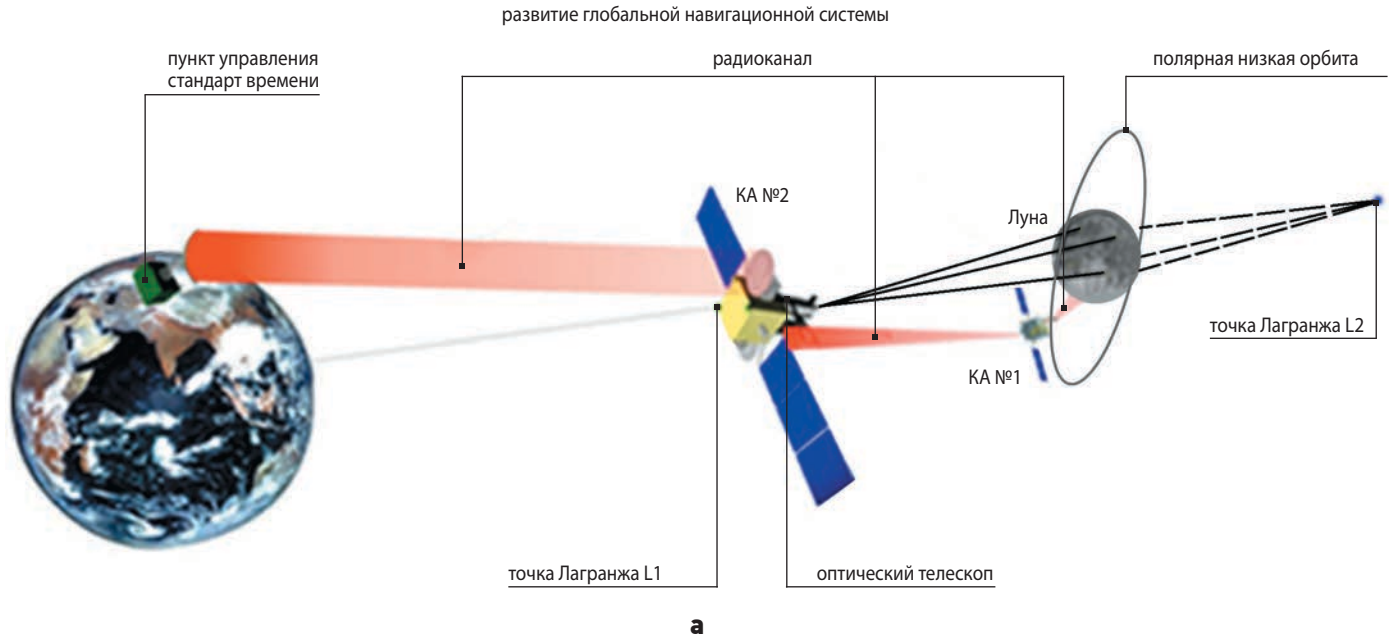
рисунок 3. Первый этап развития инженерной лунной инфраструктуры

- Создание универсального транспортного автоматического КА с луноходом. Необходимость такого передвижного аппарата (лунохода) определяется двумя факторами: на первом этапе – как инструмент для исследования Луны, на втором этапе – как инструмент для строительства базы.

Структура данного этапа отражена на рисунке 3.

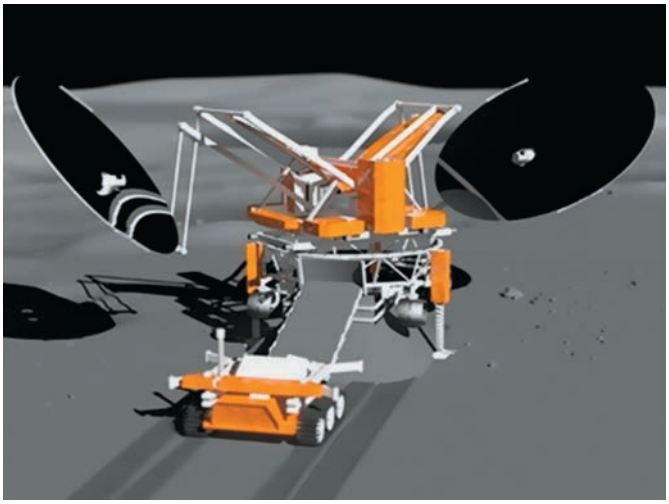
Предполагается, что второй этап создания инженерной лунной инфраструктуры будет включать:

- Развитие глобальной навигационно-связной системы. Предлагается использовать специфические свойства Луны, а именно её постоянную ориентацию видимого полушария в сторону Земли и наличие либрационных точек L1 и L2 в системе «Земля – Луна». Точка либрации L1 расположена на линии, соединяющей центр масс Земли и Луны, на расстоянии 61500 км. Если в эту точку поместить КА с комплексом оптико-электронных приборов наблюдения, то с него можно постоянно наблюдать всю видимую сторону Луны, как показано на рисунке 4а. Точно так же из точки L2 можно наблюдать обратную сторону Луны. Система измерений координат будет состоять из пары КА, полярного орбитального КА с комплексом аппаратуры наблюдения (телескоп, интерферометр, импульсный лазер) и реперных станций объектов наблюдения со световыми лазерными маяками. Ожидаемая точность – порядка 10÷100 м. Данная конфигурация измерения координат будет использоваться для передачи информации по радиоканалам между аппаратами через ретранслятор на полярном орбитальном КА и на Землю (*Багров А.В., Дмитриев А.О. и др.*, 2017).



а

создание 3D-принтера с солнечным излучением



б

создание возвращаемой ракеты

в

рисунок 4. Второй этап развития инженерной лунной инфраструктуры

- Создание лунохода с набором инструментов для операций по технологии строительства конструкции лунных баз. В первую очередь создание солнечного 3D-принтера для спекания лунного грунта.

В России проводятся работы как по экспериментальному спеканию имитаторов грунта (*Багров А.В., Сысоев А.К. и др.*, 2017), так и по проектированию средств и методов спекания лунного грунта (*Ксандопуло Г.Н.*, 2013; *Игнатова А.М., Игнатов М.Н.*, 2013; *Багров А.В. и др.*, 2014). Такая технология в первую очередь необходима для спекания пыли на поверхности будущих лунных космодромов. Один из таких вариантов лунохода с зеркальными системами для солнечного спекания грунта (рисунок 4б) предложен Самарским государственным техническим университетом – СамГУ (*Раков А.П.*, 2011). Подобную технологию необходимо отрабатывать на наземных полигонах, что успешно делают в DRL.

Заключительным компонентом второго этапа реализации инженерной лунной инфраструктуры является создание и апробация возвращаемого космического аппарата с контейнером полезных грузов (рисунок 4в). Разработка КА с возвращаемым модулем – обязательное условие освоения Луны. В российской программе исследования Луны предусмотрен первый прототип такого КА – «ЛУНА-28». Конечно, ещё предстоит рассмотреть схему работы такого аппарата. Существует несколько предложений:

- прямой возврат на Землю;
- возврат на орбитальный КА вокруг Земли;
- возврат на орбитальный КА вокруг Луны.

отработка получения полезных материалов с помощью солнечного излучения

а

создание энергостанции

б

отработка доставки полезной нагрузки (включая редкие материалы) на Землю

в

рисунок 5. Третий этап развития инженерной лунной инфраструктуры

Очень важно построить как посадочный КА, так и КА с возвращаемым модулем на основе унифицированных модульных систем.

В завершение рассмотрим третий этап формирования инженерной лунной инфраструктуры (рисунок 5). Для успешного функционирования будущих лунных баз необходим высокий уровень электроэнергии, т.е. необходимо создать мощные энергоблоки, размещаемые на посадочных станциях.

Для решения этой проблемы исследовательские группы предлагают доставку на поверхность Луны атомных электростанций мощностью до 1 МВт. Учитывая весьма значительные массово-габаритные параметры (тонны), доставку можно осуществить только на поздней стадии построения лунных баз и создания тяжёлых носителей.

На стадии создания инженерной лунной инфраструктуры рассматривается два варианта энергоблоков:

- Солнечная электростанция. Для реализации потребуется создание трансформируемых конструкций с большой площадью фотопреобразователей. На рисунке 5б представлен вариант вертикальных солнечных электростанций мощностью 100 кВт, предлагаемых российским стартапом «Лин Индастриал» Фонда «Сколково» в проекте «Луна семь» (*Проект «Луна-семь»*).
- Электромеханический генератор на принципе работы механизма Стирлинга с тепловыми блоками на основе низкообогащённого урана. Разработка такого генератора Kilopower на мощность 40 кВт успешно ведётся в NASA (*https://www.space.com/37348-nasa-fission-power-mars-colony.html*).

На этой стадии создания инженерной лунной инфраструктуры планируется:

- отработка технологических операций освоения Луны, т.е. операций, обеспечивающих строительство будущих баз;
- отработка технологии спекания реголита солнечным излучением, бурения грунта, а также технологии проведения операции по выплавлению полезных материалов (рисунок 5а);
- отработка операции ампулизации полезных материалов и установки их в КА с возвращаемым модулем (рисунок 5в);
- проведение операции по групповой высокоточной посадке лунных станций.

заключение

Поэтапное развёртывание лунной инженерной инфраструктуры позволит начать работы по созданию обитаемой лунной базы.

Инженерную инфраструктуру предполагается создавать на основе отрабатываемых решений текущих проектов «ЛУНА-25», «ЛУНА-26», «ЛУНА-27» и «ЛУНА-28».

рисунок 6. Схема модулей различных задач для освоения Луны

Конечно, для построения инженерной инфраструктуры потребуется участие многих предприятий. АО «НПО Лавочкина» может создать космический сегмент данной системы. Предполагается создание транспортного космического аппарата, который будет строиться на базе унифицированного перелётного посадочного модуля, адаптированного для посадки. Модульное построение и адаптируемые интерфейсы позволят устанавливать различные полезные нагрузки. Данный транспортный космический аппарат будет построен на базе апробированных решений, принятых при разработке лунных проектов «ЛУНА-25»–«ЛУНА-28». Схема возможного использования такого модуля показана на рисунке 6.

Развитие инженерной лунной инфраструктуры по данной дорожной карте будет носить вклад в изучение и освоение планеты.

список литературы

Багров А.В., Дмитриев А.О., Леонов В.А., Москатиньев И.В. и др. Система глобального позиционирования для Луны на основе активных световых маяков // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 6. С. 5-10.

Багров А.В., Нестерин И.М., Пичхадзе К.М., Сысоев В.К. и др. Анализ методов строительства конструкций лунных станций // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 4. С. 75-80.

Багров А.В., Сысоев А.К., Сысоев В.К., Юдин А.Д. Моделирование спекания имитаторов лунного грунта солнечным излучением // Письма о материалах. 2017. Т. 7, № 2. С. 130-132.

Глушко В.П. Космонавтика // Энциклопедия М: Советская энциклопедия, 1985. 583 с.

Игнатова А.М., Игнатов М.Н. Использование ресурсов реголита для освоения лунной поверхности // Геолого-минералогические науки. 2013. № 11. С. 101-110.

Казмерчук П.В., Мартынов М.Б., Москатиньев И.В., Сысоев В.К. и др. Космический аппарат «ЛУНА-25» – основа новых исследований Луны // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 4. С. 9-13.

Ксандопуло Г.Н. Развитие новых технологий для использования ресурсов Луны и Марса // Космические исследования и технологии. 2013. № 1. С. 24-37.

Нефедьев Ю.А., Валеев С.Г., Вараксина Н.Ю., Чуркин К.О. и др. Новый метод построения единой селеноцентрической системы координат на поверхности Луны // Георесурсы. 2012. № 1 (43). С. 45-56.

Проект «Луна-семь». URL: http://spacelin.ru/luna-sem/prezentatsiya/ (дата обращения: 01.10.2018).

Раков А.П. Предпосылки создания автоматической строительно-технологической лаборатории на поверхности Луны // Традиции и инновации в строительстве и архитектуре. 2011. № 14. С. 167-170.

Цыганков О.С. Концептуальная модель формирования лунной исследовательской станции // Полет. 2008. № 12. С. 13-17.

Шевченко В.В. Лунная база. М.: Знание, 1991. 64 с.

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

URL: http://spacenews.com/nasa-issues-studv-contracts-for-deep-space-gateway-element/ (дата обращения: 01.10.2018).

URL: https://ru.wikipedia.org/wiki/Lunar_Reconnaissance_Orbiter (дата обращения: 01.10.2018).

URL: https://ru.wikipedia.org/wiki/Лунная_программа_Китая (дата обращения: 01.10.2018).

URL: https://ru.wikipedia.org/wiki/Сервейер_(программа) (дата обращения: 01.10.2018).

URL: https://ru.wikipedia.org/wiki/Чандраян-1 (дата обращения: 01.10.2018).

URL:https://www.space.com/37348-nasa-fission-power-mars-colony.html (дата обращения: 01.10.2018).

Статья поступила в редакцию 08.10.2018 г.

МОДЕЛИРОВАНИЕ НАТУРНЫХ УСЛОВИЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ РАДИАЦИОННЫХ ХОЛОДИЛЬНИКОВ ДЛЯ КРИОСТАТИРОВАНИЯ ФОТОПРИЁМНИКОВ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ ПРИ НАЗЕМНОЙ ТЕПЛОВАКУУМНОЙ ОТРАБОТКЕ

MODELLING OF RADIATIVE COOLERS OPERATING ENVIRONMENT CONDITIONS AT THERMAL VACUUM TESTS FOR CRYOSTATTING OF ELECTRONIC OPTICAL EQUIPMENT PHOTO DETECTORS

К.А. Гончаров[1],
heatpipe@laspace.ru;
K.A. Goncharov

А.А. Катин[1],
heatpipe@laspace.ru;
A.A. Katin

К.Н. Коржов[1],
kkn@laspace.ru;
K.N. Korzhov

В.Б. Куперштейн[1],
kvb@laspace.ru;
V.B. Kupershtein

Д.В. Тулин[1],
tulin@laspace.ru;
D.V. Tulin

А.Ф. Шабарчин[1],
кандидат технических наук,
shaf@laspace.ru;
A.F. Shabarchin

В статье дано описание экспериментальной установки, обеспечивающей натурные условия эксплуатации радиационных холодильников для криостатирования фотоприёмников оптико-электронной аппаратуры космических аппаратов. Рассмотрены состав и основные характеристики разработанного стендового оборудования, методические особенности тепловакуумных испытаний в условиях криогенных температур. Приведены результаты тепловакуумных испытаний радиационного холодильника прибора МСУ-ГС гидрометеорологического спутника, которые хорошо согласуются с данными лётной эксплуатации.

Ключевые слова: космический аппарат; тепловакуумные испытания; радиационный холодильник; криогенные температуры; криостатирование фотоприёмников.

This article describes experimental facility, which creates operating environmental conditions of radiative coolers for cryostatting of electronic optical equipment photo detectors. Composition and main properties of developed equipment, particular features of thermal vacuum tests in conditions of cryogenic temperatures are considered. Results of meteorological spacecraft radiative coolers thermal vacuum tests are provided, which strongly correlate with flight data.

Keywords: spacecraft; thermal vacuum tests; radiative cooler; cryogenic temperatures; cryostatting.

введение

В состав оптико-электронной аппаратуры космических аппаратов, предназначенных для дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), входят фотоприёмные устройства – приёмники инфракрасного излучения. Данные устройства являются преобразователями лучистой энергии в какую-либо удобную форму для непосредственного измерения и предназначены для формирования изображений от слабых источников излучения при большой дальности.

Вследствие указанной специфики работы приёмники инфракрасного излучения обеспечивают необходимые технические характеристики только при глубоком охлаждении до криогенных температур – 70…80 К. При более высокой температуре из-за низкого отношения сигнал–шум полезный сигнал, входящий через оптическую систему, нельзя будет выделить из собственного температурного фона фотоприёмника.

Охлаждение фотоприёмников до заданных криогенных температур является важной задачей при разработке оптико-электронной аппаратуры КА для дистанционного зондирования Земли.

Существуют различные виды систем охлаждения фотоприёмников до криогенных температур (*Формозов Б.Н.*, 2004):

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

[1] Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

1. Системы, использующие эффект Джоуля – Томсона (дроссель-эффект), который заключается в охлаждении газа при его адиабатическом расширении. Для термостатирования приёмников инфракрасного излучения широко используются баллонные дроссельные системы охлаждения. Они работают за счёт расхода газа (или смесей газов) из баллонов высокого давления. В качестве рабочего тела часто используют азот, обеспечивая тем самым температурный уровень охлаждения 80 К. Такие системы применяются в основном в лабораторной практике и для тепловых головок самонаведения, не требующих длительного времени работы.

2. Термоэлектрические системы охлаждения, использующие эффект Пельтье, который заключается в следующем: при протекании постоянного электрического тока в цепи, состоящей из разнородных проводников, в местах контактов (спаях) проводников поглощается или выделяется, в зависимости от направления тока, тепло, пропорциональное величине этого тока. К недостаткам термоэлектрических систем охлаждения следует отнести их низкую экономичность и необходимость охлаждения горячих спаев.

3. Системы замкнутого цикла с использованием газовых криогенных машин, работающих по циклу Стирлинга. В качестве рабочего тела используется гелий. Для криогенного охлаждения фотоприёмников разработан целый ряд микрокриогенных систем. Системы данного типа используются на американских КА ДЗЗ GOES-R. Недостатки этих систем – большая энергоёмкость, наличие вибраций и электромагнитных наводок.

4. Радиационные системы охлаждения, которые охлаждают фотоприёмники до криогенных температур путём излучения в открытый космос, который имеет эффективную температуру 4 К и является естественным теплоприёмником. Такие системы просты и надёжны, не требуют электропитания, не содержат движущихся частей. Радиационные системы охлаждения используются на отечественных КА ДЗЗ.

1. Конструкция радиационного холодильника для криостатирования фотоприёмников

В радиационных холодильниках (РХ) для криостатирования фотоприёмников излучения оптико-электронных приборов, входящих в состав целевой аппаратуры ряда отечественных КА, используется классическая конструктивная схема, описанная Брекенкриджем (рисунок 1) и реализованная в (*Richard V.*, 1978).

Радиационный холодильник построен по двухступенчатой схеме. Первая ступень состоит из «высокотемпературного» радиатора 2 и зеркального конуса-отражателя 3, вторая – из «низкотемпературного» радиатора 4 и рамы с установленными на ней охлаждаемыми фотоприёмниками 5.

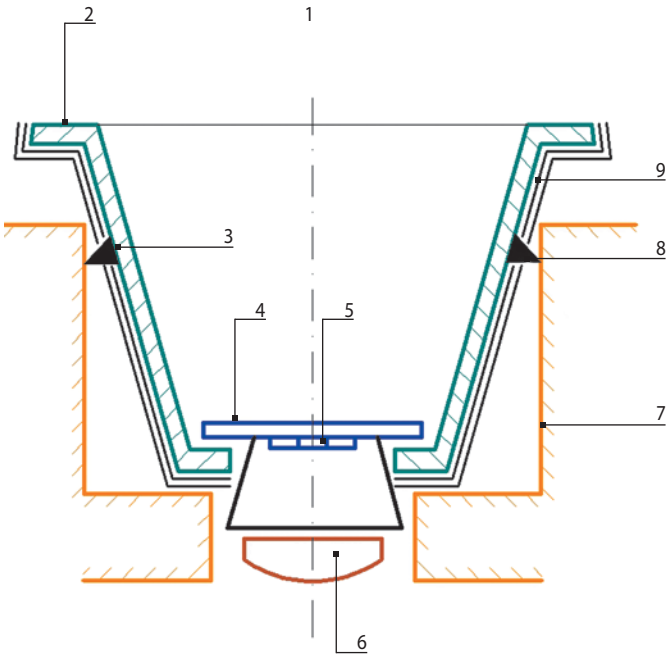


рисунок 1. Радиационный холодильник

РХ устанавливается на прибор, конструкция 7 и элементы оптической системы 6 которого поддерживаются при температуре 10…30°С. Термическая развязка холодильника и прибора обеспечивается за счёт опор крепления 8 с высоким термическим сопротивлением и системой экранов 9 с низкой степенью черноты.

Оптико-электронные приборы с радиационной системой охлаждения устанавливаются на теневой стороне КА, рабочие поверхности радиаторов 2 и 4 ориентированы в «чёрный» космос 1, что обеспечивает минимальные внешние теплопритоки.

На КА АО «НПО Лавочкина» для дистанционного зондирования Земли устанавливают многозональные сканирующие устройства разработки АО «Российские космические системы» (*Андреев Р.В. и др.*, 2017), радиационные холодильники для этих устройств разрабатывает научно-исследовательский институт электромеханики (АО «НИИЭМ»). Холодильник (*Воронкевич А.В. и др.*, 2012) построен по двухступенчатой схеме. Первая ступень крепится к тёплому корпусу холодильника с помощью стоек с высоким термическим сопротивлением. Вторая ступень крепится к кронштейнам на корпусе холодильника с использованием тепловой развязки в виде тонких нитей-растяжек из полимерного материала с низкой теплопроводностью, образующих трёхмерную пространственную ферму. Обе ступени теплоизолированы от корпуса холодильника системой экранов.

2. Наземная отработка теплового режима радиационных холодильников для криостатирования фотоприёмников

Одной из основных задач наземной отработки РХ является подтверждение в условиях эксперимента заданных рабочих температур фотоприёмников.

Подтверждение характеристик РХ, разработанных для первых гидрометеорологических КА, осуществлялось экспериментально-расчётным методом. Экспериментальная часть метода предусматривала проведение тепловакуумных испытаний холодильника. Тепловой поток от радиаторов холодильника излучался на стенку камеры, охлаждаемую жидким азотом.

Эксперимент, когда сброс тепла с радиаторов обеспечивался излучением на азотный уровень температур экранов вакуумной камеры (>78 К), не соответствовал излучению в открытый космос и не позволял получить на фотоприёмниках рабочую температуру. Поэтому для оценки рабочих температур РХ на орбите требовался пересчёт полученных экспериментальных данных. Из-за ряда факторов прогноз рабочих температур по результатам пересчёта существенно отличался от данных, получаемых в лётных экспериментах.

2.1. Экспериментальная установка

Для достижения рабочих температур фотоприёмников при тепловакуумной отработке РХ создан специальный стенд, включающий вакуумную камеру, оснащённую гелиевыми криогенными машинами и криопанелью с температурой 30 К.

Основные трудности при проектировании и определении основных параметров стенда, обеспечивающего достижение при испытаниях рабочих температур РХ, заключаются в следующем:

1. При снижении температуры до криогенной (20…30 К) термооптические характеристики покрытий могут существенно изменяться по сравнению с нормальными температурами. Так, по результатам ранее проведённых испытаний РХ с использованием плоского гелиевого криоэкрана было показано, что поглощательная способность лакокрасочного покрытия криоэкрана существенно уменьшается – с 0,95 при нормальной температуре до 0,6 и ниже при температурах 10–30 К. Термооптические характеристики применяемых покрытий при криогенных температурах в настоящее время мало изучены.

2. В условиях эксперимента в теплообмене участвуют поверхности с существенно разными температурами, при этом не выполняется закон Кирхгофа, в соответствии с которым излучательная способность поверхности равна её поглощательной способности (что справедливо только при одинаковой температуре источника излучения и поверхности, воспринимающей излучение). При этом теплообмен между радиатором РХ и криопанелью может быть определён соотношением (*Кутателадзе С.С.*, 1990):

$$Q_{12}=\sigma\left[\frac{1}{\alpha_1}+\frac{F_1}{F_2}\left(\frac{1}{\alpha_2}-1\right)\right]^{-1}\left(\frac{\varepsilon_1}{\alpha_1}T_1^4-\frac{\varepsilon_2}{\alpha_2}T_2^4\right)F_1, \qquad (1)$$

где Q_{12}, Вт – тепловой поток между радиатором РХ и криопанелью;

$\sigma=5{,}67\ 10^{-8}$ Вт/(м^2 К^4) – постоянная Стефана – Больцмана;

α_1, α_2 – поглощательные способности радиатора РХ и криопанели;

ε_1, ε_2 – излучательные способности радиатора РХ и криопанели;

F_1, F_2, м^2 – площади радиатора и криопанели.

В то же время для условий лётной эксплуатации аналогичное соотношение для радиатора РХ имеет вид:

$$Q_1=\sigma\varepsilon_1 T_1^4 F_1, \qquad (2)$$

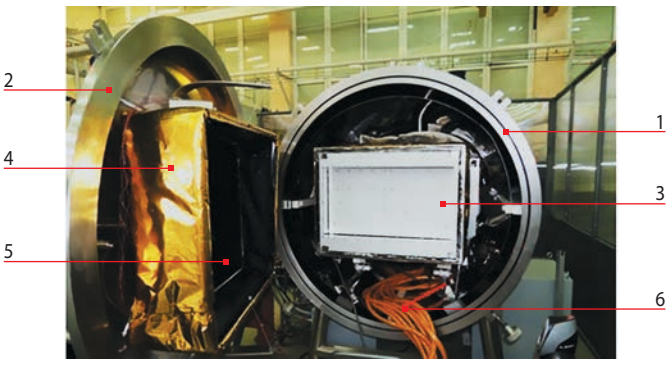
где Q_1, Вт – тепловой поток, излучаемый радиатором РХ в открытый космос.

Для приведения в соответствие условий теплообмена радиаторов РХ в процессе эксперимента и лётной эксплуатации (т.е. сведения уравнения (1) к уравнению (2)) необходимо, чтобы члены уравнения (1) $\frac{F_1}{F_2}\left(\frac{1}{\alpha_2}-1\right)$ и $\frac{\varepsilon_2}{\alpha_2}T_2^4$ стремились к нулю и ими можно было пренебречь.

Член уравнения $\frac{\varepsilon_2}{\alpha_2}T_2^4$ становится пренебрежимо мал, если криопанель охлаждать до температуры 20–40 К. Пренебречь членом $\frac{F_1}{F_2}\left(\frac{1}{\alpha_2}-1\right)$ можно, если площадь криопанели, находящаяся в теплообмене с радиаторами РХ, много больше площади радиаторов, или если поглощательная способность криопанели близка к единице.

3. При монтаже экспериментальной сборки в вакуумной камере, между РХ и криопанелью образуется внутренняя полость, дегазация которой при выводе камеры на режим затруднена. Остаточное давление в полости может привести к искажению теплообмена из-за теплопроводности по газу или в результате выпадения криоосадков.

Стенд (рисунок 2) создан на базе вакуумной камеры полезным объёмом 2,2 м^3, которая имеет форму горизонтального цилиндра со сферическими торцевыми поверхностями. В камере установлены два криогенных рефрижератора Гиффорда – Макмагона различной мощности (холодильные машины). Холодные пальцы машин размещены в рабочем объёме вакуумной камеры – один на верхней части цилиндрической поверхности камеры, другой на сферической торцевой поверхности (крышке камеры).



1 – корпус камеры; **2** – крышка камеры;
3 – радиационный холодильник;
4 – ЭВТИ криопанели; **5** – криопанель;
6 – кабельная сеть.

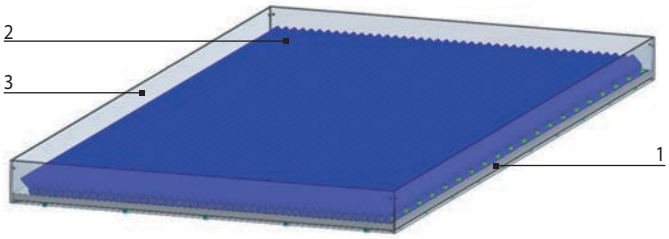
рисунок 2. Радиационный холодильник в вакуумной камере

В камере установлен безмасляный винтовой форвакуумный насос, который обеспечивает вакуум на уровне 10^{-3}–$7{\cdot}10^{-4}$ мм рт. ст. Дальнейшее снижение давления до «высокого» вакуума 10^{-6}–10^{-7} мм рт. ст. происходит после включения криогенного вакуумного насоса с гелиевым компрессором, установленного в торце камеры.

Для поглощения падающих тепловых потоков с радиаторов РХ разработана криопанель. Общий вид и разрез криопанели представлены на рисунках 3 и 4.

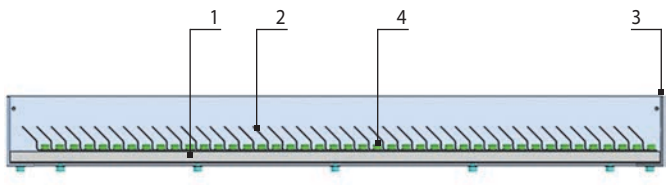
Основой криопанели является пластина из алюминиевого сплава АМцМ толщиной 10 мм. На рабочую поверхность пластины установлены рёбра толщиной 0,5 мм, а по периметру криопанель снабжена козырьками для улавливания краевых тепловых потоков. На рабочую поверхность криопанели, рёбра и внутреннюю поверхность козырьков нанесено термооптическое покрытие со степенью черноты 0,95 при нормальной температуре. Тыльная поверхность криопанели – полированный алюминий.

Криопанель может быть установлена на одном из холодных пальцев гелиевой криогенной машины. Общий вид установки криопанели на торцевой крышке камеры представлен на рисунке 2.



1 – пластина; **2** – рёбра;
3 – козырьки (условно показаны полупрозрачными).

рисунок 3. Общий вид криопанели (цвета условные)



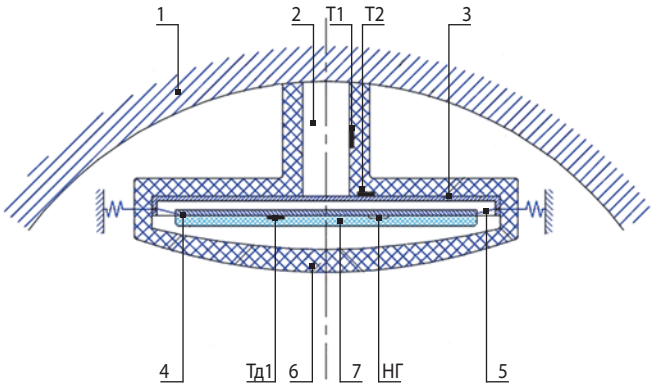
1 – пластина; **2** – рёбра; **3** – козырьки;
4 – винты крепления рёбер.

рисунок 4. Криопанель в разрезе

2.2. Экспериментально-расчётное определение эффективности криопанели

Погрешность имитации натурных условий эксплуатации при тепловакуумной отработке РХ во многом определяется характеристиками и конструктивным исполнением криопанели. Криопанель должна имитировать чёрное холодное космическое пространство, которое поглощает всё падающее излучение и не излучает собственного теплового потока.

Установленная на холодном пальце гелиевой криогенной машины криопанель имеет температуру порядка 30 К. Собственное излучение криопанели при такой температуре составляет сотые доли ватта с квадратного метра, и им можно пренебречь. Высокая поглощательная способность криопанели должна обеспечиваться наличием оребрения на рабочей поверхности и термооптическим покрытием с высокой степенью черноты.



1 – стенка камеры;
2 – палец криогенной машины;
3 – криопанель;
4 – имитатор РХ;
5 – подвеска имитатора;
6 – внешняя ЭВТИ;
7 – ЭВТИ имитатора РХ;
НГ – электронагреватель;
Т1, Т2– термодатчики на криопанели;
Тд1 – термодатчики на имитаторе РХ.

рисунок 5. Схема экспериментальной сборки для определения поглощательной способности криопанели

Для определения поглощательной способности криопанели проведена серия экспериментов в вакуумной камере. Схема экспериментальной сборки приведена на рисунке 5.

Криопанель 3 закрепляется на верхнем пальце криогенной машины 2 камеры в горизонтальном положении.

К стенкам камеры на аримидных нитях 5, проходящих через отверстия в бортовых козырьках криопанели, подвешивается имитатор РХ 4. Имитатор РХ представляет собой прямоугольную пластину, выполненную из алюминиевого сплава и подвешенную параллельно рабочей поверхности криопанели. Верхняя (рабочая) поверхность имитатора находится на одном уровне (или выше) с бортовыми козырьками криопанели, чтобы исключить теплообмен излучением с поверхностью экранно-вакуумной теплоизоляции (ЭВТИ). Нижняя поверхность имитатора РХ закрыта ЭВТИ 7 (ЭВТИ имитатора). Весь объект испытаний закрывается ЭВТИ 6.

Для равномерного распределения температуры по имитатору РХ вдоль нерабочей поверхности имитатора установлены три аксиальные тепловые трубы (теплоноситель – пропилен).

На рабочую поверхность имитатора РХ нанесено лакокрасочное покрытие со степенью черноты ε_1=0,95 при нормальной температуре. На тыльной поверхности установлен электронагреватель и термодатчики.

После выхода вакуумной камеры на стационарный режим по давлению ($P_К \leq 1 \cdot 10^{-6}$ мм рт. ст.) и криопанели по температуре (T<30 К) было проведено включение электронагревателя имитатора.

В ходе испытаний достигался стационарный температурный режим. На имитаторе РХ поддерживалась температура, близкая к температуре внутренней поверхности камеры (~10°С). Результаты испытаний приведены в таблице.

таблица – Результаты тепловакуумных испытаний

площадь имитатора, м^2	температура имитатора, К	температура криопанели, К	мощность нагревателя, Вт
F	T_1	T_2	Q_{12}
0,308	284,25	40,45	100

Температура имитатора РХ много больше температуры криопанели, поэтому степень черноты отлична от поглощательной способности.

Расстояние между плоскостями имитатора и криопанели (~4 мм) много меньше площади имитатора, поэтому такую систему можно считать замкнутой. Для этого случая тепловой поток излучением между имитатором и криопанелью описывается уравнением:

$$Q_{12}=\sigma\left[\frac{1}{\alpha_1}+\frac{1}{\alpha_2}-1\right]^{-1}\left(\frac{\varepsilon_1}{\alpha_1}T_1^4-\frac{\varepsilon_2}{\alpha_2}T_2^4\right)F_1, \qquad (3)$$

где Q_{12}, Вт – тепловой поток между имитатором РХ и криопанелью;

σ=5,67·10^{-8} Вт/(м^2 К^4) – постоянная Стефана – Больцмана;

α_1, α_2 – поглощательные способности имитатора РХ и криопанели;

ε_1, ε_2 – излучательные способности имитатора РХ и криопанели;

F_1, м^2 – площадь имитатора.

Из-за низкой температуры криопанели её собственное излучение пренебрежимо мало, и член $\frac{\varepsilon_2}{\alpha_2}T_2^4$ в (3) можно исключить. В этом случае можно принять, что степень черноты имитатора равна его поглощательной способности, т.к. имитатор поглощает только собственное излучение, отражённое от криопанели.

Тогда уравнение (3) примет вид:

$$Q_{12}=\sigma\left[\frac{1}{\alpha_1}+\frac{1}{\alpha_2}-1\right]^{-1}T_1^4F_1.$$

Для условий эксперимента эффективная поглощательная способность криопанели может быть определена из соотношения:

$Q_{НГ}-Q_{12}-Q_{ЭВТИ}=0$,

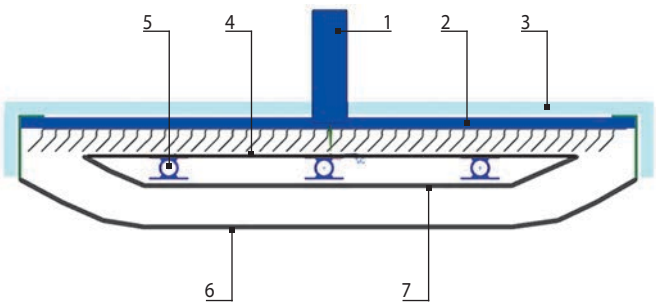
где $Q_{НГ}$, Вт – мощность электронагревателя, установленного на имитаторе РХ; $Q_{ЭВТИ}$, Вт – тепловой поток через ЭВТИ имитатора РХ,

$Q_{ЭВТИ}=(T_{ЭВТИ}-T_1)F_{ЭВТИ}/R_{ЭВТИ}$,

где $T_{ЭВТИ}$, К – средняя по наружной поверхности температура ЭВТИ имитатора;

$F_{ЭВТИ}$, м^2 – площадь наружной поверхности ЭВТИ имитатора;

$R_{ЭВТИ}$, м^{2}К/Вт – удельное термическое сопротивление ЭВТИ.



1 – палец холодильной машины; **2** – криопанель;
3 – ЭВТИ криопанели; **4** – имитатор РХ;
5 – тепловые трубы; **6** – внешняя ЭВТИ;
7 – ЭВТИ имитатора.

рисунок 6. Геометрическая модель расчётной сборки

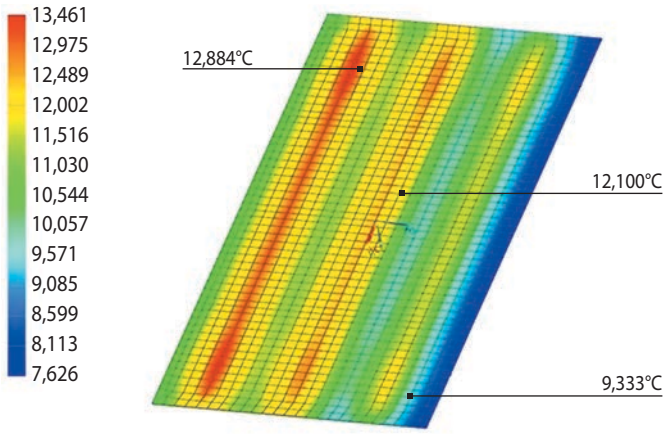


рисунок 7. Температура имитатора

По результатам испытаний температуры имитатора РХ и наружной поверхности ЭВТИ имитатора известны в точках установки температурных датчиков. Для определения средних температур указанных элементов конструкции, термического сопротивления ЭВТИ и расчёта эффективной поглощательной способности криопанели проведено моделирование условий эксперимента с использованием программы Space Systems Thermal системы инженерного проектирования NX9. Расчёт температурных полей проводился с учётом геометрии, теплофизических свойств материалов и термооптических свойств поверхностей криопанели, имитатора РХ и ЭВТИ.

На рисунке 6 изображена геометрическая модель расчётной сборки, которая состоит из имитатора РХ-ГС, криопанели и ЭВТИ.

В расчёте были воспроизведены аналогичные испытаниям условия. Изменению подвергались значения поглощательной способности покрытия криопанели с целью обеспечения максимального совпадения расчётных температур с экспериментально полученными значениями.

Результаты расчёта представлены на рисунке 7, на котором изображено полученное температурное поле на имитаторе РХ. Расчётная температура соответствует в точках расположения термодатчиков температуре, полученной при испытаниях.

Расчётные и экспериментальные температурные поля практически совпадают при эффективной (с учётом оребрения) поглощательной способности криопанели α_2=0,95, при этом поглощательная способность покрытия рабочей поверхности криопанели при температурах ~40 К уменьшается до значения $\alpha \approx 0{,}87$.

Как показали проведённые расчётные оценки, при степени черноты криопанели α_2=0,95, температуре криопанели $T_2 \leq 30$–40 К и полученном давлении в вакуумной камере $P_К \leq 1 \cdot 10^{-6}$ мм рт. ст. температурная погрешность на фотоприёмниках РХ при испытаниях по сравнению с условиями штатной эксплуатации не превышает 1,6 К.

2.3. Тепловакуумные испытания РХ прибора МСУ-ГС гидрометеорологического спутника в вакуумной камере. Сравнение с данными лётных испытаний

Для подтверждения соответствия условий, создаваемых на разработанном стенде, условиям лётной эксплуатации радиационных холодильников проведены испытания РХ прибора МСУ-ГС, полный аналог которого имеет успешную лётную квалификацию в составе КА (рисунок 8).

Объект испытаний включает РХ и имитатор прибора МСУ-ГС, к которому крепится РХ. На имитаторе установлены электронагреватели, с помощью которых на теплом корпусе РХ поддерживалась температура, соответствующая температуре при лётной эксплуатации. Собранный объект испытаний устанавливался на

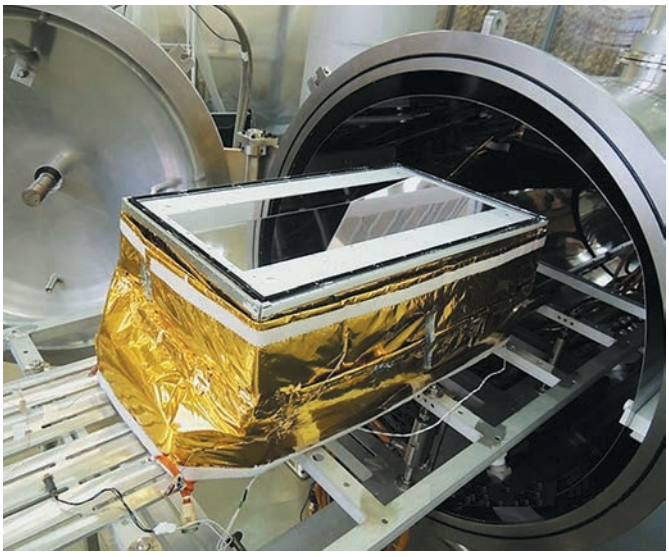
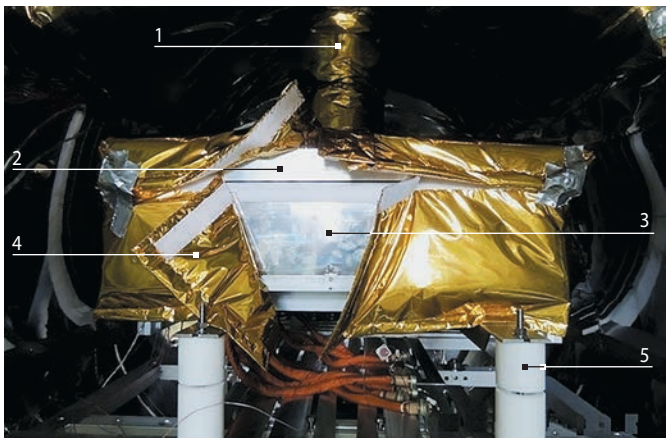


рисунок 8. Объект испытаний перед загрузкой в камеру



1 – холодный палец; **2** – криопанель;
3 – радиационный холодильник; **4** – ЭВТИ;
5 – установочные стойки.

рисунок 9. Размещение объекта испытаний в камере

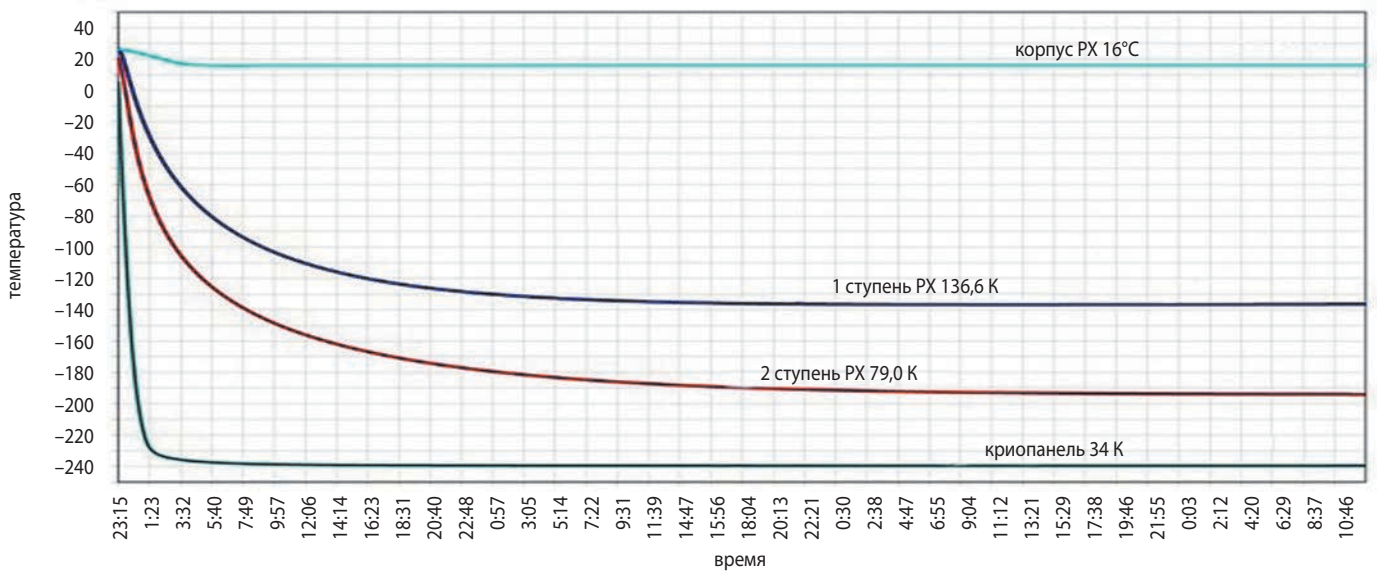


рисунок 10. Выход на рабочий температурный режим радиационного холодильника при ТВИ в вакуумной камере

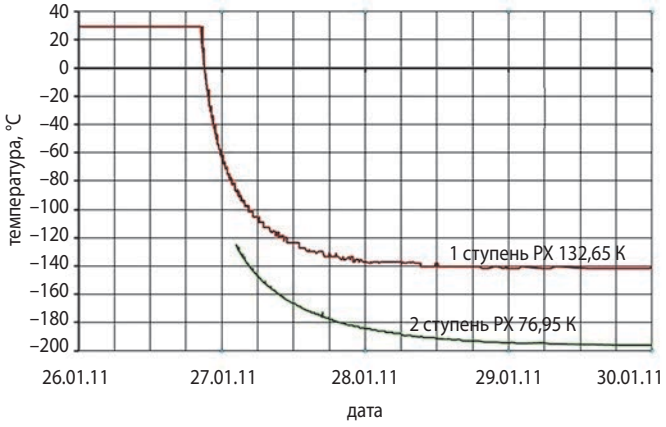


рисунок 11. Выход на рабочий температурный режим радиационного холодильника при лётной эксплуатации

рабочий стол камеры на специальных стойках, имеющих высокое термическое сопротивление (рисунок 9). Криопанель закреплялась на пальце верхней криогенной машины камеры в горизонтальном положении.

Для исключения остаточного давления в полостях РХ и возможного выпадения криоосадков на его холодных поверхностях проводился режим дегазации при достижении давления в камере $\leq 1 \cdot 10^{-6}$ мм рт. ст. в течение 24 часов, после чего включалась криогенная машина, на холодный палец которой установлена криопанель.

Температура основания РХ поддерживалась в пределах плюс 15±0,5°С. Испытания продолжались до достижения установившихся температур на объекте испытаний. Результаты испытаний приведены на рисунке 10, на рисунке 11 – результаты аналогичного выхода РХ на режим в процессе лётной эксплуатации.

Как следует из приведённых графиков, результаты лётной эксплуатации и результаты имитации условий лётной эксплуатации в представленном эксперименте совпадают с точностью до ~2°С.

заключение

Разработана и введена в эксплуатацию экспериментальная установка, обеспечивающая высокую точность воспроизведения натурных условий эксплуатации радиационных холодильников для криостатирования фотоприёмников оптико-электронной аппаратуры. Установка позволяет эффективно проводить наземную отработку теплового режима фотоприёмников, входящих в состав оптико-электронной аппаратуры космических аппаратов отрасли.

список литературы

Андреев Р.В., Воронкевич А.В., Гектин Ю.М., Зайцев А.А. и др. Влияние теплового потока от земной поверхности на работу радиационной системы охлаждения ИК-фотоприемников аппаратуры МСУ-МР на КА «Метеор-МР» № 2 // Сб. тезисов 5 международной научно-технической конференции «Актуальные проблемы создания космических систем дистанционного зондирования Земли». 2017. С. 48-49.

Воронкевич А.В., Боярчук К.А., Салихов Р.С., Дербушев В.В. и др. Патент RU № 113566 от 07.07.2011. Радиационный холодильник. Опубликовано: 20.02.2012. Бюл. № 5.

Кутателадзе С.С. Теплопередача и гидродинамическое сопротивление: справочное пособие. М.: Энергоатомиздат, 1990. 367 с.

Формозов Б.Н. Аэрокосмические фотоприемные устройства видимого и инфракрасного диапазонов. СПб.: БГТУ «Военмех», 2004. 127 с.

Richard V. Пат. 4,121,434 США, Radiation shielding means for radiant coolers. A Annable; International Telephone & Telegraph Corp. Заявл. 04.06.76; Опубл. 24.10.78.

Статья поступила в редакцию 27.08.2018 г.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТЕПЛОФИЗИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПОВЕРХНОСТНОГО СЛОЯ ЛУННОГО ГРУНТА В ЕСТЕСТВЕННЫХ УСЛОВИЯХ

DETERMINATION OF THE THERMOPHYSICAL CHARACTERISTICS OF THE SURFACE LAYER OF THE LUNAR SOIL IN NATURAL CONDITIONS

К.К. Дудкин[1],
lord-konst@mail.ru;
K.K. Dudkin

О.М. Алифанов[2],
профессор, доктор технических наук, член-корреспондент РАН, o.alifanov@yandex.ru;
O.M. Alifanov

В.П. Макаров[1],
кандидат технических наук, makarov@laspace.ru;
V.P. Makarov

В статье рассматриваются схемы незаглубляемых термозондов и принципы их работы. Проведена оценка эффективности каждой из схем.

Ключевые слова: лунный грунт; теплопроводность; термозонд; исследование Луны.

The schemes of non-buried thermal probes and the principles of their functioning are considered. The effectiveness of each of the schemes is evaluated.

Keywords: lunar soil; thermal conductivity; thermal probe; moon exploration.

введение

Теплофизические характеристики лунного грунта (ТФХ) были определены в результате экспериментов как в лабораториях, так и непосредственно на поверхности Луны. На рисунке 1 представлен график изменения теплопроводности грунта в зависимости от глубины по результатам миссий «АПОЛЛОН-15» и «АПОЛЛОН-17» (*Лангсет М.С. и др.*, 1975).

Из этих данных видно, что наиболее сильно теплопроводность грунта изменяется в приповерхностном слое грунта на глубине всего в несколько сантиметров (таблица 1), в то время как при дальнейшем увеличении глубины её изменение не столь значительно.

таблица 1 – Распределение теплопроводности лунного грунта в зависимости от глубины

глубина, см	λ, Вт/м·К
0–3	0,001–0,011
3–220	0,011–0,03

Из этого можно сделать вывод, что задачу по определению ТФХ грунта на поверхности Луны можно разделить на две подзадачи: измерение ТФХ в поверхностном слое (до нескольких сантиметров, т.е. незаглубляемый термозонд) и определение распределения ТФХ по глубине до нескольких метров (т.е. заглубляемый термозонд).

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

[2] ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», Россия, г. Москва.
Moscow Aviation Institute (National Research University), Russia, Moscow.

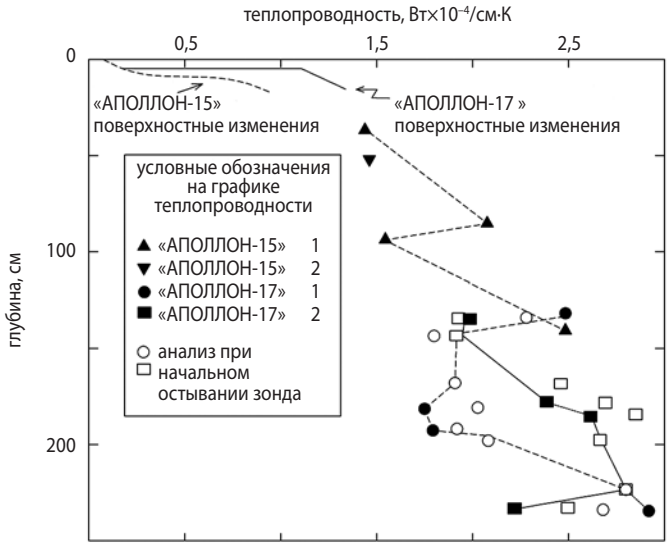


рисунок 1. График зависимости теплопроводности лунного грунта от глубины, по результатам миссий «АПОЛЛОН-15» и «АПОЛЛОН-17»

На такие же две подзадачи эту проблему можно разделить и по возможным техническим решениям заглубляемых и незаглубляемых термозондов, поскольку в зависимости от решаемой подзадачи каждая конструкция будет иметь свои особенности (*Галеев А.Г. и др.*, 2013).

В данной статье будут рассмотрены незаглубляемые термозонды для измерения ТФХ поверхностного слоя лунного грунта.

Что касается характеристик самого поверхностного слоя, которые нужно учитывать при разработке методов и технологий определения его ТФХ в натурных условиях («in situ»), приведём следующие данные.

Теплопроводность лунного грунта зависит, прежде всего, от плотности «упаковки» частиц грунта, а его теплоёмкость — от теплоёмкостей входящих в него минералов. Для образца грунта известного химического состава удельная теплоёмкость c может быть оценена по формуле:

$$c=\sum_i c_i\, x_i,$$

где c_i – массовая концентрация i-го компонента в образце; x_i – удельная теплоёмкость этого компонента (по справочникам для земных минералов).

Несмотря на различие химического состава «морского» и материкового реголита, величины его теплоёмкости мало зависят от региональной геологической ситуации, ибо и морской, и материковый грунт сложен преимущественно силикатами, а величины теплоёмкости этих соединений близки (*Кларк С.П.*, 1969).

Характер реголита, рыхлого, с пустыми порами и точечными межзерновыми контактами и на «море», и на материке определяет свойства лунного грунта (таблица 2) как весьма эффективного теплоизолятора (*Авдуевский В.С. и др.*, 1974; *Khartov V.V. et al.*, 2011).

таблица 2 – Характеристики образцов лунного грунта (*Флоренский К.П. и др.*, 1975)

метод определения	коэффициент теплопроводности, Вт/м·К
лабораторный анализ грунтов «ЛУНА-16» «АПОЛЛОН-11»	 $(2\pm0{,}5)\cdot10^{-4}$ $(2{,}3)\cdot10^{-4}$
дистанционные оптические и радиоизмерения	$5{,}2\cdot10^{-4}$ $1{,}46\cdot10^{-4}$ $0{,}5\cdot10^{-4}$–$7{,}1\cdot10^{-4}$

Расхождения в оценках величин теплопроводности по оптическим и радиоастрономическим измерениям, вероятно, связаны с изменчивостью плотностных характеристик самого верхнего слоя реголита на различных участках поверхности Луны, например с недоучётом локальных скоплений крупных камней. В то же время лунный материал в земных лабораторных опытах специально отсортировывается.

Вследствие хороших теплоизоляционных свойств реголита тепловой режим поверхностного слоя Луны характеризуется быстрым уменьшением амплитуды температурных колебаний с глубиной (таблица 3) (*Авдуевский В.С. и др.*, 1974).

таблица 3 – Характеристики теплового режима приповерхностного слоя

глубина	амплитуда температур, °С	
поверхность	280	в предположении постоянства тепловых свойств
7 см	~30	
14 см	~3	

Теплофизические свойства реголита в значительной степени зависят от температуры. Характер этой зависимости для конкретных образцов тонкозернистого лунного грунта (*Cremers C.J.*, 1974) показан на рисунке 2, а в обобщенном виде для среднего реголита с объёмным весом 1,3 г/см^3 (*Hemingway B.S. и др.*, 1974) – в таблице 4:

Измерение теплофизических параметров реголита и его земных аналогов (*Головкин А.Р. и др.*, 1974) показывает, что для реголита и моделирующих его материалов, как и следовало ожидать, близки величины теплоёмкости и различны величины теплопроводности (таблица 5).

Разница эта, вероятно, обусловлена как недостаточно строгим воспроизведением гранулометрических, а, следовательно, и плотностных характеристик, так и неопределённостью условий дегазации исследуемых образцов.

В то же время величины коэффициента теплопроводности плотного силикатного скелета реголита близки к величинам коэффициента теплопроводности аналогичных земных горных пород, в интервале 2,1–4,19 Вт/м·К (*Флоренский К.П. и др.*, 1975).

таблица 4 – Зависимость теплофизических характеристик от температуры грунта

температура, К	теплопроводность, $\times 10^{-3}$, Вт/м·К	теплоёмкость, Дж/кг·К	
100	0,7	275,7	вакуум, 10^{-6} тор
150	0,8	433,9	
250	1,1	672,4	
300	1,4	758,1	
350	1,7	848,9	

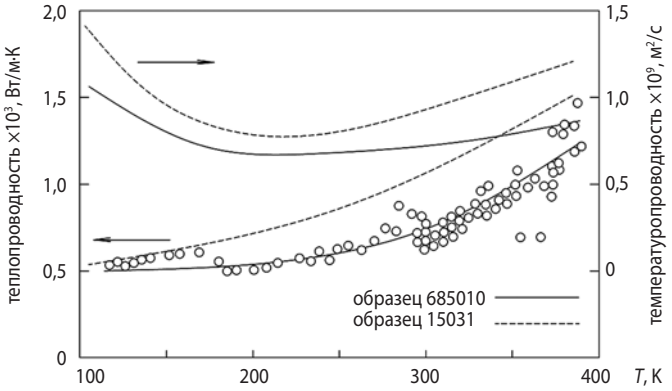


рисунок 2. Изменение величин теплопроводности и температуропроводности реголита миссий «АПОЛЛОН-15» (пунктир) и «АПОЛЛОН-16» (сплошная линия) в зависимости от температуры (*Cremers C.J.*, 1974)

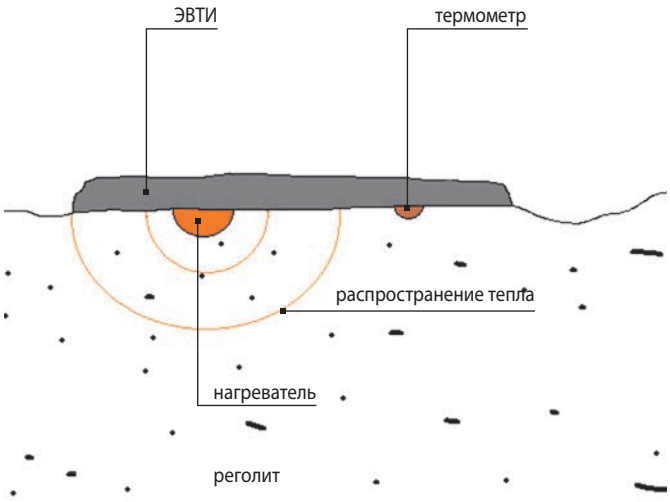


рисунок 3. Схема поверхностного термозонда

В данной статье рассматриваются две схемы незаглубляемых термозондов для измерения ТФХ лунного грунта:

- поверхностный термозонд;
- остывающий термозонд.

1. Поверхностный термозонд

Термозонд предназначен для определения ТФХ грунта поверхностного слоя. В простейшем случае он состоит из нагревателя, термометра, конструктивно не связанного с ним, и слоя экранно-вакуумной теплоизоляции, покрывающего всю конструкцию, для максимального исключения влияния других нагревающих или охлаждающих факторов (рисунок 3).

Термометр находится на определённом заданном расстоянии от нагревателя. При включении нагревателя тепловая волна постепенно доходит до термометра, и по его показаниям после решения обратной двумерной нестационарной задачи теплопроводности для модели полубесконечного тела можно вычислить ТФХ грунта (*Алифанов О.М. и др.*, 2009; *Алифанов О.М. и др.*, 2012).

Недостатком такого термозонда является возможность измерения характеристик только на поверхности. Однако привлекает простота конструкции и отсутствие необходимости бурения скважины.

Было проведено моделирование данной схемы для анализа распределения температуры в грунте. Решена серия прямых задач в программной среде Ansys методом конечных элементов. В каждом последующем решении уменьшались размеры конечных элементов. В данном случае при расчётах удалось достигнуть точности порядка нескольких сотых градуса при величине конечного элемента 0,5 мм (таблица 7).

Исходные данные (таблица 6):

- мощность нагревателя 0,01 Вт;
- время нагрева 180 минут;
- начальная температура системы –23°С.

В таблице 6 приняты характеристики грунта, характерные для поверхностного слоя (по результатам измерений миссий Apollo). Мощность нагревателя и время нагрева взяты с учётом ограниченной конечной температуры нагрева. Это сделано для того,

таблица 5 – Сравнение теплофизических параметров лунного реголита и его аналогов

материал	теплопроводность, $\times 10^{-3}$, Вт/м·К	теплоёмкость, Дж/кг·К	
морской реголит Л-16	2,76	0,74	вакуум, 10^{-6} тор
андезито-базальтовый песок	4,27	0,735	
мелкораздробленный базальт	6,98	0,79	

таблица 6 – Исходные данные для решения тепловой задачи

наименование	материал	диаметр	высота/длина	теплопроводность, Вт/(м·°С)	теплоёмкость, Дж/(кг·°С)
нагреватель (цилиндрическая форма)	медный сплав	10 мм	10 мм	401	385
грунт	грунт	–	–	0,002	500

таблица 7 – Анализ точности решения тепловой задачи при выборе размера конечного элемента

размер конечного элемента, мм	температура нагревателя, °С		температура грунта на расстоянии 2 мм от нагревателя, °С	температура грунта на расстоянии 5 мм от нагревателя, °С
	max	min		
10	5,2317	5,2137	–13,043	–19,629
5	5,1319	5,1314	–14,613	–19,987
2	5,4838	5,48	–13,175	–19,695
1	5,6177	5,617	–13,254	–19,714
0,5	5,7203	5,7193	–13,363	–19,759

чтобы ТФХ грунта не изменились при повышении температуры, т.е. задача сохранила свою линейность. На рисунке 4 показано распределение температуры по результатам решения задачи.

Особенностью конструкции данной схемы является отделение нагревателя от термометров. Это сделано для того, чтобы отсутствовала какая-либо часть конструкции, находящаяся в тепловой связи с термометром. Но в принятой схеме термозонда необходимо учитывать погрешность в определении расстояния от нагревателя до термометра.

Для оценки этой погрешности применим следующий подход. Определим температуру грунта в двух точках: на расстоянии 2 мм и 5 мм от нагревателя. Предположим, что при установке термометров мы ошиблись с расстоянием от нагревателя до термометра, и термометр, который предполагался на расстоянии 2 мм, установили на расстоянии 3 мм от нагревателя, а термометр, который должен быть установлен в 5 мм, установили на расстоянии 4 мм.

Точно так же по решённой выше задаче определим температуру в точках 3 мм и 4 мм от нагревателя. Это будут «измеренные значения» термометров.

Теперь решим обратную задачу по определению одного параметра – коэффициента теплопроводности. Для этого проведём ряд вычислений прямой нестационарной задачи теплопроводности, меняя значение коэффициента λ. Остальные характеристики зафиксированы и будут браться из исходных данных, приведённых выше. Рассчитав распределения температур грунта для точек на расстоянии 2 мм и 5 мм от нагревателя в зависимости от теплопроводности и сопоставив эти данные с «измеренными значениями» термометров, определим «измеренную теплопроводность» грунта. Сопоставив эту теплопроводность с изначальной, можно будет определить погрешность измерения в зависимости от расстояния.

Для решения этого ряда прямых задач примем размер конечного элемента равным 1 мм, т.к. при этом значении мы получаем точность расчётов по температуре до сотых градуса, а машинное время решения примерно в восемь раз меньше, чем при размере конечного элемента в 0,5 мм.

Назовём точку в 2 мм от нагревателя – термометр 2. По аналогии остальные будут называться термометр 3, 4, и 5.

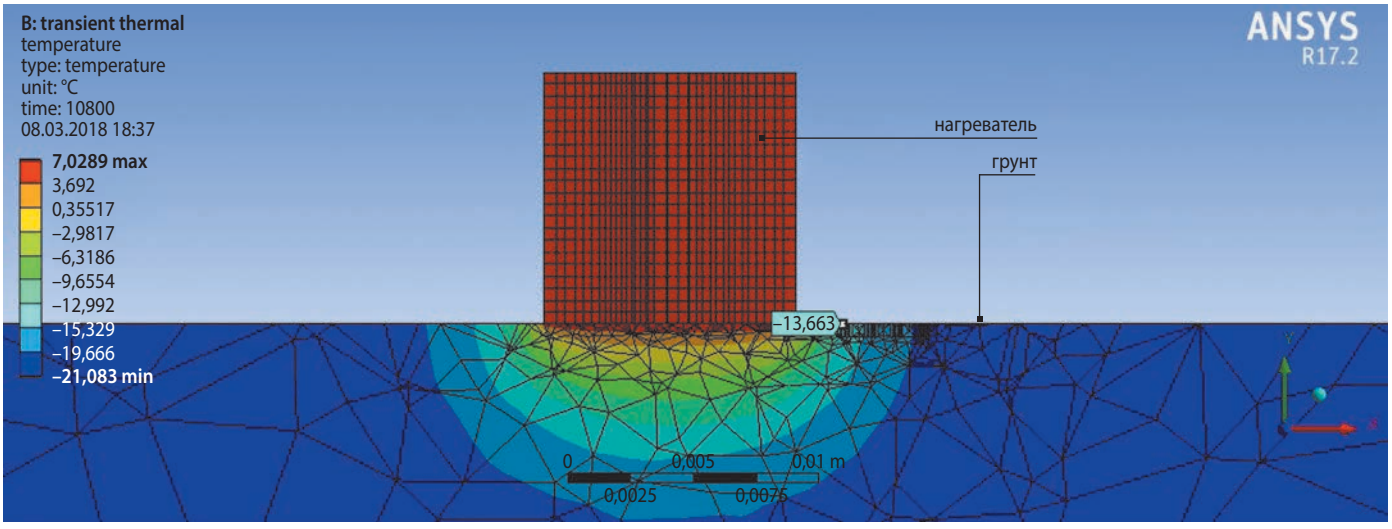


рисунок 4. Поверхностный термозонд. Распределение температуры при численном моделировании тепловой задачи

таблица 8 – Значения температур по «показаниям» различных термометров в моделируемой задаче

расстояние от нагревателя, мм	наименование	значение температуры, °С
2	истинное значение термометра 2	–13,254
3	«измеренное значение» термометра 2	–16,403
4	«измеренное значение» термометра 5	–18,386
5	истинное значение термометра 5	–19,714

таблица 9 – Результаты решения обратной задачи теплопроводности (ОЗТ)

теплопроводность, Вт/(м·°С)	истинное значение температуры, °С, термометра 2	истинное значение температуры, °С, термометра 5
0,0004	–17	–22,2
0,0005	–16,3	–22
0,001	–14,5	–20,9
0,0015	–13,7	–20,2
0,002	–13,3	–19,7
0,0025	–13	–19,4
0,003	–12,9	–19,1
0,0035	–12,9	–18,9
0,004	–12,9	–18,8
0,0045	–13	–18,7
0,005	–13	–18,6
0,006	–13,2	–18,5
0,007	–13,5	–18,5
0,008	–13,7	–18,5

Решим задачу по описанной выше схеме.

В таблице 8 приведены температуры, которые получились при решении предыдущей задачи (значение теплопроводности грунта 0,002 Вт/(м °С)):

Теперь проведём ряд вычислений прямой задачи, меняя теплопроводность, и построим графики температур в точках 2 мм и 5 мм от нагревателя (таблица 9).

Как видно из графиков (рисунки 5, 6), исходя из «измеренного значения» термометра 2 (–16,4°С), можно по графику высчитать «измеренную теплопроводность», которая будет равна примерно 0,00049 Вт/м·°С (истинная теплопроводность 0,002 Вт/м·°С). Ошибка в данных условиях при сдвиге на 1 мм равна 75,5 %.

Во втором случае «измеренное значение» термометра 5 было равно –18,4°С. Это значение не попадает в поле рассчитанных температур в реальной точке в 5 мм от нагревателя.

Следовательно, можно сделать вывод, что, как и ожидалось, поверхностный термозонд весьма чувствителен к погрешности установки термометров, и это надо иметь в виду при его проектировании и практической реализации этой схемы измерения. Второй вывод заключается в том, что универсального способа расчёта для оценки погрешности нет, и погрешность следует рассчитывать индивидуально в каждом случае. Минимизировать её можно на этапе проектирования, при выборе, например, мощности нагревателя и времени его действия.

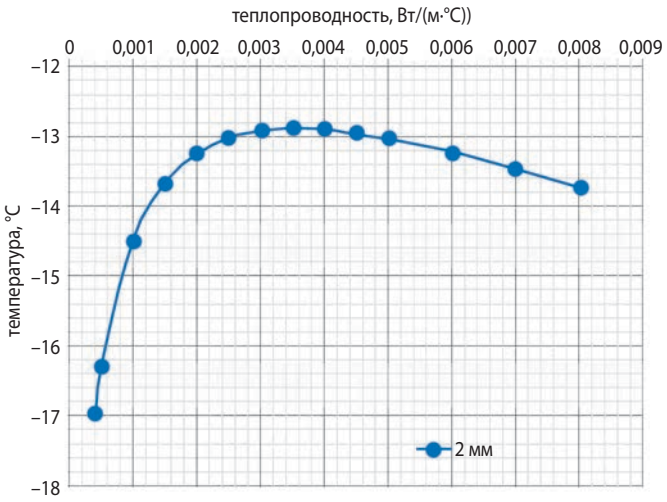


рисунок 5. График зависимости температуры от теплопроводности в точке 2 мм от нагревателя

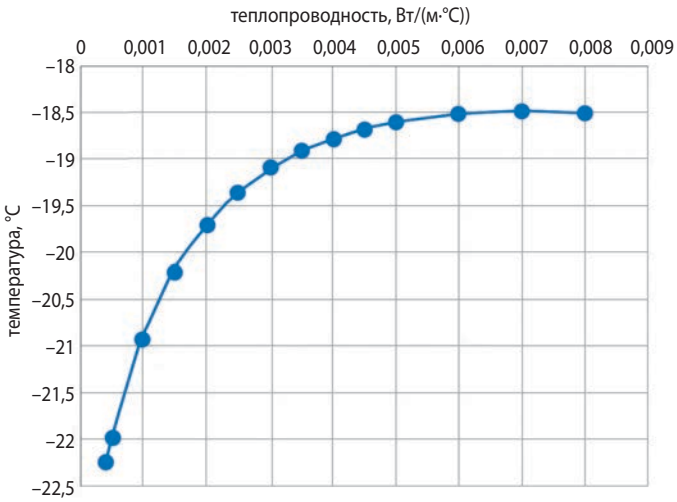


рисунок 6. График зависимости температуры от теплопроводности в точке 5 мм от нагревателя

2. Остывающий термозонд

Принцип работы этого термозонда основан на следующем. На поверхность грунта помещается некое тело с известными ТФХ, нагретое до определённой температуры (рисунок 7). Верхняя и боковые поверхности этого тела теплоизолированы. После соприкосновения нижней его части с грунтом часть тепла начинает перетекать в реголит. По изменению температуры тела в зависимости от времени и по результатам решения обратной задачи можно получить некоторые данные о ТФХ грунта.

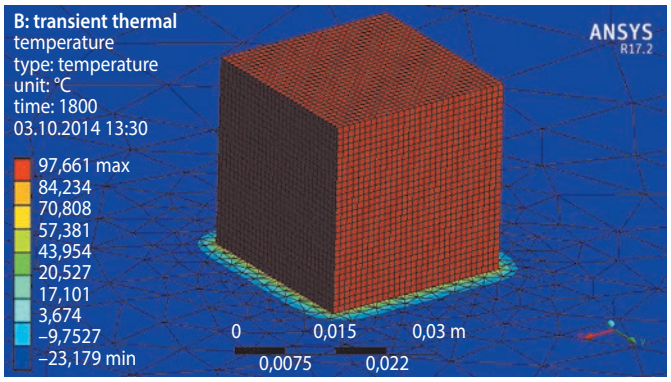


рисунок 7. Схема остывающего термозонда

Плюсы такого термозонда: простота конструкции и эксплуатации. Существенным минусом является нестабильность результатов. Дело в том, что для такого термозонда необходимо обеспечить идеальный тепловой контакт с грунтом. Иначе, если сопротивление на контакте будет достаточно высоким, то термозонд будет определять ТФХ грунта с недопустимо большой погрешностью.

заключение

Из этих двух схем можно полностью исключить для практического применения только, пожалуй, остывающий термозонд – поскольку крайне сложно будет оценить тепловое сопротивление при контакте с грунтом.

Поверхностный термозонд лишён частично либо полностью этого недостатка. Для него не будет иметь значения наличие теплового сопротивления при контакте нагревателя с грунтом. Количество отданного тепла нагревателем в грунт можно будет оценить по изменению температуры самого нагревателя. В то же время решение обратной задачи (по результатам измерения температуры грунта на некотором расстоянии от нагревателя) будет получено исходя из количества именно отданного нагревателем тепла, а не изначальной его мощности. Именно по этим двум параметрам – отданному теплу и изменению температуры грунта в точках измерения – можно будет судить о ТФХ грунта.

Таким образом, поверхностный термозонд является достаточно простой схемой. Его существенный недостаток (как и у всех незаглубляемых термозондов) – возможность измерения ТФХ только в поверхностном слое. Однако для простых миссий этот недостаток выливается в простоту использования и отсутствие необходимости в бурении скважины. К тому же, его можно использовать в комплексе и с другими более сложными проникающими термозондами.

список литературы

Авдуевский В.С., Анфимов Н.А., Маров М.Я., Трескин Ю.А. и др. Теплофизические свойства лунного вещества, доставленного на Землю автоматической станцией «ЛУНА-16» // Лунный грунт из Моря Изобилия: сб. М.: Наука, 1974. С. 32-34.

Алифанов О.М., Иванов Н.А., Колесников В.А., Меднов А.Г. Определение температурных зависимостей теплофизических характеристик анизотропных материалов из решения обратной задачи // Вестник МАИ. 2009. Т 16, № 5. С. 247-254.

Алифанов О.М., Колесников В.А. Определение элементов тензора теплопроводности анизотропных материалов из решения обратной задачи // Электронный журнал «Труды МАИ». 2012. Вып. № 58. С. 62-76.

Галеев А.Г., Гусев Е.В., Родченко В.В., Садретдинова Э.Р. Выбор параметров пенетратора, входящего в лунный грунт с нулевой скоростью // Электронный журнал «Труды МАИ». 2013. Вып. № 64. С. 30-53.

Головкин А.Р., Дмитриев А.Н., Духовской Е.А., Новин Г.К. и др. Результаты исследования тепловых и электрических свойств грунта Луны и его аналогов // Лунный грунт из Моря Изобилия: сб. М.: Наука, 1974. С. 41-43.

Кларк С.П. Справочник физических констант горных пород. М.: Мир, 1969. 544 с.

Лангсет М.С., Кейм С.Д. Непосредственные измерения теплового потока на Луне // Космохимия Луны и планет: сб. М.: Наука, 1975. С. 200-209.

Флоренский К.П., Базилевский А.Т., Николаева О.В. Лунный грунт: свойства и аналоги. Модель 1974 года. М.: Академия наук СССР Институт геохимии и аналитической химии им. В.И. Вернадского, 1975. 50 с.

Cremers C.J. Thermal conductivity of Apollo 16 lunar fines // Abstracts of papers submitted to the 5 Lunar Science Conf. Houston, Texas, NASA. 1974. V. 1. P. 148-150.

Hemingway B.S., Robie R.A., Wilson W.H. Specific heats of lunar soils, basalt, and breccias from the Apollo 14, 15 and 16 landing sites between 90 and 350°K // Proceed. of the 4 Lunar Science Conf. Pergamon Press. V. III.P. 2481-2488.

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

Статья поступила в редакцию 09.10.2018 г.

УДК 629.783

РАЗРАБОТКА МОДЕЛИ МАГНИТНЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ ОТ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ МАЛОГО КА И ИССЛЕДОВАНИЕ ИХ ВЛИЯНИЯ НА СИСТЕМУ ОРИЕНТАЦИИ И СТАБИЛИЗАЦИИ

А.Е. Милов[1],
кандидат технических наук,
aemilov@rambler.ru;
A.E. Milov

В статье представлены теоретические результаты решения инженерной задачи по учёту магнитных возмущений при разработке системы управления угловым движением малого космического аппарата. Расчёт магнитных возмущений выполнен с применением метода конечных элементов. Оценка влияния возмущений на систему управления выполнена путём численного интегрирования дифференциальных уравнений орбитального и управляемого вращательного движения КА. Магнитное поле Земли моделировалось согласно аналитическим соотношениям IGRF-12.

Ключевые слова: малый космический аппарат; магнитное поле Земли; магнитное управление; магнитный исполнительный орган; управление угловым движением; токовый контур; постоянный магнит; двигатель-маховик; магнитное возмущение; инвар; магнитомягкий материал; анизотропная геометрия; магнитная система; численное моделирование; метод конечных элементов.

[1] ООО «Даурия – спутниковые технологии», Россия, Московская область, Сколково.

DEVELOPMENT OF THE MAGNETIC DISTURBANCES MODEL FROM THE ELEMENTS OF THE MICROSATELLITE STRUCTURE AND INVESTIGATION OF THEIR INFLUENCE ON THE ORIENTATION AND STABILIZATION SYSTEM

П.Е. Розин[1],
кандидат технических наук,
rozinpe@rambler.ru;
P.E. Rozin

The article presents the theoretical results of the solution of an engineering problem for the registration of magnetic disturbances in the development of a control system for the angular motion of a small spacecraft. Calculation of magnetic disturbances is performed using the finite element method. The influence of perturbations on the control system is estimated by numerical integration of the differential equations of the orbital and controlled rotational motion of the spacecraft. The Earth's magnetic field was modeled according to the analytical relationships – IGRF-12.

Key words: micro satellite; Earth's magnetic field; magnetic control; magnetorquer; attitude control; coil; permanent magnet; reaction wheel; magnetic disturbance; invar; soft magnetic material; anisotropic geometry; magnetic system; numerical simulation; finite element method.

Dauria – Satellite Technology Ltd., Russia, Moscow region, Skolkovo.

1. Общие сведения

Начиная с первых пусков искусственных спутников, инженерам и научным работникам было известно о влиянии магнитного поля Земли (МПЗ) на угловое движение (ориентацию) космических аппаратов (КА) (*Коваленко А.П.*, 1975). Уровень влияния МПЗ настолько велик, что это свойство широко используется для непосредственного управления космическими аппаратами. Магнитные исполнительные органы (МИО – катушки с током, электромагниты или ПМ – постоянные магниты) магнитной системы управления (СУ) неподвижно крепятся к конструкции КА. Механический момент магнитного взаимодействия вычисляется на основе общего выражения, верного для любого МИО или магнитного возмущения (МВ) (*Коваленко А.П.*, 1975; *Техническая кибернетика*, 1976), Н·м:

$$\bar{M}=\bar{A}\times\bar{B}, \quad (1)$$

где $\bar{A}$ – магнитный момент МИО (МВ), А·м^2; $\bar{B}$ – индукция МПЗ, Тл.

В приводимых расчётах средняя величина индукции МЗП принята 50 мкТл.

Магнитный момент плоского контура (катушки) с током [1, 2], А·м^2:

$$\bar{A}=I\cdot S\cdot\bar{n},$$

где I – сила тока в контуре, ампер-витки; S – площадь контура, м^2; $\bar{n}$ – единичная нормаль к плоскости контура.

Магнитный момент ПМ (*Коваленко А.П.*, 1975; *Техническая кибернетика*, 1976), А·м^2:

$$\bar{A}=\bar{B}_t\cdot V/\mu_0, \quad (2)$$

где $\mu_0=4\pi\cdot10^{-7}$ Гн/м; $\bar{B}_t$ – средняя по объёму фактическая индукция внутри и на полюсах магнита с учётом размагничивающего действия собственных полюсов (геометрии магнита), Тл; V – объём магнита, м^3.

2. Описание «магнитной части» разрабатываемого малого КА

На рисунке 1 представлен общий вид разрабатываемого малого КА для дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) в оптическом диапазоне.

Аппарат (*Дмитриев Д.В. и др.*, 2018; *Малинин А.С.*, 2018; *Архангельский Р.Н. и др.*, 2017) выполнен в формате CubeSat 16U с габаритными размерами (при закрытой крышке камеры ДЗЗ) 450×250×250 мм и массой 20 кг.

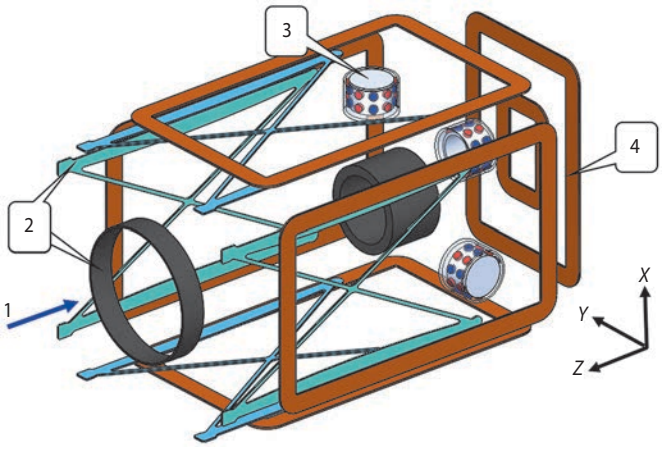
Корпус КА изготавливается из алюминиевых панелей со средней толщиной 3 мм. Снаружи на все стороны корпуса установлены панели солнечных батарей, представляющие собой многослойные печатные платы с наклеенными фотоэлектрическими преобразователями.

рисунок 1. Общий вид КА «АУРИГА» с раскрытой крышкой камеры ДЗЗ

Один из слоёв отмеченных печатных плат отведён под плоские катушки, рисунок 2, представляющие собой вытравленные из фольги спиральные дорожки.

Катушки являются МИО системы управления КА, параметры катушек приведены в таблице 1.

Магнитные элементы КА (источники, усилители магнитного поля – МП) можно разделить на три группы: МИО; детали из инвара (магнитомягкий сплав 32НКД, начальная магнитная проницаемость 1300 (*Прецизионные сплавы*, 1974)) – служат для термостабильности камеры ДЗЗ (*Дмитриев Д.В. и др.*, 2018; *Тумарина М.В. и др.*, 2017); двигатели-маховики (ДМ) – инерциальная часть СУ, содержат магнитомягкие ротор и статор, а также ПМ.



1 – оптический вход камеры ДЗЗ;
2 – инваровые детали; **3** – ДМ; **4** – МИО.

рисунок 2. Магнитные части и их взаимное расположение в составе КА

таблица 1 – Параметры МИО КА при $\bar{A} \perp \bar{B}$

сторона КА	I, ампер-витки[2]	S, м^2	A^2, А·м^2	M^2 в поле 50·мкТл
$+X$, $-X$, $+Y$, $-Y$	7.04	0.0541	0.381	19.1 мкН·м
$-Z$[1]	11.67	0.0335	0.391	19.6 мкН·м

Примечания
[1] Суммарные параметры двух вложенных катушек.
[2] При максимальной силе тока, подаваемой на МИО.

Ввиду малости внешних МП во всех расчётах принята линейная модель намагничивания магнитомягких материалов (область Релея с обратимым намагничиванием, без остаточной намагниченности).

Также, для упрощения вычислений, принята линейная «кривая» размагничивания ПМ.

3. Источники магнитных возмущений

В соответствии с (*Коваленко А.П.*, 1975) можно выделить три источника МВ: магнитомягкие элементы (инваровые детали, ротор и статор ДМ), магнитотвёрдые элементы (ПМ в составе ДМ) и токовые контуры. Рассмотрим первые два вида магнитных возмущений, поскольку МВ токовых контуров трудно поддаются теоретическому учёту ввиду сложности бортовой электрической схемы и режимов её работы.

3.1. Магнитные возмущения постоянных магнитов ДМ

В состав КА входят три ДМ RW-0.03 Sinclair Interplanetary (таблица 2). Магнитная модель ДМ, рисунок 3, представляет собой два магнитомягких стакана (ротор и статор), между которыми расположены ПМ. Зазор между ПМ и статором не моделируется.

таблица 2 – Основные характеристики ДМ RW-0.03

кинетический момент (КМ), Н·м·с	номинальный	0.03
	пиковый	0.04
управляющий момент, мН·м	при КМ=0.02 Н·м·с	±2
	при КМ=0.04 Н·м·с	±0.5
масса 0.185 кг	размеры 50×50×40 мм	

ПМ дисковой формы диаметром 8 мм и толщиной 3 мм, поляризация вдоль оси симметрии. Свойства материалов ДМ представлены в таблице 3.

таблица 3 – Расчётные магнитные свойства материалов ДМ

магнитная проницаемость материала ротора и статора μ_r	5000
остаточная индукция материала ПМ B_r, Тл	1.5
коэрцитивная сила материала ПМ по намагниченности H_{cj}, А/м	10^6

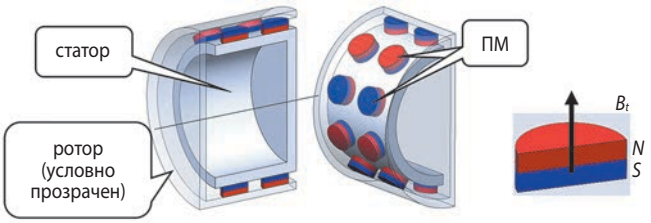


рисунок 3. Магнитная модель ДМ (симметричная половина, катушки статора не моделируются)

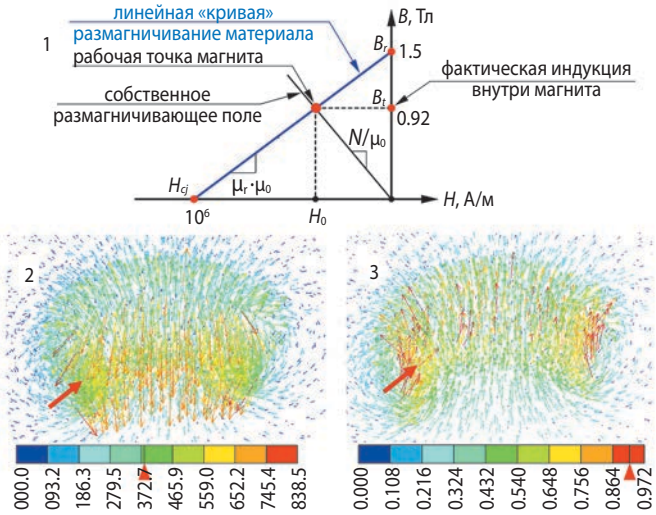
Проверка достоверности численного расчёта произведена путём моделирования одного ПМ и сравнения с аналитическим расчётом.

Так как ПМ имеет свободные полюса, его фактическая индукция отличается от остаточной индукции материала. МП полюсов, направленное против поля материала:

$$H(B) = -(N/\mu_0)\cdot B,$$

где N – размагничивающий фактор, для рассматриваемой геометрии ПМ N=0.52 (*Сандомирский С.Г.*, 2015). Фактическая индукция ПМ и напряжённость размагничивающего поля:

B_t=0.92 Тл; H_0=381 кА/м.



1 – кривая размагничивания материала ПМ;
2 – напряжённость поля, кА/м; **3** – магнитная индукция, (показана симметричная половина ПМ, стрелками отмечена корреляция с аналитическим расчётом).

рисунок 4. Результаты численного моделирования одного ПМ

Кривая размагничивания материала ПМ представлена на рисунке 4.1.

Магнитный момент ПМ на основе (2): A=0.11 А·м^2.

Из рисунка 4 видно, что аналитический расчёт B_t и H_0 совпадает с численным только на периферии диска. N в действительности различен по объёму ПМ.

Величина механического момента на ПМ со стороны внешнего поля 50 мкТл при $\bar{A} \perp \bar{B}$ на основе (1): M=5.5 мкН·м.

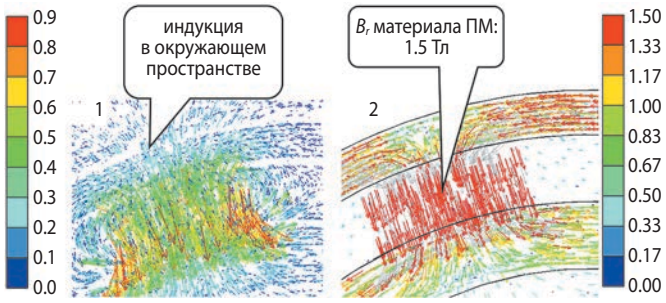
Сравнение результатов расчётов и сопоставление момента одного ПМ с управляющим моментом МИО_X (таблица 1) приведено в таблице 4.

таблица 4 – Величина максимального механический момента, действующего на отдельный ПМ во внешнем поле 50 мкТл при $\bar{A} \perp \bar{B}$

M МИО_X	аналитический расчёт	численный расчёт	расхождение
19.1 мкН·м	5.5 мкН·м	7.33 мкН·м	33%
доля M МИО_X	29%	38%	–

Видно, что «паразитный» момент одного небольшого ПМ может составлять существенную долю управляющего момента одного МИО.

Для оценки влияния материала ротора и статора на взаимодействие постоянных магнитов из состава конструкции ДМ с внешним полем рассмотрены два расчётных случая: ПМ изолированы; ПМ совмещены с ротором и статором.



1 – изолированные ПМ;
2 – в составе с ротором и статором.

рисунок 5. Магнитная индукция, поля ДМ (сектор с одним ПМ)

На рисунке 5 и в таблице 5 приведены результаты численного моделирования магнитного поля ДМ.

Из сравнения таблиц 4 и 5 видно, что ПМ в составе ДМ взаимно компенсируют друг друга за счёт симметричности расположения по окружности. Наличие магнитопроводящих ротора и статора практически исключает паразитный момент ПМ – ротор и статор замыкают магнитную систему. Тем самым ДМ не имеет внешних постоянных магнитных полюсов. В дальнейшем принимается, что ПМ из состава ДМ не являются источником МВ.

3.2. Влияние инваровых деталей на управляющие моменты МИО

Для оценки влияния наличия инваровых деталей на функциональные характеристики МИО рассмотрены четыре расчётных случая: включение двух изолированных МИО ±X (одного МИО –Z) и в составе с инваровыми деталями.

Для МИО±X: вектор $\bar{B}$ совпадает с направлением +Z связанной системы координат (ССК) КА (рисунок 2); вектор $\bar{A}$ МИО ±X направлен по –X и $\perp \bar{B}$ ($M_{Y\,\text{МИО}\,X}$ максимален).

Для МИО–Z: вектор $\bar{B}$ совпадает с направлением +X ССК КА; вектор $\bar{A}$ МИО±X направлен по –Z и $\perp \bar{B}$ ($M_{Y\,\text{МИО}\,Z}$ максимален).

Величина внешнего поля 50 мкТл.

Результаты моделирования симметричной половины конструкции относительно плоскости ZX представлены на рисунке 6 и в таблицах 6, 7. Достоверность решения проверяется сравнением численных результатов по механическому моменту изолированных катушек с данными таблицы 1.

Из таблиц 6, 7 видно, что инвар усиливает действие катушек МИО, выступая в роли сердечника. Большее усиление МИО–Z (+14%) можно объяснить тем, что «длинный» размер инваровых деталей $// \bar{A}$, что способствует их большему намагничиванию. В то же время расхождение в 14% может находиться в пределах погрешности численного расчёта.

В дальнейшем для консервативности результатов моделирования движения КА принимается, что инваровые детали в рассмотренной конфигурации не оказывают влияния (не увеличивают) на управляющие моменты МИО.

таблица 5 – Механический момент ДМ в поле 50 мкТл относительно оси в диаметральном сечении, мкН·м

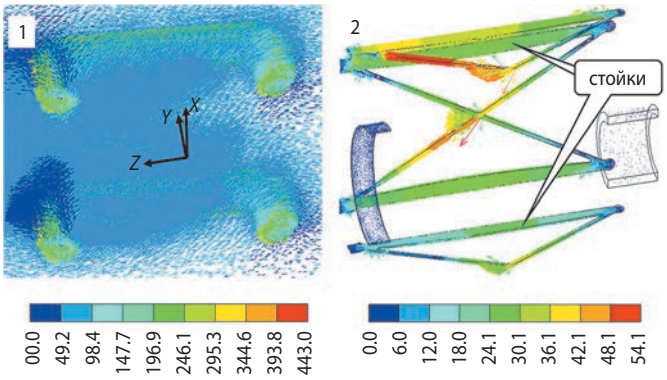
M МИО_X	изолированные ПМ		в составе ротора и статора	
	направление внешнего поля относительно оси вращения ДМ			
	//	⊥	//	⊥
19.1 мкН·м	0.8	1.6	0.05	0.00
доля M МИО_X	4.2%	8.4%	0.3%	0.00

таблица 6 – Механические моменты МИО $\pm X$ (ток 7.04 ампер-витков) и инвара деталей во внешнем поле 50 мкТл при $\bar{A} \perp \bar{B}$ относительно оси Y

ΣM_Y изолированных катушек, мкН·м			
таблица 1	численный расчёт		расхождение
+38.2	+38.1[1]		0.3%
ΣM_Y в составе с инваровыми деталями, мкН·м			
вклад МИО $\pm X$	вклад инвара	ΣM_Y	расхождение с[1]
+51.04	–11.57	+39.47	+3.6% (усиление)

таблица 7 – Механические моменты МИО $-Z$ (ток 11.67 ампер-витков) и инвара деталей во внешнем поле 50 мкТл при $\bar{A} \perp \bar{B}$ относительно оси Y

ΣM_Y изолированных катушек, мкН·м			
таблица 1	численный расчёт		расхождение
–19.6	–19.7[1]		0.5%
ΣM_Y в составе с инваровыми деталями, мкН·м			
вклад МИО $-Z$	вклад инвара	ΣM_Y	расхождение с[1]
–21.82	–0.62	–22.44	+14% (усиление)



1 – индукция, мкТл, вокруг изолированных катушек;
2 – индукция в инваровых деталях, мТл, при включённых катушках.

рисунок 6. Результаты моделирования МИО $\pm X$

3.3. Магнитные возмущения инваровых (магнитомягких) деталей

Кроме магнитной стрелки компаса (объекта с собственным магнитным моментом), свойством ориентироваться по линиям внешнего поля могут обладать также тела из магнитомягких материалов (без собственной остаточной намагниченности) анизотропной геометрии. Известный пример этого – визуализация МП с помощью железных опилок.

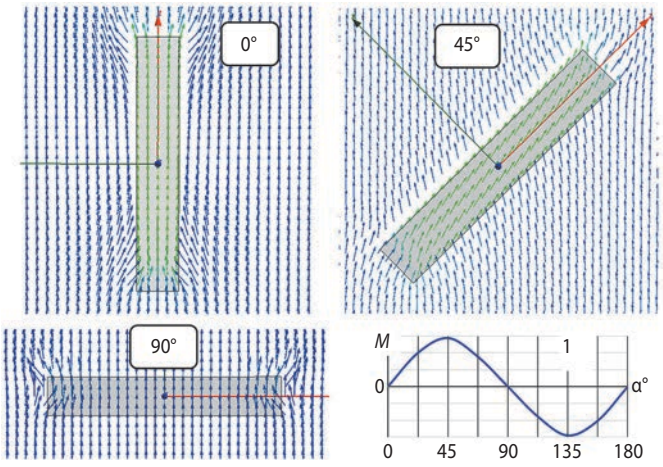
Под анизотропной геометрией подразумевается разница в линейных размерах по различным направлениям тела.

На рисунке 7 показано МП при различной ориентации анизотропного магнитомягкого объекта (параллелепипеда с длиной, превосходящей ширину и толщину в шесть раз).

Из рисунка 7 видно, что при ориентации объекта, отличной от 0° и 90°, векторы внутренней магнитной индукции отвёрнуты от основного внешнего направления в сторону «длинного» размера объекта.

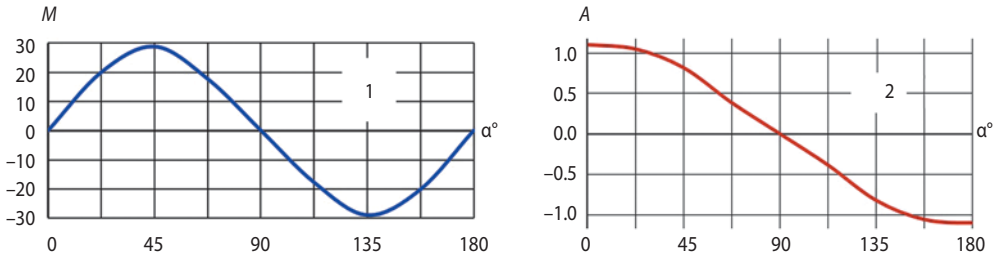
Возникновение M объясняется тем, что МП стремится минимизировать свою потенциальную энергию в магнитном поле и ориентирует свой магнитный момент вдоль магнитного поля.

По результатам моделирования магнитомягких деталей (инвар + роторы и статоры ДМ) в переменном по направлению внешнем поле выяснилось, что значительный и наибольший вклад (80%) в «магнитомягкий» возмущающий момент вносят инваровые стойки, обладающие существенной анизотропией геометрии. Магнитомягкая анизотропная часть конструкции КА обладает круговой симметрией в плоскости XY, поэтому вектор возмущающего магнитного момента всегда направлен параллельно оси Z ССК. На рисунке 8 приведены результаты расчёта возмущающих механического и магнитного моментов в зависимости от направления внешнего поля.



1 – зависимость внешнего механического момента M (относительно оси $\perp$ плоскости рисунка) от угла α между $\bar{B}$ и «длинным» размером.

рисунок 7. Магнитная индукция в области объекта с анизотропной геометрией при его различной ориентации относительно внешнего поля



1 – возмущающий механический момент, мкН·м, относительно оси // плоскости *XY* ССК;
2 – возмущающий магнитный момент, А·м^2, // оси *Z* ССК.

рисунок 8. Результаты расчёта МВ КА во внешнем поле 50 мкТл переменного направления

3.4. Влияние инваровых деталей на показания магнитометров

На рисунке 9 показана схема расположения магнитометрических датчиков, входящих в состав СУ КА и расположенных на внешних сторонах корпуса. Всего используется пять трёхкомпонентных датчиков.

На рисунке 10 представлены расчётные показания магнитометра «минус» *Y* при вращении внешнего МП относительно оси *X* ССК.

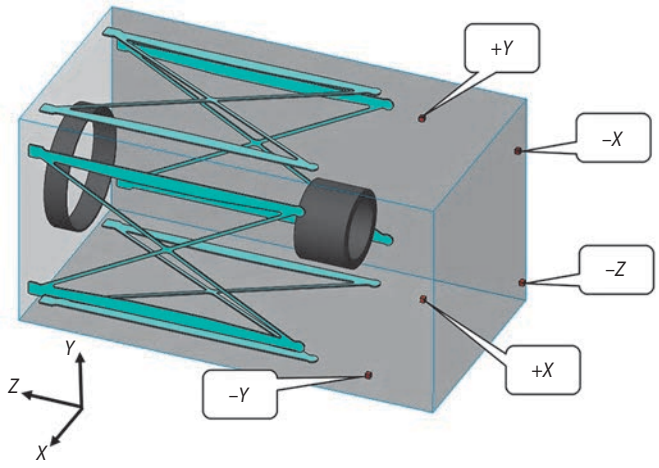


рисунок 9. Расположение магнитометров СУ КА (название датчика соответствует стороне установки)

Величина искажения показания магнитометров зависит от их положения относительно инваровых деталей (искажения тем больше, чем ближе датчик расположен к инвару). Наибольшее искажение (26%) имеет место по оси *Z* ССК, что связано с «длинным» размером инвара и наибольшим его намагничиванием по этому направлению.

Для частичной компенсации искажений показаний магнитометров (приближения их показаний к величине и направлению невозмущённого внешнего поля) предлагается простой способ введения поправочных постоянных множителей, определённых расчётным способом и закладываемых в программу бортового вычислителя, таблица 8.

4. Исследование влияния собственного магнитного момента конструкции КА на систему ориентации и стабилизации

Рассмотрим влияние магнитных возмущений на систему управления малого КА «АУРИГА» в дежурном режиме работы и в режиме демпфирования угловых скоростей вращения КА средствами магнитных исполнительных органов. В дежурном режиме КА ориентируется таким образом, чтобы обеспечить работоспособность звёздных датчиков.

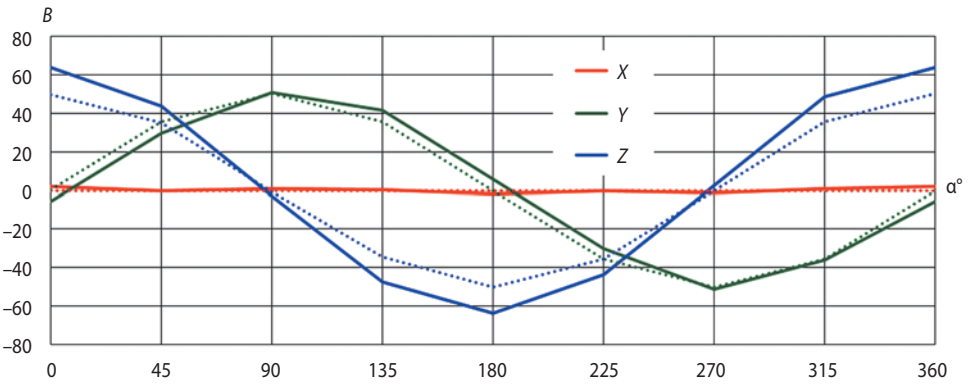


рисунок 10. Расчётные показания трёхкомпонентного магнитометра «минус» *Y*, мкТл, при вращении внешнего МП 50 мкТл относительно оси *X* ССК: сплошные кривые – в составе с инваровыми деталями; точечные кривые – изолированный датчик

таблица 8 – Поправочные множители для магнитометров

измеряемая компонента в ССК	название магнитометра (рисунок 9)				
	$+X$	$-X$	$+Y$	$-Y$	$-Z$
X	1.005	0.999	1.045	1.038	1.007
Y	1.022	1.014	0.974	0.984	1.005
Z	0.904	0.912	0.854	0.783	0.898

Для этого относительно орбитальной ориентации осуществляется разворот на постоянные углы тангажа и крена, не превышающие 20°.

При моделировании вращательного движения, чтобы оценить влияние именно магнитного момента, не учитываются другие виды внешних возмущающих моментов. Вращательное движение КА как твёрдого тела описывается дифференциальными уравнениями динамики Эйлера и кинематики Пуассона (*Розин П.Е.*, 2016; *Беляев Б.Б., Добрица Б.Т., Розин П.Е.*, 2013). Процесс управления КА «АУРИГА» моделируется максимально приближенным к штатной работе бортовых приборов и алгоритмов:

- такт работы бортовой задачи системы управления равен 100 мс;
- длительность включения магнитных исполнительных органов перед очередным циклом измерений магнитометров – 1000 мс;
- моделируется работа КА с учётом отказа одного из звёздных датчиков (худший случай с точки зрения ошибок стабилизации);
- моделируется запаздывание собственного контура управления динамическим моментом двигателя-маховика (прибор рассматривается как колебательное звено);
- математические модели звёздных датчиков (ЗД), гироскопического измерителя вектора угловой скорости (ГИВУС), ГЛОНАСС/GPS-приёмника учитывают систематические, случайные и периодические составляющие ошибок измерений;
- моделируется работа бортовых алгоритмов навигационно-баллистического обеспечения с непрерывной обработкой данных ГЛОНАСС/GPS-приёмника и наблюдателя динамической системы при обработке данных ЗД и ГИВУС.

При разработке программного обеспечения использовалась модель движения центра масс спутника, полученная в результате интегрирования дифференциальных уравнений движения с учётом следующих воздействий: несферического гравитационного поля Земли, представленного разложениями по сферическим функциям с учётом гармоник 16×16 (EGM-96) (*Lemoine F.G., Kenyon S.C.*, 1998); гравитационного воздействия от Солнца; гравитационного воздействия от Луны.

В качестве базовой системы координат, относительно которой решаются уравнения орбитального движения КА, рассматривается международная инерциальная астрономическая система координат J2000.0. При вычислении возмущающих ускорений от гармоник гравитационного поля Земли используется алгоритм Каннингхема (*Montenbruck O., Gill E.*, 2001). Положения Солнца и Луны по отношению к центру Земли на заданный момент времени определялись по данным эфемерид DE430 (*William M. Folkner, James G. Williams et al.*, 2014), сформированных Лабораторией реактивного движения JPL и NASA. Магнитное поле Земли моделировалось согласно соотношениям международного геомагнитного аналитического поля (IGRF-12) (*Thebault E., Finlay C.C., Beggan C.D. et al.*, 2015) с разложением по сферическим функциям с учётом гармоник 8×8.

Учитывая особенности совместного моделирования орбитального движения КА и работы системы управления, при решении дифференциальных уравнений использован метод Рунге – Кутта четвёртого порядка с фиксированным шагом интегрирования. Шаг интегрирования h_1=1 с для решения уравнений орбитального движения и h_2=10^{-4} с при решении уравнений вращательного движения. Таким образом, считается, что внешний возмущающий момент постоянен на интервале h_1.

Как было указано ранее, возмущающий магнитный момент является периодической функцией с амплитудой ≈1 А·м^2 и периодом 2·π. С целью наилучшей

таблица 9 – Значения возмущающего магнитного момента

α, град	0	22.5	45	67.5	90	112.5	135	157.5	180
A, А·м^2	1.10	1.05	0.82	0.38	0	–0.38	–0.82	–1.05	–1.10

таблица 10 – Элементы оскулирующей орбиты в TOD

e	Ω, град	ω, град	i, град	a, км	u, град
0.00178	88.133	93.9042	97.591	6975.54	0

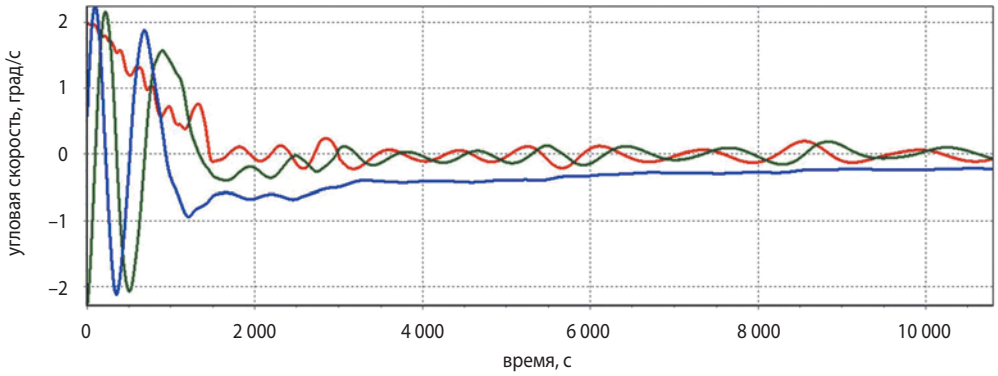


рисунок 11. Угловые скорости вращения КА

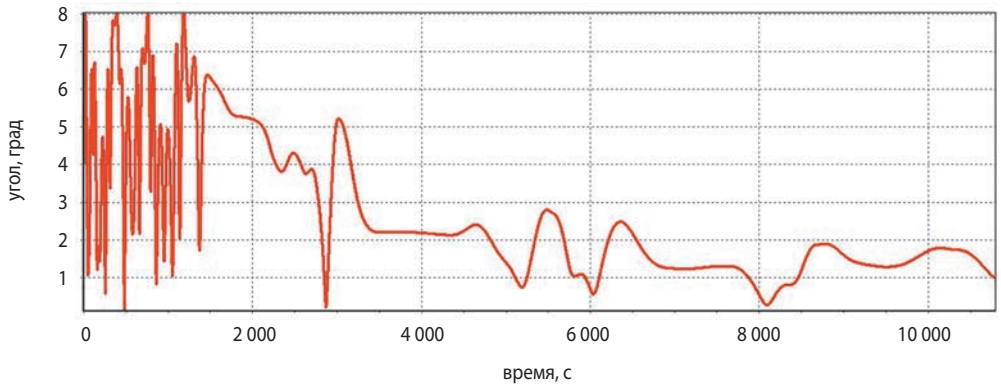


рисунок 12. Ошибка измерения направления вектора магнитной индукции Земли в процессе демпфирования

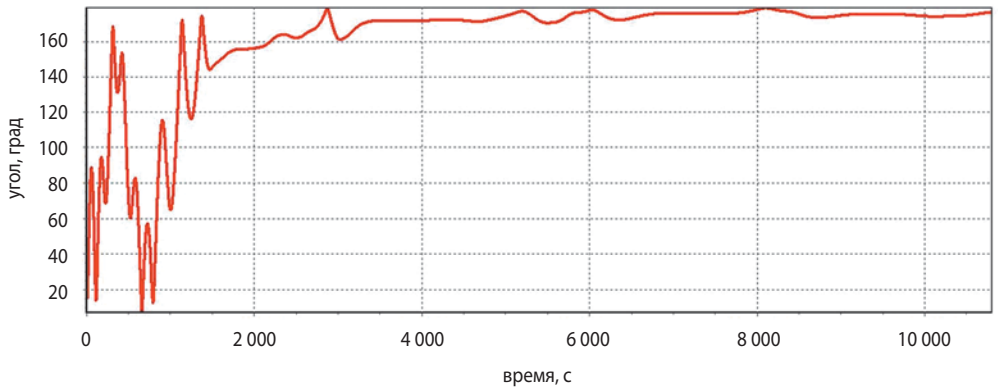


рисунок 13. Угол между направлением вектора возмущающего магнитного момента конструкции КА и вектором магнитной индукции Земли

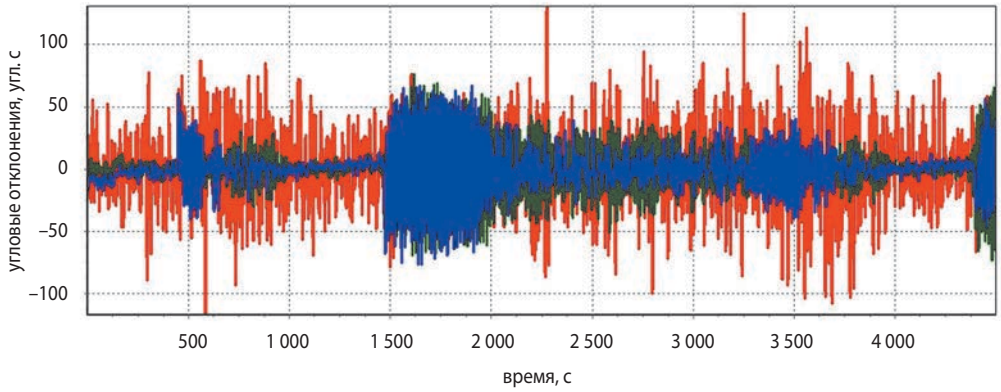


рисунок 14. Угловые отклонения в каналах *Z* (красный), *X* (синий), *Y* (зелёный) в процессе работы разгрузки двигателей-маховиков

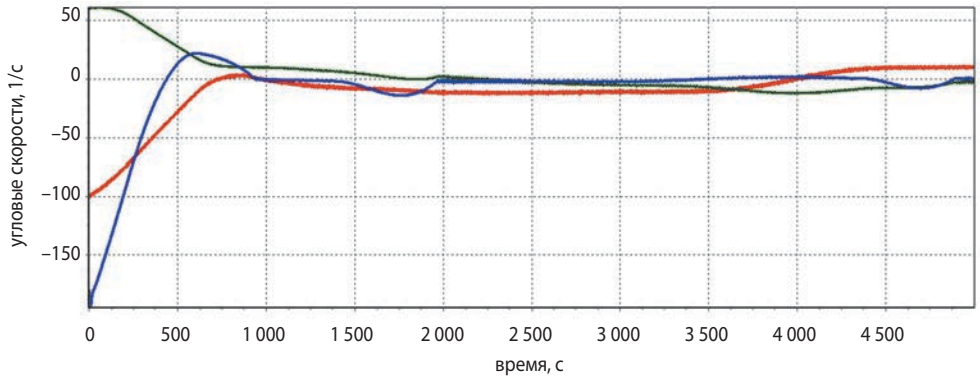


рисунок 15. Скорости вращения двигателей-маховиков

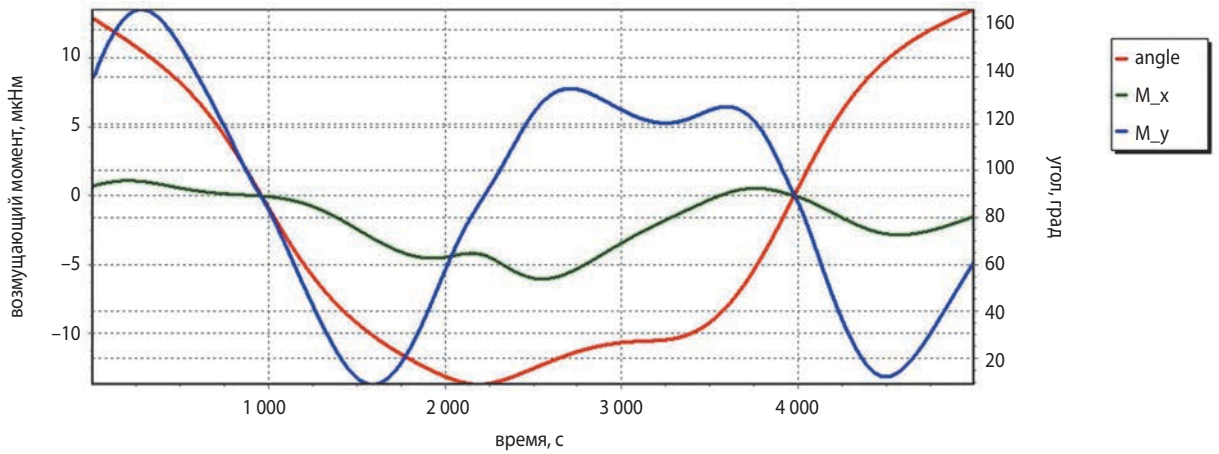


рисунок 16. Возмущающие моменты в проекции на оси *X* и *Y* космического аппарата

аппроксимации представленной зависимости будем использовать кубический сплайн, коэффициенты которого достаточно определить для интервала [0; π/2].

Характеристика момента, показанная на рисунке 8, имеет различную величину в зависимости от значения модуля вектора магнитной индукции Земли. Зависимость от величины модуля магнитной индукции является прямо пропорциональной, поэтому функция для вычисления возмущающего магнитного момента имеет вид: $A(a)=k\cdot S(a)$, где $k=|\overline{B}|/n$, n=50 мкТл; $S(a)$ – кубический сплайн, аппроксимирующий таблично заданную функцию возмущающего магнитного момента в зависимости от угла между осью $+Z$ КА и проекцией вектора магнитной индукции Земли на оси КА. Значения вектора магнитного момента в узловых точках, используемых для построения сплайна, представлены в таблице 9.

Механический возмущающий момент в проекции на связанные с КА оси можно вычислить из соотношения: $\overline{A}=[0\ 0\ A(\alpha)]^{T}\times\overline{B}$, где $\overline{B}$ – проекция вектора магнитной индукции Земли на оси связанной с КА системы координат. При моделировании орбитального движения КА рассмотрена оскулирующая орбита со значениями орбитальных параметров в системе координат True of Date (TOD) на эпоху 04.07.2018 19:36:58.111 (ДМВ), которые представлены в таблице 10.

Результаты моделирования представим графически. На рисунке 11 приведены угловые скорости демпфирования КА «АУРИГА» согласно алгоритму, предложенному в (*Розин П.Е.*, 2017) с учётом двух допустимых отказов в системе магнитных исполнительных органов (худший расчётный случай).

Указанные в таблице 8 коэффициенты, определяющие влияние возмущений на измерения магнитометров КА, не приводят к существенным изменениям переходного процесса управления на этапе демпфирования угловых скоростей, поскольку привносят некритические изменения в определение направления вектора магнитной индукции. На рисунке 12 представлена величина угла между фактически измеренным вектором магнитной индукции и реальным. Как видно, данная величина не превышает 8° и мало сказывается на управлении КА.

На рисунке 13 представлена зависимость $\alpha(t)$, характеризующая угол между осью возмущающего магнитного момента от элементов конструкции КА и проекцией вектора магнитной индукции Земли на оси аппарата. Анализ результатов показывает, что магнитные возмущения от элементов конструкции не препятствуют демпфированию остаточных угловых скоростей КА, возникающих после отделения от средства выведения; аппарат стремится занять такую ориентацию, при которой вектор возмущающего маг-

нитного момента элементов конструкции направлен вдоль вектора магнитной индукции Земли.

На рисунке 14 представлены стабилизационные отклонения КА на этапе разгрузки ДМ в ориентации дежурного режима при использовании в качестве измерительных приборов только звёздных датчиков. Начальные условия по скоростям вращения ДМ: $\bar{\Omega}=[90\ -100\ -200]^T$ [1/с].

На рисунке 15 приведены угловые скорости вращения двигателей-маховиков, на рисунке 16 – компоненты вектора возмущающих моментов в проекции на оси связанной с КА системы координат на этапе работы в ориентации дежурного режима и угол между вектором магнитной индукции Земли и осью *Z* КА. Управление КА осуществляется согласно алгоритмам, предложенным в (*Розин П.Е.*, 2017), при этом параллельно стабилизации осуществляется разгрузка кинетического момента системы ДМ с использованием МИО с учётом двух допустимых отказов в системе магнитных исполнительных органов (худший расчётный случай). Как показали исследования, магнитный возмущающий момент от собственных элементов конструкции КА не препятствует разгрузке системы ДМ – угловые скорости вращения каждого из приборов, установленных по осям аппарата, стремятся принять околонулевые значения. Величина магнитного возмущающего момента не превышает 15 мкН·м.

выводы

1. Значимым для учёта в системе ориентации и стабилизации источником магнитных возмущений КА «АУРИГА» являются анизотропные магнитомягкие элементы конструкции (инваровые детали).

2. Величина искажения сигналов магнитометров от магнитных возмущений несущественно сказывается на управлении КА.

3. Рассмотренные магнитные возмущения не препятствуют демпфированию остаточных угловых скоростей КА, возникающих после отделения от средства выведения.

4. Магнитный возмущающий момент элементов конструкции КА рассмотренной конфигурации позволяет осуществить разгрузку ДМ для случая штатной ориентации осей КА в дежурном режиме.

список литературы

Архангельский Р.Н., Милов А.Е., Кудряшов П.В., Малинин А.С. и др. Космический аппарат дистанционного зондирования Земли микрокласса. Патент на изобретение РФ № 2651309, 2017.

Беляев Б.Б., Добрица Б.Т., Розин П.Е. Метод повышения точности оценки вектора состояния при управлении угловым движением космического аппарата в режиме стабилизации // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 5. С. 11-15.

Дмитриев Д.В., Иосипенко С.В., Кудряшов П.В., Малинин А.С. и др. Особенности проектирования камеры высокого разрешения для микроспутника дистанционного зондирования Земли «АУРИГА» // Космонавтика и ракетостроение. 2018. № 1 (100). С. 79-88.

Коваленко А.П. Магнитные системы управления космическими летательными аппаратами. М.: Машиностроение, 1975. 248 с.

Малинин А.С. Большие возможности «АУРИГИ» // Российский космос. 2018. № 6 (149). С. 42-46.

Прецизионные сплавы: справочник / Под ред. Б.В. Молотилова. М.: Металлургия, 1974. 448 с.

Розин П.Е. Система ориентации и стабилизации малого космического аппарата дистанционного зондирования Земли «АУРИГА» // Труды МАИ. 2016. Вып. № 90. URL: http://trudymai.ru/upload/iblock/6a9/rozin_rus.pdf (дата обращения: 02.09.2018).

Розин П.Е. Динамическое проектирование системы управления и навигации малых космических аппаратов дистанционного зондирования Земли с аппаратурой кадровой съемки: дисс. …канд. техн. наук. МАИ, 2017. 138 с.

Сандомирский С.Г. Расчёт и анализ размагничивающего фактора ферромагнитных тел. Минск: Беларуская навука, 2015. 243 с.

Техническая кибернетика. Устройства и элементы систем автоматического регулирования и управления / Под ред. В.В. Солодовникова. Книга 3. Исполнительные устройства и сервомеханизмы. М.: Машиностроение, 1976.735 с.

Тумарина М.В., Рязанский М.В., Милов А.Е. Оптический телескоп дистанционного зондирования Земли высокого разрешения для космических аппаратов микрокласса // Патент на изобретение РФ № 2646418, 2017.

Lemoine F.G., Kenyon S.C. The Development of the Joint NASA GSFC and NIMA Geopotential Model EGM96 // NASA Goddard Space Flight Center, Greenbelt, Maryland, 20771 USA, July 1998.

Montenbruck O., Gill E. Satellite Orbits: Models, Methods, and Applications. Berlin et al.: Springer, 2001. XII p. + 369 p.

Thebault E., Finlay C.C., Beggan C.D. et al. International Geomagnetic Reference Field: the 12th generation; Earth, Planets and Space. 2015. DOI 10.1186/s40623-015-0228-9.

William M. Folkner, James G. Williams, Dale H. Boggs, Ryan S. Park et al. The Planetary and Lunar Ephemerides DE430 and DE431, IPN Progress Report 42-196, February 15, 2014.

Статья поступила в редакцию 03.09.2018 г.

УДК 629.783

АНАЛИТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ ДЛЯ ОЦЕНИВАНИЯ ВОЗМОЖНОСТЕЙ НИЗКООРБИТАЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПО ОБНАРУЖЕНИЮ, ГЕОЛОКАЦИИ И ИДЕНТИФИКАЦИИ СТАНЦИЙ СПУТНИКОВОЙ СВЯЗИ C-, X-, K_U-, K_A-ДИАПАЗОНОВ.

ЧАСТЬ 2. АНАЛИТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ДЛЯ ОЦЕНИВАНИЯ ВОЗМОЖНОСТЕЙ НИЗКООРБИТАЛЬНЫХ КА*

ANALYTICAL MODELS FOR ESTIMATION OF LEO SATELLITES CAPABILITIES TO DETECT, GEOLOCATE AND IDENTIFY C-, X-, K_U-, K_A-BAND SATELLITE COMMUNICATIONS TERMINALS.

PART 2. ANALYTICAL MODEL FOR ESTIMATION OF LEO SATELLITES CAPABILITIES

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

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

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

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

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

---

* Начало статьи см. в журнале «Вестник «НПО им. С.А. Лавочкина». Ч. 1. 2018. № 3. С. 37-46.

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

4. Аналитическая модель для определения угла места и азимута для наведения диаграммы направленности НОКА РЭН на станцию спутниковой связи

При определении $\Delta\theta_{min}$ в подразделе 3.2. используется угол места θ^* направления НОКА РЭН – ССС, соответствующий $\theta_{ES}=\Delta\theta_{min}$ (граничному раствору ДНА ССС, при котором выполняется условие обнаружения (1)).

Условие наведения ДНА НОКА РЭН на ССС характеризуется углом места $\varepsilon_{LEO}=\theta^*$ и азимутом Λ_{LEO} (далее могут быть использованы тождественные значения $\beta_{LEO}=\varepsilon_{LEO}=\theta^*$ и $\alpha_{LEO}=\Lambda_{LEO}$). Вследствие движения НОКА РЭН по орбите углы β_{LEO} и α_{LEO} являются функциями времени и определяют законы управления пространственным положением НОКА РЭН, обеспечивающим оптимальное наведение ДНА на ССС. При этом угол β_{LEO} характеризует отклонение направления на ССС от направления в надир, угол α_{LEO} характеризует отклонение направления на центр эллипса обнаружения на поверхности орбитальной сферы от направления движения НОКА РЭН по орбите.

4.1. Определение угла места на станцию спутниковой связи

Для определения угла места на ССС β_{LEO} воспользуемся рисунком 9.

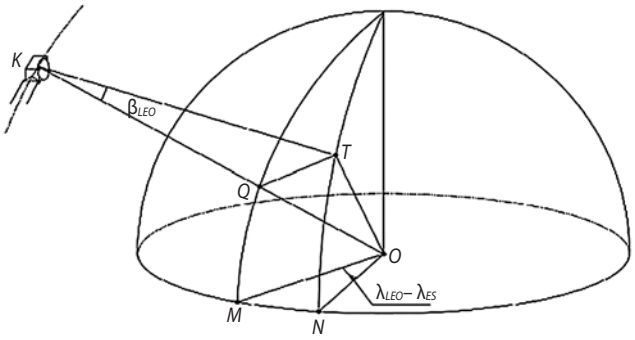


рисунок 9. К определению угла места на ССС

Пусть ССС находится в точке T с координатами λ_{ES}, φ_{ES}, а НОКА РЭН – в точке K с координатами $\lambda_{LEO}(t)$, $\varphi_{LEO}(t)$. Тогда искомый угол $\beta_{LEO}=\angle TKO$ или $\beta_{LEO}=\pi-\angle TOK-\angle KTO$. Как показано в (*Washburn A.R.*, 2004), угол

$$\cos\gamma(t)=\angle TOK=B\cos\theta(t)+C\sin\theta(t), \quad (36)$$

где $\theta(t)=\omega_{LEO}t$;

$B=\cos\varphi_{ES}\cos\lambda_{ES}$;

$C=\cos\varphi_{ES}\cos\lambda_{ES}\cos i+\sin\varphi_{ES}\sin i$;

ω_{LEO} – определяется в (15);

i – наклонение орбиты НОКА РЭН.

В треугольнике KTO $KT=d_{LEO}$, $TO=R_E$, $KO=R_E+h_{LEO}$ и по теореме синусов

$$\sin\beta_{LEO}(t)=\frac{R_E}{d_{LEO}}\sin\gamma(t), \quad (37)$$

где d_{LEO} определено в (32).

Из (37) получаем

$$\beta_{LEO}(t)=\arcsin\left[\frac{R_E}{R_E+h_{LEO}}\times\right.$$
$$\left.\times\frac{\sin\gamma(t)}{\sqrt{1+\left(\frac{R_E}{R_E+h_{LEO}}\right)^2-2\frac{R_E}{R_E+h_{LEO}}\cos\gamma(t)}}\right]. \quad (38)$$

4.2. Определение азимута на ССС

Для определения азимута на ССС α_{LEO} воспользуемся аналитической моделью, иллюстрируемой рисунком 10. На рисунке приведена орбитальная сфера, на которой точка T – центр эллипса с координатами и L_{ES}, ϕ_{ES}, определяемыми в (16), а НОКА РЭН движется по орбите с угловой скоростью ω_{LEO}, определённой в (14).

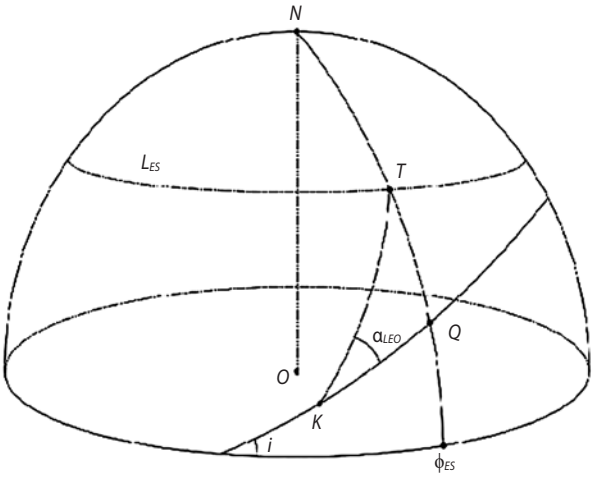


рисунок 10. К определению азимута на ССС

Пусть в произвольный момент времени НОКА РЭН находится в точке K с координатами

$$L_{LEO}(t)=\sin\theta_{LEO}\sin i,$$
$$\phi_{LEO}(t)=\mathrm{tg}\theta_{LEO}\cos i, \quad (39)$$
$$\theta_{LEO}(t)=\omega_{LEO}t.$$

Введём следующие обозначения для центральных углов, соответствующих дугам на поверхности орбитальной сферы (рисунок 10):

$TQ=a$, $KQ=b$, $KT=c$.

Для определения $\alpha_{LEO}(t)$ рассмотрим сферический треугольник TKQ: стороне TQ соответствует центральный угол

$$a=\lambda_{ES}-\lambda_Q. \quad (40)$$

λ_Q – широту НОКА РЭН в момент пересечения меридиана с долготой ϕ_{ES} – можно определить из (39):

$$\sin L_Q = \frac{\operatorname{tg}\phi_Q \sin i}{\sqrt{\cos^2 i + \operatorname{tg}^2 \phi_Q}}. \quad (41)$$

Точки Q и T находятся на одном меридиане, поэтому

$$\phi_Q = \phi_{ES}. \quad (42)$$

Тогда из (40) с учётом (41) и (42) можно получить:

$$a = L_{ES} - L_Q = L_{ES} - \arcsin\frac{\operatorname{tg}\phi_{ES}\sin i}{\sqrt{\cos^2 i + \operatorname{tg}\phi_{ES}}}. \quad (43)$$

Заметим, что a в (43) не является функцией времени. Определим центральный угол, соответствующий дуге KQ:

$$b = KQ = \theta_Q - \lambda_{LEO}(t). \quad (44)$$

При этом из (39) следует, что значение θ_Q в точке Q (в момент пересечения меридиана с долготой ϕ_{ES}) определяется из соотношения

$$\operatorname{tg}\phi_Q = \operatorname{tg}\phi_{ES} = \operatorname{tg}\theta_Q \cos i;$$

$$\operatorname{tg}\theta_Q = \frac{\operatorname{tg}\phi_{ES}}{\cos i}. \quad (45)$$

Подстановкой (45) в (44) получим:

$$b = \operatorname{arctg}\left(\frac{\operatorname{tg}\phi_{ES}}{\cos i}\right) - \theta_{LEO}(t). \quad (46)$$

Определим центральный угол C между точкой T и точкой K. Можно показать (*Washburn A.R.*, 2004), что

$$\cos C = B\cos\theta_{LEO}(t) + A\sin\theta_{LEO}(t),$$

где $\theta_{LEO}(t)$ соответствует положению НОКА РЭН в точке K;

$$B = \cos L_{ES}\cos\varphi_{ES};$$

$$A = \cos L_{ES}\sin\varphi_{ES}\cos i + \sin L_{ES}\sin i. \quad (47)$$

Согласно закону косинусов для центральных углов сферического треугольника KTQ:

$$\cos a = \cos b\cos c + \sin b\sin c\cos\alpha_{LEO}(t). \quad (48)$$

где a, b, c – центральные углы, измеренные в радианах, соответствующие дугам TQ, KQ, KT на орбитальной сфере, а угол $\alpha_{LEO}(t) = \angle TKQ$ – искомый азимут на ССС.

Из (48) получим

$$\alpha_{LEO}(t) = \arccos\frac{\cos a - \cos b\cos c}{\sin b\sin c}, \quad (49)$$

где a, b, c определены (43), (46) с учётом (47).

Полученные выражения для $\alpha_{LEO}(t)$ и $\beta_{LEO}(t)$ могут быть использованы для разработки программ управления пространственным положением НОКА РЭН для обеспечения необходимых условий решения целевых задач по наблюдению ССС.

4.3. Особенности наблюдения ССС в заданном районе

Рассмотрим (рисунок 11) район возможного развёртывания ССС с центром в точке T с координатами λ_{ES}, φ_{ES} и угловым радиусом (центральным углом, соответствующим дуге TV) R_{ES} (в радианах).

Район в форме круга выбран для упрощения получения аналитических выражений. При задании района в форме прямоугольника полученные выражения могу быть применены к окружности, описанной вокруг прямоугольника с радиусом, равным половине диагонали прямоугольника. Тогда угол места и азимут на центр района определяются в соответствии с (38) и (49). Вместе с тем, ССС могут размещаться в пределах заданного района случайным образом, в том числе и на окружности, ограничивающей этот район. Тогда угол места на окраинную точку V, с координатами λ_{ES}, $\varphi_{ES}+R_{ES}$, определяемый в соответствии с (38) при замене в (36) значения φ_{ES} на $\varphi_{ES}+R_{ES}$ в выражении для $\gamma(t)$, определяет угол θ^* в (2), при котором должно выполняться условие обнаружения (1). Это означает, что при применении на НОКА РЭН антенной системы, главный лепесток ДНА которой направлен в надир, усиление антенны в направлении под углом $\theta^* = \beta_{LEO}(t, \varphi_{ES}+R_{ES})$, т.е. в направлении, совпадающем с KV, должно быть достаточным для выполнения условий (1) и (2). Максимальное значение требуемого раствора ДНА θ^* имеет место при наблюдении ССС в точке V на краю зоны видимости НОКА РЭН, т.е. при $\varphi_{ES} + R_{ES} = \frac{\pi}{2}$.

Тогда в соответствии с (38) и (36):

$$\theta^* = \arcsin\left[\frac{R_E}{R_E + h_{LEO}} \times \right.$$

$$\left. \times \frac{\sin\gamma(t)}{\sqrt{1 + \left(\frac{R_E}{R_E + h_{LEO}}\right)^2 + \left(\frac{R_E}{R_E + h_{LEO}}\right)\cos\gamma(t)}}\right],$$

где $\cos\gamma(t) = B\cos\theta(t) + C\sin\theta(t)$ в соответствии с (36);

$B = 0$, так как $\cos\left(\varphi_{ES} + R_{ES} = \frac{\pi}{2}\right) = 0$;

$C = \sin t$, так как $\sin\left(\varphi_{ES} + R_{ES} = \frac{\pi}{2}\right) = 1$;

$\cos\gamma(t) = \sin i\sin\theta(t)$.

Однако в точке V значение $\theta(t) = \varphi_{ES} + R_{ES} = \frac{\pi}{2}$ и, следовательно, $\cos\gamma(t) = \sin i$, а угол

$$\theta^*_{LEO\max} = \arcsin\frac{\sqrt{1 - \sin^2 i}}{\sqrt{1 + \left(\frac{R_E + h_{LEO}}{R_{LEO}}\right)^2 - \left(\frac{R_E + h_{LEO}}{R_{LEO}}\right)\sin i}}.$$

При использовании орбит высотой h_{LEO}=600…1100 км и при наклонении i=60…70 градусов угол $\theta^*_{\max}$=35…40 градусов, что соответствует

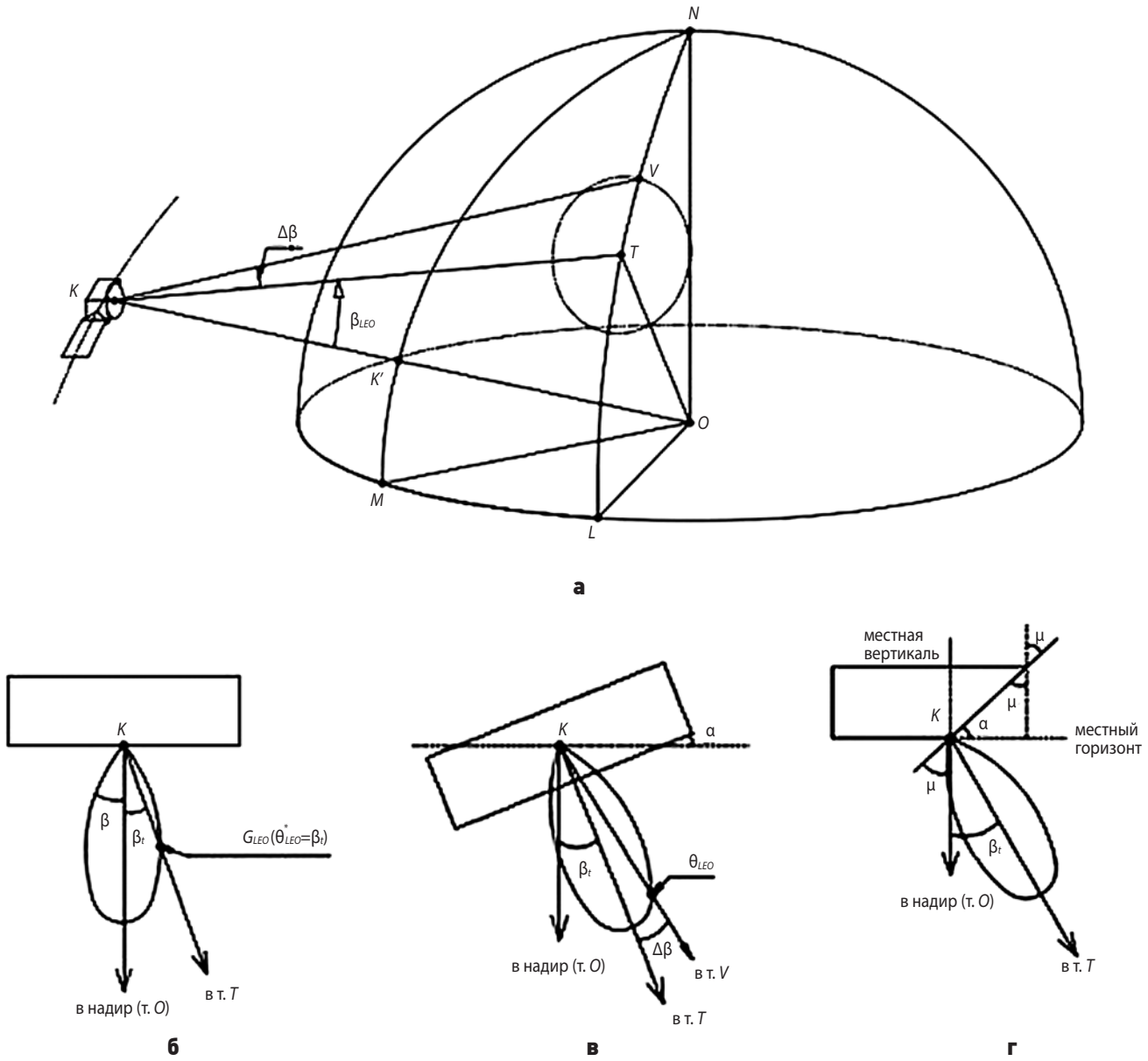


рисунок 11. К аналитической модели наблюдения ССС в заданном районе

раствору диаграммы направленности слабонаправленной антенны, у которой усиление в рассматриваемых диапазонах частот даже при предельных значениях коэффициента шумы антенны и приёмного тракта может оказаться недостаточным для обеспечения $SNR_{\min}$=10…20 дБ, необходимого для решения целевых задач с приемлемым качеством. В этом случае потребуется применение в рассматриваемых диапазонах частот высоконаправленных антенн, что, в свою очередь, потребует дополнительных мер по наведению ДНА на заданный район возможного развёртывания ССС.

Возможный подход к решению этой задачи – поворот НОКА РЭН по углу места и азимуту таким образом, чтобы главный лепесток ДНА был направлен на центр заданного района. Тогда угол $\theta^*=\Delta\beta_{LEO}$ (рисунок 11а). Это обеспечивает выполнение условий (1) и (2) при использовании направленной антенны с шириной ДНА, равной $\theta^*=\Delta\beta_{LEO}$.

Для определения $\Delta\beta_{LEO}$ рассмотрим сферические треугольники *GTO* и *GVO*. Из треугольника *GTO* определим угол *GOT*, воспользовавшись ранее полученным выражением (29):

$$\cos\gamma_1=\cos\angle GOT=\sin\varphi_{ES}\sin\varphi_{LEO}+\cos\varphi_{ES}\cos\varphi_{LEO}\times$$
$$\times 2\arcsin[\frac{1}{2}\sin(\lambda_{ES}-\lambda_{LEO})]. \quad (50)$$

Тогда из треугольника *KTO* имеем

$$\sin\beta_{LEO1}=\frac{R_E}{d_{LEO1}}\sin\angle GOT=\frac{R_E}{d_{LEO1}}\sqrt{1-\cos^2\gamma_1}, \quad (51)$$

$$\beta_{LEO1}=\arcsin\frac{R_E}{d_{LEO1}}\sqrt{1-\cos^2\gamma_1}. \quad (52)$$

Из треугольника *GVO* по аналогии с подстановкой $\varphi_{ES}+R_{ES}$ вместо φ_{ES} получим

$$\cos\gamma_2 = \cos\angle GOV = \sin(\varphi_{ES} + R_{ES})\sin\varphi_{LEO} + \\ +\cos(\varphi_{ES}+R_{ES})\cos\varphi_{LEO}\times 2\arcsin[\frac{1}{2}\sin(\lambda_{ES}-\lambda_{LEO})]. \quad (53)$$

А из треугольника *GVO* по аналогии получаем

$$\beta_{LEO2} = \arcsin\frac{R_E}{d_{LEO2}}\sqrt{1-\cos^2\gamma_2}. \quad (54)$$

В (52) и (53) наклонные дальности до точек *T* и *V* определяются по формулам

$$d_{LEO1}=(R_E+h_{LEO})\sqrt{1+\left(\frac{R_E}{R_E+h_{LEO}}\right)^2-\left(\frac{R_E}{R_E+h_{LEO}}\right)\cos\gamma_{LEO1}}; \quad (55)$$

$$\cos\gamma_{LEO1}=\cos(\lambda_{ES}-\lambda_{LEO})\cos\varphi_{ES}\cos\varphi_{LEO}+ \\ +\sin\varphi_{ES}\sin\varphi_{LEO}. \quad (56)$$

Наклонная дальность d_{LEO2} определяется также по формуле (55) с учётом того, что вместо γ_{LEO1} необходимо подставить значение γ_{LEO2}, определяемое по формуле

$$\cos\gamma_{LEO2}=\cos(\lambda_{ES}-\lambda_{LEO})\cos(\varphi_{ES}+R_{ES})\cos\varphi_{LEO}+ \\ +\sin(\varphi_{ES}+R_{ES})\sin\varphi_{LEO}. \quad (57)$$

Искомый угол, определяющий требуемый раствор ДНА НОКА РЭН,

$$\Delta\beta_{LEO}=\beta_{LEO1}-\beta_{LEO2}. \quad (58)$$

На рисунке 11б показано положение НОКА РЭН с ДНА, направленной в надир, а на рисунке 11в – положение НОКА РЭН с ДНА, направленной на центр наблюдаемого района путём поворота плоскости антенны на угол β_1 по углу места или на угол $\alpha=\frac{\pi}{2}-\beta_1$ относительно местного горизонта. При этом ширина ДНА, обеспечивающая накрытие наблюдаемого района, значительно уменьшается, так как $\Delta\beta<<\beta_1$, а коэффициент усиления увеличивается.

Поворот НОКА РЭН на значительные углы β_1=35…40 градусов при наблюдении множества заданных районов за время САС требует большого запаса характеристической скорости и большого запаса рабочего тела для двигательных установок. Кроме этого, при близком размещении соседних наблюдаемых районов может не произойти разворот НОКА РЭН из-за дефицита времени. Возможным решением проблемы может быть применение в составе НОКА РЭН передней и задней по ходу движения панелей с наклонением под углом $\alpha=\beta_1$ по отношению к местному горизонту или под углом $\mu=\frac{\pi}{2}-\alpha$ по отношению к местной вертикали (направление в надир), как показано на рисунке 11г. Наклон панелей целесообразно определить исходя из географии наиболее приоритетных или наиболее часто наблюдаемых районов. При этом повороты НОКА РЭН при перенацеливании на другие районы будут сведены к минимуму. Определение угла поворота β_1 и предложенного угла наклона α (или μ) панели НОКА РЭН произведено первично без учёта того, что ДНА ССС направлена по отношению к местному горизонту под углом ε_{ES} – углом места на КА ГСО.

Пусть виртуальная ССС расположена в центре наиболее приоритетного или наиболее часто наблюдаемого района с координатами λ_T, φ_T. Для определения углов β, α, μ с учётом угла места ε_T, получаемого из формулы (25):

$$\varepsilon_T = \operatorname{arctg}\frac{\cos\phi-\frac{R_E}{R_E+h_{LEO}}}{\sin\phi}, \quad (59)$$

где $\cos\phi=\cos\varphi_T\cos\varphi_{LEO}+\sin\varphi_T\sin\varphi_{LEO}$. (60)

Из треугольника *KTO* на рисунке 11 находим $\varepsilon_T+\frac{\pi}{2}+\beta+\varphi_T-\varphi_{LEO}=\pi$, откуда следуют значения искомых углов:

$$\beta=\frac{\pi}{2}-\varepsilon_T-(\varphi_T-\varphi_{LEO}); \quad (61)$$

$$\mu=\varepsilon_T+(\varphi_T-\varphi_{LEO}); \quad (62)$$

$$\alpha=\beta. \quad (63)$$

Для определения φ_{LEO} в (59)–(63) и в (50)–(58) необходимо исходить из того, что соответствующие выражения действительны и могут применяться при условии, что НОКА РЭН находится в пределах эллипса обнаружения.

Пусть по-прежнему в центре наблюдаемого района находится виртуальная ССС на широте φ_T. Тогда центр соответствующего виртуального эллипса обнаружения на орбитальной сфере будет иметь широту (геоцентральный угол, определяемый по формуле (16))

$$L_T=\arcsin(\cos\theta_\varepsilon\sin\varphi_T+\sin\theta_\varepsilon\cos\varphi_T\cos\Lambda_T), \quad (64)$$

где Λ_T – азимут с точки *T* на КА ГСО;

θ_ε – геоцентральный угол между направлением на КА ГСО и направлением на центр виртуального эллипса обнаружения на орбитальной сфере, определение которого приведено в (18).

Таким образом, углы β и μ определяются при условии, что значения $\varphi_{LEO}=L_T$, определяемое по формуле (64), и $\lambda_{LEO}=\lambda_T$ или при условии, что $|\varepsilon_K-\varepsilon_T|\le\Delta\theta_{min}$.

4.4. Аналитическая модель наблюдения ССС при реализации угломестного способа определения их координат с использованием фазового пеленгатора

Угломестный способ определения координат ССС основан на измерении углов ν_x и ν_y (рисунок 12) во взаимно перпендикулярных плоскостях путём измерения разности фаз радиосигнала при приёме его на пространственно-разнесённые антенны, расположенные на взаимно перпендикулярных антенных панелях.

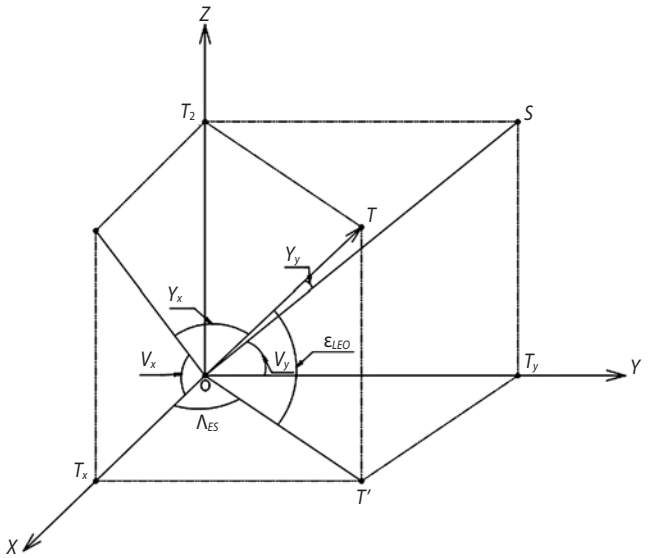


рисунок 12. К аналитической модели угломестного способа определения координат ССС

Пусть антенные системы расположены в плоскости *XOY*. При этом направление оси *X* совпадает с направлением движения НОКА РЭН, а ось *Z* направлена в надир, как показано на рисунке 12. Центр системы координат размещён на НОКА РЭН. Пусть сигнал поступает из точки *T*, и пусть это направление характеризуется на НОКА РЭН углом места ε_{LEO} и азимутом Λ_{LEO}, определяемыми в соответствии с (26) и (31). Таким образом, направление на ССС можно представить единичным вектором, совпадающим по направлению с *OT* на рисунке 12. Измеряемые фазовым пеленгатором углы ν_x и ν_y – это углы между проекциями рассматриваемого единичного вектора на плоскости *XOZ* и *YOZ*, с одной стороны, и осями *OX* и *OY* – с другой. Определим взаимосвязь углов ν_x и ν_y с углами ε_{LEO} и Λ_{LEO}. Для этого введём промежуточные углы g_x и g_y между осями *X*, *Y* и направлением на ССС. Пусть единичный вектор *T* имеет проекции T_x, T_y, T_z на оси координат, тогда углы g_x и g_y определяются как углы между единичным вектором *T* и единичными векторами **X**1(1, 0, 0) и **Y**1(0, 1, 0) через их скалярное произведение:

$$g_x = \frac{T_x x_1 + T_y x_2 + T_z x_3}{\sqrt{T_x^{\,2} + T_y^{\,2} + T_z^{\,2}} \times \sqrt{x_1^{\,2} + x_2^{\,2} + x_3^{\,2}}}, \qquad (65)$$

где $T_x=\cos\Lambda_{LEO}\cos\varepsilon_{LEO}$; (66)

$T_y=\sin\Lambda_{LEO}\cos\varepsilon_{LEO}$;

$T_z=\sin\varepsilon_{LEO}$;

$x_1=1$, $x_2=0$, $x_3=0$.

Тогда с учётом того, что знаменатель в (65) равен единице,

$g_x=T_x=\cos\Lambda_{LEO}\cos\varepsilon_{LEO}$.

Аналогично определяется угол g_y:

$$g_y = \frac{T_x y_1 + T_y y_2 + T_z y_3}{\sqrt{T_x^{\,2} + T_y^{\,2} + T_z^{\,2}} \times \sqrt{y_1^{\,2} + y_2^{\,2} + y_3^{\,2}}},$$

а с учётом того, что $y_1=0$, $y_2=1$, $y_3=0$

$g_y=\cos\Lambda_{LEO}\cos\varepsilon_{LEO}$.

Из рисунка 12 следует

$$\operatorname{tg}\nu_x = \frac{T_z}{T_x} = \frac{\sin\varepsilon_{LEO}}{\cos\varepsilon_{LEO}\cos\Lambda_{LEO}} = \frac{\operatorname{tg}\varepsilon_{LEO}}{\cos\Lambda_{LEO}}; \qquad (67)$$

$$\operatorname{tg}\nu_y = \frac{T_z}{T_y} = \frac{\sin\varepsilon_{LEO}}{\cos\varepsilon_{LEO}\sin\Lambda_{LEO}} = \frac{\operatorname{tg}\varepsilon_{LEO}}{\sin\Lambda_{LEO}}. \qquad (68)$$

Определим по измеряемым углам ν_x и ν_y (углы пеленгования) углы ε_{LEO} и Λ_{LEO} – азимут и угол места на ССС. Из (66) следует

$$\frac{T_x}{T_y} = \operatorname{ctg}\Lambda_{LEO}. \qquad (69)$$

С другой стороны, из (67) и (68) имеем

$$\frac{T_x}{T_y} = \frac{\operatorname{tg}\nu_y}{\operatorname{tg}\nu_x}. \qquad (70)$$

Из (69) и (70) можно получить

$$\operatorname{ctg}\Lambda_{LEO} = \frac{\operatorname{tg}\nu_y}{\operatorname{tg}\nu_x}.$$

Аналогично из (66) имеем

$$\frac{T_y}{T_z} = \cos\varepsilon_{LEO}.$$

С другой стороны, согласно (67) и (68)

$$\frac{T_x}{T_y} = \frac{\operatorname{tg}\nu_y}{\operatorname{tg}\nu_x} \qquad (71)$$

и тогда

$$\frac{T_y}{T_z} = \operatorname{ctg}\nu_y. \qquad (72)$$

Объединив (71) и (72), находим

$\cos\varepsilon_{LEO}=\operatorname{ctg}\nu_y$.

Полученные результаты позволяют в дальнейшем определять требования к ДНА фазового пеленгатора*.

список литературы

Washburn A.R. Earth Coverage by Satellites in Circular Orbit // Calhoun: The NPS Institutional Archive DSpace Reporting. 2004. URL: https://slidex.tips/download/earth-coverage-by-satellites-in-circular-orbit (дата обращения: 26.07.2018).

Статья поступила в редакцию 26.07.2018 г.

* Окончание статьи следует

УДК 629.78.082:681.26

РЕАЛИЗАЦИЯ НОВОЙ ТЕХНОЛОГИИ ЗАПРАВКИ НА ЗНС КОСМОДРОМА «ВОСТОЧНЫЙ» И РЕЗУЛЬТАТЫ ПЕРВЫХ ЗАПРАВОК РАЗГОННОГО БЛОКА «ФРЕГАТ»

IMPLEMENTATION OF THE NEW FUELING TECHNOLOGY AT THE FILLING-AND-NEUTRALIZATION STATION OF VOSTOCHNYI COSMODROME AND REVIEW OF RESULTS OF THE FIRST «FREGAT» UPPER STAGE FILLING

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

А.Н. Сова[2],
профессор, доктор технических наук,
slsova@mail.ru;
A.N. Sova

А.Н. Кулаков[1],
kulakov@laspace.ru;
A.N. Kulakov

А.В. Николаев[3],
кандидат технических наук,
nikolaev@kbthm.ru;
A.V. Nikolaev

В.М. Шульга[3],
кандидат технических наук,
ovio@kbthm.ru;
V.M. Shulga

В.В. Свист[3],
ko-14@kbthm.ru;
V.V. Svist

М.Е. Смирнов[3],
ko-14@kbthm.ru;
M.E. Smirnov

В статье приведены новая технология заправки на заправочно-нейтрализационной станции космодрома «Восточный», состав технологического оборудования, необходимого для реализации данной технологии, а также результаты первых заправок разгонного блока «Фрегат».
Показано, что значения погрешностей заправки баков маршевой двигательной установки и двигательной установки системы обеспечения запуска при использовании разработанной новой технологии существенно меньше допустимых значений.

Ключевые слова: технология заправки; технологическое оборудование; РБ «Фрегат»; маршевая двигательная установка; двигательная установка системы обеспечения запуска; погрешность заправки.

The article covers a new fueling technology at the filling-and-neutralization station at Vostochnyi cosmodrome, composition of technological equipment required for the implementation of this technology, as well as analysis of the first «Fregat» upper stage filling.
It is shown that when using the new technology the error values for filling tanks of the sustainer propulsion system and launching propulsion system are significantly less than the allowed values.

Key words: fuelling technology; technological equipment; «Fregat» upper stage; sustainer propulsion system; launching propulsion system; fuelling error.

введение

Технологическое оборудование систем заправки заправочно-нейтрализационной станции (ЗНС) космодрома «Восточный» должно обеспечивать заправку баков космических аппаратов (КА) и разгонных блоков (РБ) компонентами ракетного топлива (КРТ) в следующих диапазонах выдаваемых доз:

- при заправке окислителем: от 20 кг до 2500 кг;
- при заправке горючим: от 20 кг до 1300 кг;
- при заправке однокомпонентным горючим (ОГ): от 20 кг до 200 кг.

Погрешность заправки окислителем и горючим не должна превышать ±0,15 кг для доз до 50 кг и ±0,3% от массы заданной дозы для доз свыше 50 кг.

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

[2] Московский автомобильно-дорожный государственный технический университет (МАДИ), Россия, г. Москва.
Moscow automobile and road construction state technical University (MADI), Russia, Moscow.

[3] Филиал ФГУП «ЦЭНКИ» – «Конструкторское бюро транспортно-химического машиностроения», Россия, г. Москва.
Filial «TsENKI» – «Design Bureau for Chemical Transport Engineering», Russia, Moscow.

При выдаче однокомпонентного горючего погрешность должна быть не более ±0,125 кг для доз до 45 кг и ±0,3% от массы дозы для дозы свыше 45 кг.

ЗНС космодрома «Восточный» кардинально отличается от заправочных станций космодрома Байконур. Заправка производится в чистовом термостатированном зале, отсутствуют стационарные дозаторы с системой трубопроводов, отсутствует также хранилище компонентов с многокубовыми ёмкостями. Такой облик ЗНС обусловлен тем, что на космодроме Восточный внедряется новая технология заправки баков КА и РБ.

1. Технология заправки

Полное описание технологии заправки баков любого изделия, в частности РБ «Фрегат», представляет собой документ, объём которого не позволяет изложить его в настоящей статье.

Поэтому вопросы технологии, касающиеся опрессовки и вакуумирования магистралей, вакуумирования коллекторов, полоскания баков гелием, заправки шарбаллонов, заправки коллекторов и т.д., освещать не будем. Ниже будут изложены основные новые элементы технологии заправки баков маршевой двигательной установки (МДУ) и двигательной установки системы обеспечения запуска (ДУ СОЗ) непосредственно из транспортно-заправочных контейнеров (ТЗК).

Суть технологии заключается в следующем:

- компоненты ракетного топлива подготавливаются филиалом ФГУП «ЦЭНКИ» – ЦЛ МБР по чистоте и газосодержанию;
- КРТ в ТЗК транспортируются на ЗНС и размещаются в зале подготовки, где происходит пассивное термостатирование КРТ с использованием системы вентиляции и кондиционирования сооружения;
- в зале заправки размещаются мобильные весовые устройства, на платформу которых устанавливаются ТЗК;
- устанавливается заправляемое изделие: КА или РБ;
- собирается схема заправки с использованием комплекта мобильных малогабаритных средств заправки и стационарного оборудования;
- выполняются необходимые подготовительные операции к заправке баков МДУ или ДУ СОЗ: опрессовка и вакуумирование магистралей, заполнение и пролив магистралей, контрольная выдержка;
- производится выдача дозы компонента из ТЗК по показаниям весоизмерительного устройства;
- остатки компонента, использованного на технологические операции, собираются в ТЗК, оборудование нейтрализуется и увозится на место хранения;
- использованный КРТ транспортируется в ЦЛ МБР на переработку.

Применение данной технологии даёт положительные результаты по сравнению с традиционной технологией: исключаются опасные операции по переливу КРТ из ёмкости хранилища в заправочную ёмкость стационарной системы заправки, отпадает необходимость в системах термостатирования, отпадает необходимость в проведении периодической проверки и диагностирования ёмкостей и трубопроводов хранилища и дозаторных, исключается неопределённость со строками службы КРТ в постоянно пополняемых ёмкостях хранилища, отпадает необходимость в отборе проб и анализе КРТ.

Главным достоинством данной технологии следует считать обеспечение высокой экологической безопасности работ.

2. Технологическое оборудование ЗНС

Технологическое оборудование ЗНС, необходимое для реализации технологии, можно условно разделить на четыре основные группы:

1. Технологическое оборудование в виде малогабаритных средств заправки: щиты выдачи, щиты газовые, сливные блоки, вакуумное оборудование и т.д.
2. Стационарное технологическое оборудование: системы сбора и нейтрализации паров и промстоков, системы нейтрализации оборудования, системы пожаротушения, системы газового контроля, система термостатирования, система вентиляции.
3. Набор ТЗК различного объёма.
4. Комплект весоизмерительных устройств с различными максимальными нагрузками (Max) и пределами допускаемой погрешности взвешивания и дозирования.

Конструктивно мобильное оборудование системы заправки выполнено в виде отдельных модулей на колесных опорах. Конструкция модулей и их набор позволяет быстро собирать системы заправки для различных изделий.

Система термостатирования обеспечивает поддержание температуры в зале заправки с погрешностью ±1°С, что обеспечивает постоянство температуры КРТ, а также позволяет повысить точность работы весоизмерительных устройств. Большое внимание на ЗНС уделено обеспечению экологической безопасности работ. Члены расчёта, работающего в зале заправки, имеют защитные костюмы, противогазы и индивидуальные малогабаритные газоанализаторы, с помощью которых дополнительно к датчикам стационарной системы газового контроля, происходит мониторинг атмосферы в непосредственной близости от сотрудника. Предусмотрена также работа в скафандрах с подачей в них чистого воздуха.

Транспортно-заправочные контейнеры обеспечивают транспортировку особо опасных жидкостей, которыми являются КРТ, всеми видами транспорта, включая морской и авиационный.

Конструктивно ТЗК представляет из себя вертикальную ёмкость, установленную на основание (паллету). Паллета служит для подъёма, перемещения, погрузки (разгрузки) ТЗК. На верхнем фланце ТЗК установлено сервисное оборудование:

- запорно-регулирующая арматура для приёма/выдачи компонента, наддува, дренажа паров и подготовки компонента по газосодержанию;
- термометр для измерения температуры компонента;
- мановакууметр для измерения давления в ТЗК.

Это оборудование позволяет контролировать уровень газосодержания компонента. ТЗК имеет проушины для его подъёма траверсой. Ёмкость оснащена внутренним кольцевым коллектором для подачи сжатого газа под слой компонента. Сервисное оборудование закрывается съёмной крышкой.

Для ЗНС космодрома «Восточный» Департаментом эксплуатации комплексов заправки и обеспечения КРТ ФГУП «ЦЭНКИ» был разработан и изготовлен набор ТЗК со следующими объёмами: 100 л, 150 л, 250 л, 600 л, 999 л и 2000 л. Такой набор ТЗК достаточен для обеспечения заправки баков КА и РБ в диапазоне доз от 20 кг до 2500 кг.

Для выполнения работ по заправке совместно с указанным рядом ТЗК был разработан комплект весоизмерительных устройств со следующими значениями максимальных нагрузок: 500 кг (УВП-500 (*Свидетельство об утверждении типа средств измерений RU.C.28.004.A № 56670*)), 1000 кг, 2500 кг, 5000 кг (устройства типа УВПД (*Свидетельство об утверждении типа средств измерений RU.C.28.004.A № 56671*)).

При разработке комплекта весоизмерительного оборудования (КВО) был внедрён ряд инновационных решений, в частности, была обеспечена унификация оборудования. КВО был реализован на основе модульного принципа и включает в себя ряд взвешивающих модулей и стойку управления. Схемотехнические решения и программное обеспечение микропроцессорных приборов позволяют к одной стойке управления поочерёдно подключать взвешивающие модули с различными максимальными нагрузками. При таком подключении, вследствие обмена информацией между блоком АЦП, входящим в состав взвешивающего модуля, и весовым терминалом из состава стойки управления, образуется весоизмерительное устройство с нормированными метрологическими характеристиками (*Рулев С.В., Лебедев А.Г., Николаев А.В., Шульга В.М. и др*., 2015). В целях повышения живучести системы заправки впервые в мировом весостроении были созданы весоизмерительные устройства УВПД с двумя независимыми измерительными каналами. Наличие резервного весоизмерительного канала позволяет многократно повысить вероятность безотказной работы весоизмерительного устройства и системы заправки в целом (*Рекомендации*, 1988; *Шульга В.М*., 2016). Конструкция УВП приведена в (*Свидетельство об утверждении типа средств измерений RU.C.28.004.A № 56670*), а УВПД в (*Свидетельство об утверждении типа средств измерений RU.C.28.004.A № 56671*; *Рулев С.В., Лебедев А.Г., Николаев А.В., Шульга В.М. и др*., 2015).

Стойка управления собрана на базе 19-дюймового шкафа и имеет в своём составе: весовые терминалы, измерители температуры и давления, промышленный компьютер (ПК) с монитором, принтер, блоки питания табло, источник бесперебойного питания.

Разработанное программное обеспечение (ПО) обеспечивает визуализацию и программирование процесса заправки, а также распечатку протоколов установленного образца. На экране монитора отображается мнемосхема заправки с текущими значениями массы КРТ и температуры. Эта информация дублируется на настенной видеопанели, по которой технический руководитель контролирует процесс заправки. Цифровая информация, необходимая для работы расчёта в зале заправки, передаётся с ПК на два взрывозащищённых цифровых табло. Все действия оператора и результаты выполнения операций записываются в память ПК и, при необходимости, на внешние запоминающие устройства.

ПО промышленного компьютера разработано с учётом реализации технологий заправки КА и РБ и производит сопровождение основных операций заправки в диалоговом режиме с оператором. В зависимости от особенностей заправки конкретного изделия ПО может быть откорректировано.

Фотография пультовой со стойками управления и настенными видеопанелями приведена на рисунке 1.

3. Оборудование для заправки баков РБ «Фрегат»

Дозы КРТ, заправляемые в один бак маршевой двигательной установки (МДУ) РБ «Фрегат», следующие:

- горючее: от 400 кг до 1200 кг;
- окислитель: от 800 кг до 2400 кг.

Допускаемая погрешность заправки ±0,3% от дозы.

Заправка двигательной установки системы обеспечения запуска (ДУ СОЗ) производится дозами 50÷70 кг с погрешностью ±0,3%.

Заправка коллекторов ОКВО и ОКВГ компонентами топлива производится по методу «до упора», величина дозы и погрешность выдачи дозы при этом не нормируются, производится регистрация массы выданного в коллектор компонента.

рисунок 1. Пультовая со стойкой управления

Для обеспечения заправки баков МДУ выбрана пара: ТЗК с *V*=2000 л и УВПД-5000.

При небольших дозах (400÷600 кг по «Г» и 800÷1200 кг по «О») можно заправить оба бака РБ «Фрегат» из одного ТЗК «Г» или «О». При больших дозах для заправки двух баков РБ «Фрегат» необходимо использовать два ТЗК («Г» или «О») и два УВПД-5000.

Для заправки коллекторов ОКВО, ОКВГ и бака ДУ СОЗ используются ТЗК объёмом 100 л и 150 л, а также устройство УВП-500.

На рисунке 2 показаны заправляемый РБ «Фрегат», ТЗК «О» с *V*=2000 л, установленные на два УВПД-5000, ТЗК с *V*=150 л, установленный на УВП-500, а также мобильные малогабаритные средства заправки.

При утверждении типа УВП и УВПД их метрологические характеристики были пронормированы в соответствии с рекомендациями работы (*Лебедев А.Г., Шульга В.М. Назаров В.Н.*, 2015). Поэтому, наряду с режимом статического взвешивания, эти устройства имеют режим взвешивания выданной дозы, в котором погрешность выданной дозы нормируется в зависимости от диапазона выданных доз. В таблице 1 приведены паспортные метрологические характеристики УВП-500 и УВПД-5000 для этого режима.

Примечание. Расхождение в показаниях измерительных каналов допускается на величину, равную удвоенному значению предела допускаемой погрешности взвешивания дозы. Это обусловлено тем, что показания каналов могут находиться в пределах допуска, но один канал может давать заниженные показания, а другой – завышенные. При заправке по результатам обязательного контрольного прогружения в качестве основного канала выбирается тот, погрешность которого меньше. Другой канал служит в качестве резервного. Если при заправке показания каналов начнут отличаться на величину больше приведённого выше допуска, ПК даёт предупреждающие звуковые и световые сигналы.

Паспортные технические характеристики УВП-500 и УВПД-5000 позволяют проводить заправку баков РБ «Фрегат» с требуемой на сегодняшний день

таблица 1 – Метрологические характеристики УВП-500 и УВПД-5000

тип устройства	диапазон выдаваемых доз, кг	предел допускаемой абсолютной погрешности взвешивания дозы, кг
УВП-500	от 1 кг до 25 кг вкл. от 25 кг до 100 кг вкл. от 100 кг до 250 кг	±0,05 ±0,10 ±0,15
УВПД-5000	от 10 кг до 250 кг вкл. от 250 кг до 1000 кг вкл. от 1000 кг до 3000 кг	±0,5 ±1,0 ±1,5

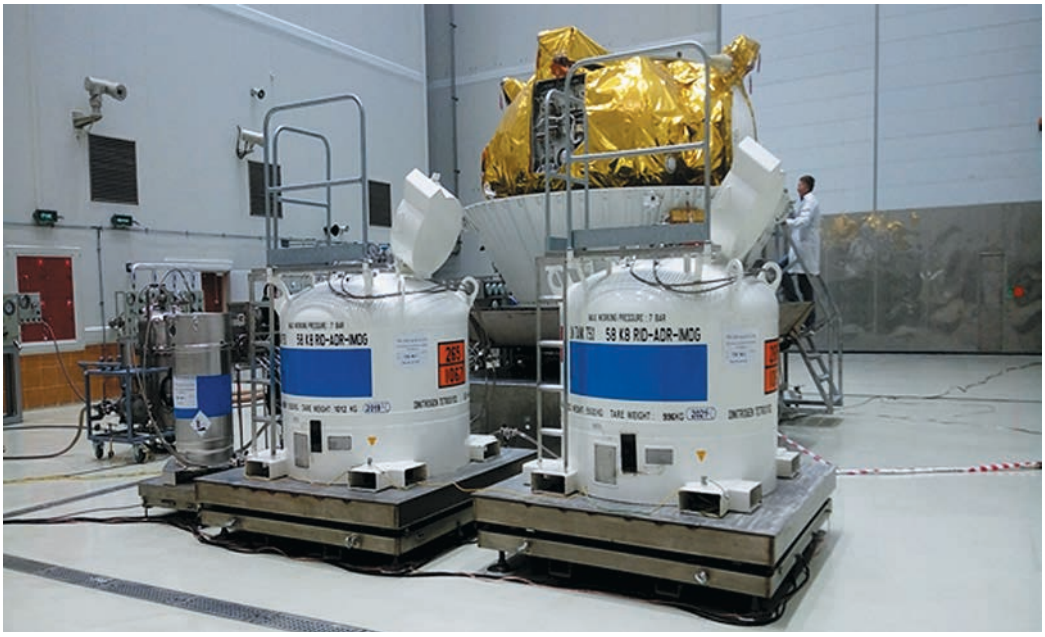


рисунок 2. Заправка РБ «Фрегат»

точностью. Но поскольку повышение точности заправки является актуальной задачей, были проведены эксперименты по определению действительных значений погрешности весоизмерительных устройств. В работе (*Рулев С.В., Лебедев А.Г., Николаев А.В., Шульга В.М. и др*., 2015) приведены результаты исследования характеристик УВПД-5000 с использованием гирь класса М1. Показано, что погрешность «выдачи доз» массой 1000 кг и 2000 кг находится в пределах ±0,3 кг. Исследования долговременной стабильности показаний измерительных каналов показали уход показаний за 1 год в пределах 0,1÷0,3 кг при нагрузке 5000 кг. В этой же работе приведены результаты экспериментального определения погрешности отсечки дозы $\Delta_{отс}$. Показано, что $\Delta_{отс}$ не превышает ±0,1 кг. Результаты работы (*Рулев С.В., Лебедев А.Г., Николаев А.В., Шульга В.М. и др*., 2015) были подтверждены экспериментальной отработкой технологии заправки изделий с использованием воды в качестве заменителя топлива (*Шульга В.М., Борисов В.Г., Лебедев А.Г., Сова А.Н. и др*., 2017). Экспериментальные погрешности выдачи доз 900÷2400 кг не превышали (±0,01÷0,02%). Аналогичные результаты были показаны при выдаче доз в диапазоне 300÷600 кг с использованием УВПД-2500 (*Шульга В.М., Лебедев А.Г.*, 2016). Результаты исследований метрологических характеристик УВП-500 приведены в работах (*Шульга В.М*., 2017). Показано, что погрешность взвешивания массы выданной дозы не превышает ±0,03 кг для доз до 250 кг за время, равное 1÷3 года от момента юстировки.

Проведённые исследования показывают, что действительные значения погрешности устройств УВПД-5000 и УВП-500 в несколько раз меньше паспортных значений, представленных в таблице 1.

4. Результаты первых заправок РБ «Фрегат»

При выполнении подготовительных работ были определены значения действительных погрешностей весоизмерительных устройств в режиме статического взвешивания и в режиме взвешивания дозы. Для этого УВПД-5000 зав. № 09 нагружали/разгружали гирями класса М1 до нагрузки 4000 кг и регистрировали показания весовых терминалов.

Погрешность при нагружении в диапазоне нагрузок от 0 до 4000 кг составила 0÷+0,15 кг для канала № 1 и 0÷+0,3 кг для канала № 2. В режиме взвешивания выданной дозы в диапазоне доз от 0 до 2500 кг погрешность составила –0,05÷+0,10 кг для канала № 1 и 0÷+0,20 кг для канала № 2. На основании полученных результатов в качестве основного канала был выбран канал № 1.

Погрешность УВП-500 в обоих режимах работы не превышала ±0,01 кг при допускаемой погрешности взвешивания дозы ±0,1 кг для доз массой от 25 кг до 100 кг.

Устройства УВПД-5000 и УВП-500 использовали для заправки двух разгонных блоков «Фрегат». Заправку разгонного блока зав. № 122-01 проводили в период с 17 октября по 14 ноября 2017 года, а заправку РБ «Фрегат» зав. № 122-03 – в период с 15 ноября по 11 декабря 2017 года. Небольшие массы заданных доз компонентов позволили провести заправку двух баков МДУ из одного ТЗК. После заправки РБ зав. № 122-01 было проведено повторное контрольное прогружение УВПД-5000 и УВП-500, которое подтвердило полученные ранее результаты.

При заправке РБ «Фрегат» зав. № 122-01 были получены следующие результаты:

таблица 2 – Результаты заправки баков МДУ

№	наименование параметра	значение параметра			
1	номер бака РБ «Фрегат»	$О_2$	$О_4$	$Г_1$	$Г_3$
2	заданная доза КРТ $М_{д.з.}$, кг	832,78	832,78	416,40	416,40
3	поправка на массу газа, кг	0,45	0,45	0,41	0,41
4	масса дозы выданной дозы по основному каналу, $М_{д.в.1}$, кг	832,80	832,85	416,46	416,31
5	$М_{д.в.1} – М_{д.з.}$, кг	+0,02	+0,07	+0,06	–0,09
6	масса дозы выданной дозы по резервному каналу $М_{д.в.2}$, кг	832,75	832,70	416,46	416,36
7	$М_{д.в.2} – М_{д.з.}$, кг	-0,03	-0,08	+0,06	–0,04
8	расхождение в показаниях каналов $М_{д.в.1} – М_{д.в.2}$, кг	+0,05	+0,15	0,00	–0,05
9	допускаемая погрешность заправки, кг	±2,5	±2,5	±1,25	±1,25
10	время заправки	3 ч 34 мин	3 ч 46 мин	2 ч 27 мин	2 ч 24 мин

таблица 3 – Результаты заправки баков МДУ

№	наименование параметра	значение параметра			
1	номер бака РБ «Фрегат»	$О_2$	$О_4$	$Г_1$	$Г_3$
2	заданная доза КРТ $М_{д.з.}$, кг	877,36	877,36	438,02	438,02
3	поправка на массу газа, кг	0,49	0,49	0,44	0,44
4	масса дозы выданной дозы по основному каналу, $М_{д.в.1}$, кг	877,34	877,34	438,14	438,09
5	$М_{д.в.1} – М_{д.з.}$, кг	–0,02	–0,02	+0,12	+0,07
6	масса дозы выданной дозы по резервному каналу $М_{д.в.2}$, кг	877,09	877,44	438,34	438,04
7	$М_{д.в.2} – М_{д.з.}$, кг	–0,27	+0,08	+0,32	+0,02
8	расхождение в показаниях каналов $М_{д.в.1} – М_{д.в.2}$, кг	0,25	–0,1	–0,2	+0,05
9	допускаемая погрешность заправки, кг	±2,63	±2,63	±1,31	±1,31
10	время заправки	3 ч 19 мин	3 ч 22 мин	2 ч 20 мин	2 ч 19 мин

- ШБ ДУ СОЗ заправлены гелием до давления 210,5 кгс/см^2 при температуре окружающей среды 22,5°С и стенок ШБ 21,67°С.
- ШБ МДУ заправлены гелием до давления 300 кгс/см^2 при температуре окружающей среды 22,5°С и стенок ШБ 21,95°С.
- Коллектор КВО МДУ заправлен окислителем (амилин) массой 6,035 кг с температурой 23°С.
- Коллектор КВГ МДУ заправлен горючим (гептил) массой 4,04 кг с температурой 20°С.
- Бак ДУ СОЗ заправлен гидразином массой 61,59 кг с температурой 20°С при заданной дозе 61,60 кг.

Результаты заправки баков МДУ приведены в таблице 2.

Как видно из строки 5 таблицы 2 погрешность отсечки доз как окислителя, так и горючего, менее 0,1 кг, что согласуется с данными работы (*Рулев С.В., Лебедев А.Г., Николаев А.В., Шульга В.М. и др.*, 2015).

Суммарная действительная погрешность выданных доз будет складываться из погрешности отсечки и действительных значений погрешности взвешивания дозы, которые в соответствии с результатами контрольных прогружений УВПД-5000 для основного канала лежат в интервале от –0,05 кг до +0,10 кг. Таким образом, действительную погрешность выдачи доз компонентов при заправке всех баков РБ зав. № 122-01 можно оценить значением ±0,2 кг. Показания контрольного канала подтверждают эту оценку. Полученные значения значительно меньше как погрешности взвешивания дозы по ТУ на УВПД-5000 (см. таблицу 1), так и допускаемой погрешности на заправку РБ (см. таблицу 2).

При заправке РБ «Фрегат» зав. № 122-03 были получены следующие результаты:

- ШБ ДУ СОЗ заправлены гелием до давления 212 кгс/см^2 при температуре окружающей среды 22,5°С и стенок ШБ 22,75°С.
- ШБ МДУ заправлены гелием до давления 301 кгс/см^2 при температуре окружающей среды 22,5°С и стенок ШБ 22,75°С.
- Коллектор КВО МДУ заправлен окислителем (амилин) массой 6,03 кг с температурой 21°С.
- Коллектор КВГ МДУ заправлен горючим (гептил) массой 4,03 кг с температурой 20°С.
- Бак ДУ СОЗ заправлен гидразином массой 61,03 кг с температурой 20°С при заданной дозе 61,00 кг.

Результаты заправки баков МДУ приведены в таблице 3.

Как видно из таблицы 2 погрешность отсечки для доз амилина равна –0,02 кг, а при заправке бака $Г_1$ достигает значения +0,12 кг.

Таким образом, при заправке баков МДУ РБ зав. № 122-03 действительное значение погрешности заправки, проведённой по показаниям основного канала, находится в пределах ±0,25 кг.

Показания вспомогательного канала отличаются от показаний основного канала на величины от –0,2 кг до +0,25 кг. Полученные значения погрешностей также много меньше допускаемых значений погрешности на заправку баков РБ «Фрегат».

Отдельного обсуждения заслуживают результаты заправки баков БЗ ДУ СОЗ гидразином.

Проведённые ранее исследования показали, что при работе с УВП-500 подготовленный оператор обеспечивает отсечку дозы с погрешностью в пределах ±0,01 кг.

При заправке бака БЗ ДУ СОЗ гидразином произвести отсечку с такой точностью крайне сложно, поскольку заправка производится в отвакуумированный бак, вследствие чего при переходе на малый расход некоторая часть компонента из участка магистрали между отсечным вентилем и вентилем борта попадает в бак, и к окончанию заправки этот участок магистрали оказывается не полностью заполненным. После отсечки дозы при проведении контрольной выдержки магистраль заполняется полностью, при этом из ТЗК уходит компонент. Этот эффект был обнаружен сотрудниками КБТХМ, когда для заправки начали применяться цифровые весы.

Для компенсации погрешности, обусловленной уходом компонента из ТЗК в магистраль, вводится упреждение на момент отсечки.

Величина упреждения определяется экспериментально по результатам предыдущих заправок. При описанных выше заправках величина упреждения была выбрана в 0,05 кг, что в конечном итоге обеспечило высокую точность заправки баков БЗ гидразином.

Действительно, при заправке РБ зав. № 122-01 при заданной дозе массой 61,60 кг по показаниям УВП-500 была выдана доза массой 61,59 кг. При заправке РБ зав. № 122-03 погрешность отсечки была равна +0,03 кг. С учётом действительной погрешности взвешивания дозы на УВП-500, определённой при контрольном прогружении и равной ±0,01 кг, действительная погрешность заправки баков БЗ ДУ СОЗ лежит в пределах:

- от –0,02 кг до 0,00 кг для РБ зав. № 122-01;
- от +0,02 кг до +0,04 кг для РБ зав. № 122-03.

Полученные значения погрешностей заправки баков БЗ ДУ СОЗ много меньше допускаемой погрешности, равной ±0,18 кг.

заключение

На ЗНС 373Т311 космодрома «Восточный» внедрена разработанная новая технология заправки баков космических аппаратов и разгонных блоков.

Разработанное технологическое оборудование станции обеспечивает проведение заправки изделий в интервале выдаваемых доз от 20 кг до 2500 кг.

Паспортные значения метрологических характеристик весоизмерительных устройств позволяют провести заправку КА и РБ с требуемой точностью. Проведённые исследования показывают, что действительная погрешность заправки изделий находится на уровне ±0,025÷±0,05% от выдаваемой дозы.

Произведена заправка РБ «Фрегат» зав. № 122-01 и РБ «Фрегат» зав. № 122-03. Погрешность заправки баков МДУ обоих РБ не превышает ±0,25 кг.

список литературы

Лебедев А.Г., Шульга В.М. Назаров В.Н. О погрешности весоизмерительных устройств, работающих в системах заправки космических аппаратах // Законодательная и прикладная метрология. 2015. № 3. С. 18-23.

Рекомендации. Надежность в технике. Выбор способов методов резервирования. М.: Госстандарт СССР; ВНИИНМАШ, 1988. Р 50-54-82-88.

Рулев С.В., Лебедев А.Г., Николаев А.В., Шульга В.М. и др. Весоизмерительные устройства для заправки баков разгонного блока «Фрегат» (К 50-летию космической деятельности НПО имени С.А. Лавочкина) // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 3. С. 74-80.

Свидетельство об утверждении типа средств измерений RU.C.28.004.A № 56670. Устройства весоизмерительные платформенные УВП. Рег. № 58365-14.

Свидетельство об утверждении типа средств измерений RU.C.28.004.A № 56671. Устройства весоизмерительные платформенные двухканальные УВПД. Рег. № 58366-14.

Шульга В.М. Теоретическое и экспериментальное обоснование способа повышения вероятности безотказной работы весоизмерительного оборудования при заправке баков космических аппаратов малыми дозами топлива // Приборы. 2016. № 3. С. 8-14.

Шульга В.М. Экспериментальное обоснование долговременной стабильности метрологических характеристик весоизмерительных устройств специального назначения аппаратах // Законодательная и прикладная метрология. 2017. № 3. С. 38-42.

Шульга В.М., Борисов В.Г., Лебедев А.Г., Сова А.Н. и др. Теоретическое и экспериментальное обоснование технологии заправки разгонного блока «Фрегат» компонентами топлива из транспортно-заправочных контейнеров методом весового дозирования // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 2. С. 187-191.

Шульга В.М., Лебедев А.Г. Экспериментальная отработка метода заправки баков космических аппаратов дозами компонентов топлива // Приборы. 2016. № 1. С. 41-46.

Статья поступила в редакцию 19.02.2018 г.

УПРАВЛЕНИЕ ГЕОМЕТРИЕЙ ТАНДЕМНОЙ КОНФИГУРАЦИИ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ БИСТАТИЧЕСКОЙ ИНТЕРФЕРОМЕТРИЧЕСКОЙ СЪЁМКИ

CONTROL OF TANDEM CONFIGURATION GEOMETRY FOR THE PURPOSES OF BISTATIC INTERFEROMETRIC SURVEY

А.Е. Назаров[1],
доктор технических наук,
naz-a-e@yandex.ru;
A.E. Nazarov

Статья посвящена вопросу управления относительным движением космических аппаратов (КА), совершающих полёт в тандеме для проведения интерферометрической съёмки. Проведён анализ влияния геометрии тандемной конфигурации на величину эффективной базовой линии при создании цифровой модели рельефа с учётом доступности для радиолокационной съёмки определённых географических широт поверхности Земли. Рассмотрены ограничения на расположение интервалов работы активного КА с передающей антенной для исключения возможного облучения другого КА в тандеме. Рассмотрены задачи коррекции орбит для изменения геометрии тандемной конфигурации, проведена оценка энергетических затрат.

Ключевые слова:
тандемная конфигурация;
эффективная базовая линия;
траектория относительного движения;
ведущий и ведомый космический аппарат;
коррекция относительных векторов эксцентриситета и наклонения.

The article covers the issue of control of the spacecraft (SC) relative motion flying in tandem for interferometric imaging. The tandem configuration geometry impacting the value of the effective baseline is analyzed while creating a digital elevation model subject to the availability of certain geographical latitudes of the Earth's surface for radar imagery. The restrictions of the location of the active SC operating intervals with the transmitting antenna are considered to exclude the possible irradiation of another SC in tandem. The orbit correction the tandem configuration geometry modification is considered; the energy costs are estimated.

Key words:
tandem configuration;
effective baseline;
the relative motion trajectory;
master and slave spacecraft;
correction of relative eccentricity vector and inclination.

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

введение

Важной задачей дистанционного зондирования Земли из космоса является создание высокоточной цифровой модели рельефа (ЦМР) поверхности Земли. Для решения этой задачи используется проведение бистатической интерферометрической съёмки с помощью двух КА, оснащённых радиолокационной аппаратурой и совершающих орбитальный полёт в так называемой тандемной конфигурации (*Евграфов А.Е., Поль В.Г.*, 2014; *Евграфов А.Е. и др.*, 2017). Особенностью управления полётом тандема является организация определённой геометрии их относительного движения, при которой обеспечивается и требуемая геометрия относительного расположения фазового центра антенн радиолокационного КА относительно заданной точки на поверхности Земли.

Организация полёта в непосредственной близости двух КА требует строгого контроля их относительного движения и должна проводиться с учётом минимизации опасности их столкновения.

В общей задаче управления центром масс КА в тандеме можно выделить две основные задачи:

- поддержание заданной геометрии тандемной конфигурации;
- изменение геометрии тандемной конфигурации в интересах решения целевой задачи.

Описание схемы полёта двух КА в тандеме, представляющем так называемую баллистически связанную группу, анализ влияния эволюции элементов орбит на характер относительного движения КА, а также решение задачи коррекции орбит для поддержания заданной тандемной конфигурации рассмотрено в (*Назаров А.Е.*, 2018). Целью настоящей статьи является рассмотрение не менее важной задачи управления тандемом, необходимой для обеспечения требуемых условий проведения бистатической радиолокационной съёмки, а именно для обеспечения требуемой геометрии относительного движения КА в тандеме. Под требуемой геометрией понимается обеспечение определённой величины пространственного разнесения КА в тандеме и соответствующей ориентации этой интерферометрической базы относительно снимаемого объекта. Эти характеристики оказывают определяющее влияние на качество интерферометрической съёмки.

1. Геометрия относительного движения КА в тандеме

Полёт КА в тандеме совершают два КА, при этом один из них (КА 1) является ведущим, а другой (КА 2) – ведомым. Управление относительным движением КА в тандеме осуществляется путём проведения ведомым КА соответствующих коррекций орбиты с помощью двигательной установки (ДУ) для поддержания требуемой конфигурации тандемной схемы.

Геометрию относительного движения КА в тандеме представляет траектория движения одного (ведомого) КА 2 в орбитальной системе координат (ОСК) ведущего КА 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.

Для проведения анализа относительного движения КА в тандеме и решения задач управления наряду с пространственной траекторией относительного движения ведомого КА рассматриваются проекции этой траектории на плоскости ОСК ведущего КА. Прежде всего это проекции в продольной плоскости XZ и поперечной YZ, которые характеризуются соответствующими размерами.

Обеспечение требуемых для решения целевой задачи размеров проекций траектории относительного движения ведомого КА и их поддержание в течение заданного времени является важной задачей управления движением КА в тандеме.

Относительное движение КА в тандеме будем рассматривать в отклонениях элементов орбиты ведомого КА 2 от элементов орбиты ведущего КА 1. В качестве элементов орбиты используются оскулирующие элементы орбиты j-го КА: большая полуось, эксцентриситет, наклонение, долгота восходящего узла, аргумент перигея и аргумент широты (a_j, e_j, i_j, Ω_j, ω_j, u_j).

Важными параметрами для описания геометрии тандемной схемы полёта КА являются относительные векторы эксцентриситета $\overline{\Delta}e$ и наклонения $\overline{\Delta}i$ (*D'Amico S., Montenbruck O.*, 2006).

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

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

В настоящее время известны три типовые тандемные конфигурации полёта КА: «колесо», «маятник» и «спираль». На рисунке 1 показано расположение орбит для конфигураций «колесо» и «маятник».

В конфигурации «колесо» реализуется разделение по векторам эксцентриситета, что обеспечивает максимальное разнесение КА по положению в радиальном направлении (в плоскости XZ ОСК). В конфигурации «маятник» используется разделение по векторам наклонения, при котором обеспечивается максимальное разнесение КА в поперечной плоскости (в плоскости YZ ОСК).

Конфигурация «спираль», показанная на рисунке 2, представляет собой объединение конфигураций «маятник» и «колесо».

Её особенностью является возможность обеспечения разнесения КА по положению как в продольной

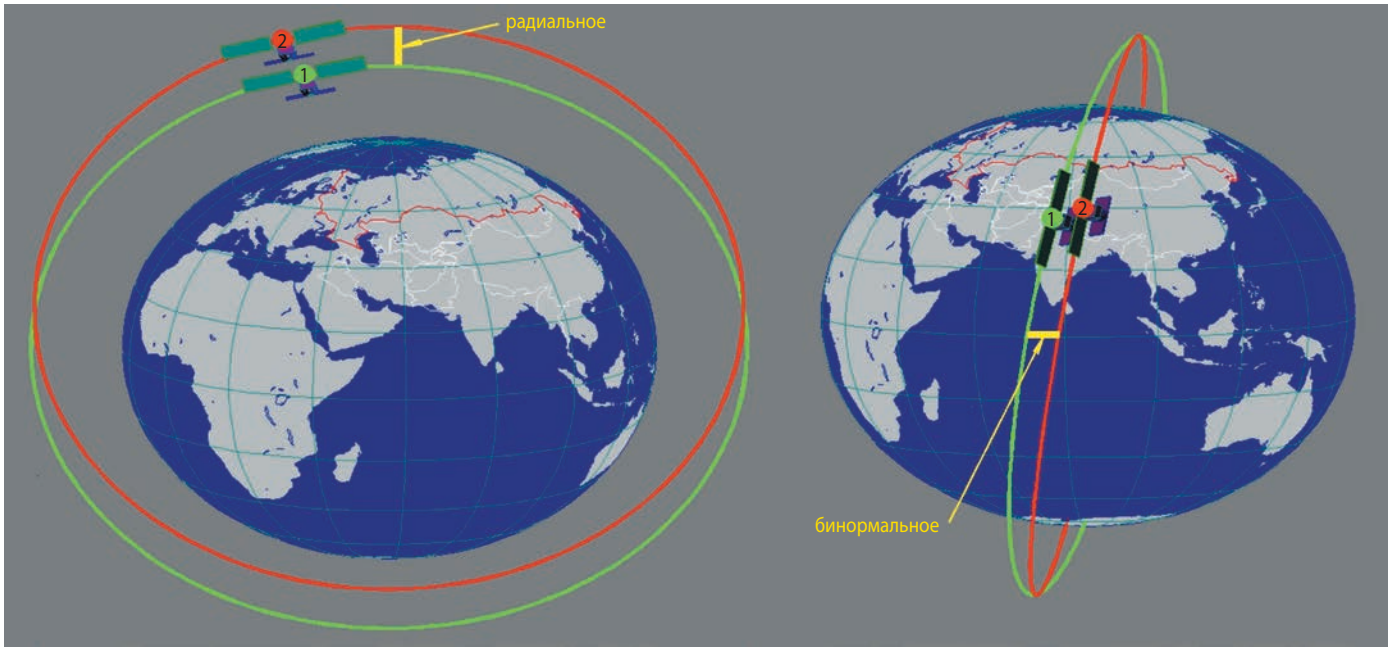


рисунок 1. Конфигурации «колесо» и «маятник»

плоскости *XZ*, так и в поперечной плоскости *YZ*. Таким образом, в данной конфигурации можно обеспечить различную ориентацию так называемой базовой линии относительно снимаемого объекта. Под базовой линией *B* понимается расстояние между КА в тандеме, а точнее – расстояние между фазовыми центрами их антенн радиолокаторов.

При проведении интерферометрической съёмки в бистатическом режиме радиолокационные сигналы

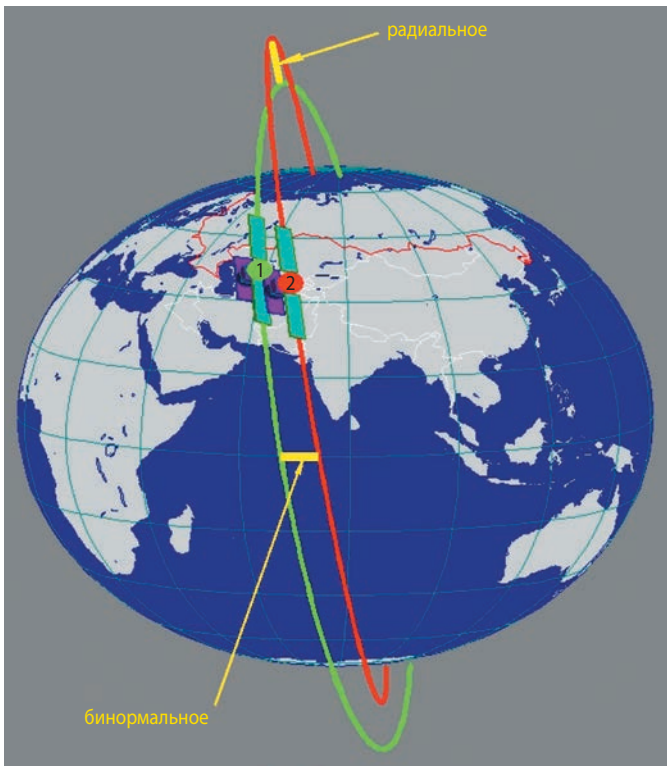


рисунок 2. Конфигурация «спираль»

исходят от одного из КА, а отражённый от поверхности сигнал принимается уже обоими КА. Получение одномоментных радиолокационных изображений от двух КА, разнесённых в поперечной плоскости, позволяет проводить измерения высоты облучаемой поверхности и создавать ЦМР заданных районов поверхности Земли, а проведение радиолокационной съёмки в моменты разнесения КА в продольном направлении – проводить измерения скорости наземных объектов.

В конфигурации «спираль» в течение одного витка происходит периодическое изменение размеров всех проекций базовой линии на оси ОСК, и поэтому могут решаться обе указанные выше задачи.

В качестве преимущества «спирали» следует отметить возможность обеспечения безопасности полёта КА в тандеме при её варианте с параллельным разнесением относительных векторов $\overline{\Delta e}//\overline{\Delta i}$ (*Назаров А.Е.*, 2018). Далее будем рассматривать именно конфигурацию «спираль» и её использование для решения задачи создания ЦМР.

Форма и размеры траектории относительного движения ведомого КА определяются конкретными параметрами орбит тандема. Далее в качестве примера рассматриваются солнечно-синхронные орбиты (ССО) с наклонением 97–98° и высотами 500–600 км.

Размер траектории в поперечной плоскости определяется как разностью наклонений орбит тандема i_2–i_1, так и разностью долгот восходящих узлов Ω_2–Ω_1. Однако для обеспечения одинакового характера эволюции аргументов перигея ω_1 и ω_2, зависящего от значения наклонения, целесообразно иметь значение i_2–i_1=0, поэтому размер траектории в поперечной плоскости будет зависеть только от разности Ω_2–Ω_1.

Для исключения опасности столкновения КА необходимо обеспечивать параллельное или антипараллельное разделение векторов, которое будет выполняться соответственно при значениях $\omega_2=\omega_1=270°$ и $\omega_2=\omega_1=90°$.

Форма траектории относительного движения существенно зависит от значений ω_1 и ω_2, определяющих ориентацию относительного вектора эксцентриситета и соответственно геометрию относительного движения КА, прежде всего в поперечной плоскости *YZ*. Именно от движения КА в этой плоскости зависит качество результатов решения рассматриваемой задачи создания ЦМР.

Для анализа влияния значений аргумента перигея на форму траектории рассмотрим его различные значения, при этом будем считать, что $\omega_2=\omega_1=\omega$. В качестве номинальных параметров орбит КА 1 и КА 2 примем представленные в таблице.

таблица – Номинальные параметры орбит тандема

j	a_j, км	e_j, б/р	i_j, град	Ω_j, град	ω_j, град	u_j, град
1	6940.77	0.00001	97.65	180.005	270.0	0.0
2	6940.77	0.00011	97.65	180.000	270.0	0.0

На рисунке 3 показаны траектории относительного движения ведомого КА 2 в поперечной плоскости *YZ* для значений аргумента перигея ω равного 230°, 250°, 270°, 290° и 310°. По осям *Y* и *Z* отложены соответственно координаты положения ведомого КА 2 в км.

Как видно, формы всех траекторий представляют собой эллипсы, оси которых имеют различные размеры и ориентацию. Траектория для ω=270° ($\overline{\Delta}e//\overline{\Delta}i$) отличается от других тем, что имеет максимальное отклонение от начала координат (от КА 1) в течение всего витка, в то время как для других траекторий возможны положения КА 2 как при больших, так и при меньших отклонениях. В качестве характерной особенности можно отметить, что все траектории имеют одинаковые диапазоны изменения координат по осям, а именно от −0.6 до +0.6 км по оси *Y* и от −0.7 до +0.7 км по оси *Z*. Это подтверждает, что размеры этих диапазонов могут быть определены по выражениям, используемым для определения амплитуд колебания положения КА в поперечной плоскости – соответственно R_Z и R_Y:

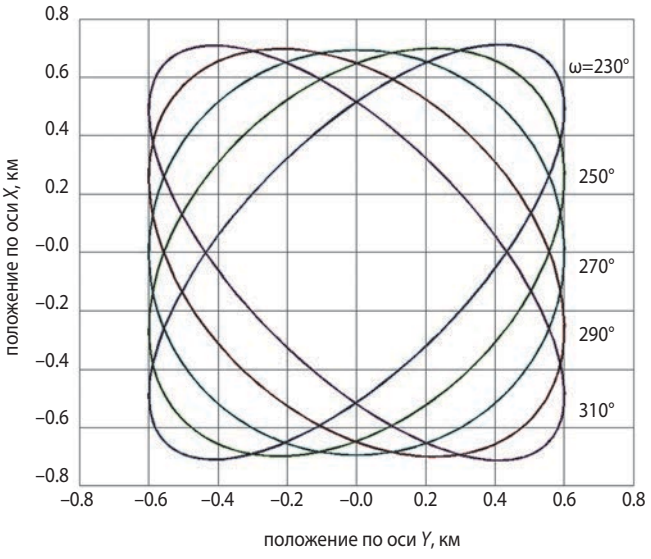


рисунок 3. Траектории относительного движения ведомого КА в поперечной плоскости *YZ* для различных значений ω

$$R_Z=a\delta e=a(e_2-e_1);$$

$$R_Y=a\delta i=a(\Omega_2-\Omega_1)\sin i_1.$$

Для рассматриваемых исходных данных, учитывая перевод градусов в радианы и то, что δe и δi являются модулями относительных векторов $\overline{\Delta}e$ и $\overline{\Delta}i$, можно записать:

$$R_Z=6940.77\times|0.00011-0.00001|=0.694\sim0.7 \text{ км};$$

$$R_Y=6940.77\times|(3.141593-3.141677)\sin(1.684)|=0.601\sim\sim0.6 \text{ км}.$$

Точность определения высоты интерференционных изображений при решении рассматриваемой задачи будет зависеть от величины и ориентации базовой линии *B*, а точнее от эффективной базовой линии B_{ef}. Для определения эффективной базовой линии B_{ef} рассмотрим рисунок 4.

На этом рисунке представлена траектория относительного движения ведомого КА 2 в поперечной плоскости *YZ* относительной ОСК и показаны положения ведущего и ведомого КА при проведении интерферометрической съёмки с углом визирования ϑ. Угол ϑ отсчитывается от местной вертикали и определяет направление съёмки. Показанный угол β между направлением съёмки и проекцией базовой линии на плоскость *YZ* B_{YZ} (штриховая линия) рассматривается в качестве текущего аргумента функции эффективной базовой линии B_{ef}, изменение которой в течение витка можно определить следующим образом:

$$B_{ef}=B_{YZ}\times\sin\beta=\sqrt{y^2+z^2}\times\sin\beta,$$

где *y*, *z* – текущие координаты положения КА 2 в ОСК КА 1.

Значение угла β можно определить из простой системы уравнений:

$$\begin{cases}\sin(\vartheta+\beta)=\dfrac{-y}{\sqrt{y^2+z^2}};\\ \cos(\vartheta+\beta)=\dfrac{z}{\sqrt{y^2+z^2}}.\end{cases}$$

Определив сумму углов ϑ+β с использованием процедуры расчёта кругового арксинуса, нетрудно

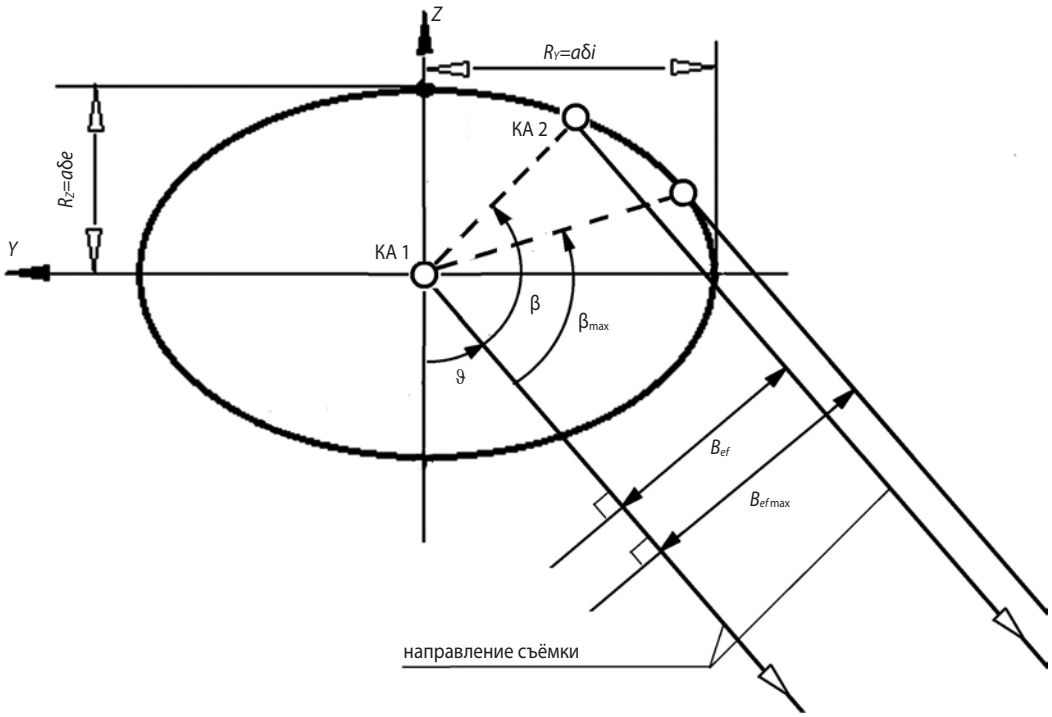


рисунок 4. Определение эффективной базовой линии B_{ef}

для известного (заданного) значения угла ϑ найти угол β и определить соответствующую величину эффективной базовой линии B_{ef}, показанную на рисунке 4. На рисунке показана также максимально возможная величина $B_{ef\,max}$, которая достигается при соответствующем значении угла $\beta=\beta_{max}$.

Следует отметить, что КА в тандеме могут быть разделены на некоторое расстояние и в продольном направлении (в плоскости *XZ*), однако для оптимизации качества интерферометрических снимков при создании ЦМР это расстояние должно быть минимизировано. С учётом этого можно сформулировать, что под величиной эффективной базовой линии B_{ef} понимается проекция проекции базовой линии B в поперечной плоскости B_{YZ} на плоскость, перпендикулярную направлению съёмки (направлению излучения радиолокационного сигнала).

Большая величина эффективной базовой линии B_{ef} обеспечивает лучшую точность определения высоты облучаемой поверхности. С другой стороны, её меньшие величины обеспечивают однозначное определение фазы отражённого радиолокационного сигнала и тем самым гарантируют получение информации о высоте. Поэтому получение и накопление радиолокационных данных проводится с различными B_{ef}.

Значение B_{ef} зависит от геометрии относительного движения КА в тандеме, определяемой параметрами орбит КА, а также от направления съёмки, т.е. от угла визирования θ. При этом характер изменения этой величины существенно меняется в течение одного витка.

Для иллюстрации зависимости величины B_{ef} от указанных параметров на рисунках 5 и 6 представлены графики изменения значений B_{ef} в течение витка соответственно для различных значений угла визирования θ и для различных значений аргумента перигея ω.

На рисунке 5 показано изменение величины B_{ef} при аргументе перигея ω=270° для значений угла ϑ от 20° до 50° и от −50° до −20° с шагом 5°. По оси ординат отложены значения B_{ef} в км, а по оси абсцисс для наглядности доступности съёмки на различных широтах отложено текущее значение географической широты точки наведения луча радиолокатора FI в градусах. Цифры у кривых соответствуют значению угла ϑ в градусах.

На рисунке 6 в аналогичных координатах показано изменение величины B_{ef} при фиксированном угле визирования ϑ=40° для различных значений аргумента перигея ω.

Анализ графиков на рисунке 5 показывает, что в течение витка происходит значительное изменение B_{ef} в зависимости от значения угла визирования ϑ. Очевидно, что конкретные требуемые для целевой работы значения B_{ef} можно обеспечить только для определённого ограниченного диапазона географических широт.

Графики на рисунке 6 иллюстрируют зависимость изменения B_{ef} от значения аргумента перигея ω, а точнее сказать, от ориентации относительного вектора эксцентриситета, определяющего геометрию относительного движения КА в поперечной плоскости.

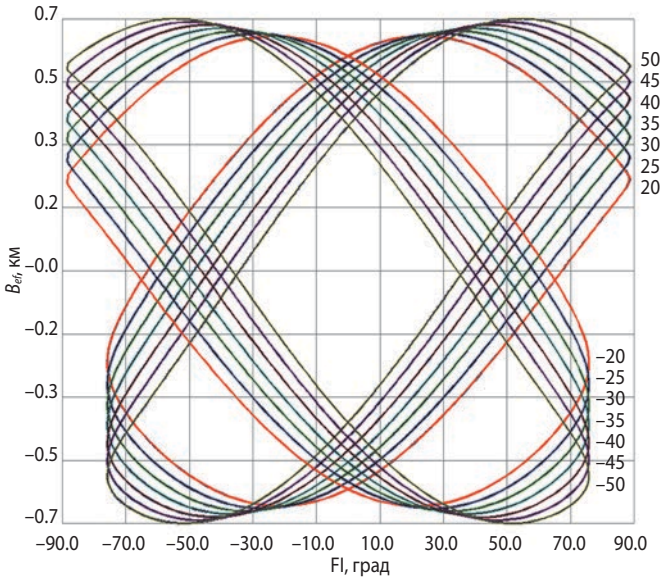


рисунок 5. Изменение величины эффективной базовой линии для различных значений угла визирования ϑ при ω=270°

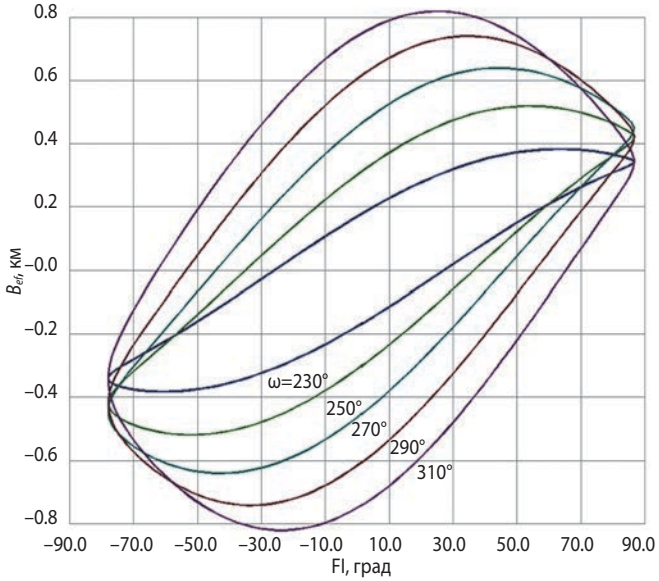


рисунок 6. Изменение величины эффективной базовой линии для различных значений аргумента перигея ω при ϑ=40°

Анализ представленных кривых показывает, что максимальные величины B_{ef} обеспечиваются при значении ω=310°, которое больше номинального значения 270°. Такой эффект достигается благодаря изменению формы траектории, при которой максимальный размер эллипса располагается перпендикулярно направлению съёмки. Формы траекторий движения ведомого КА для представленных значений аргумента перигея ω показаны выше на рисунке 3. Очевидно, что для правой полосы съёмки (угол визирования ϑ<0) максимальные величины базовой линии будут при ω равном 230° и 250°, а для левой полосы (ϑ>0) – при ω, равном 290° и 310°.

Таким образом, изменяя ориентацию относительного вектора эксцентриситета, можно обеспечивать определённое изменение величины эффективной базовой линии B_{ef} и соответственно изменять допустимый для съёмок диапазон географических широт.

Кроме обеспечения заданной величины B_{ef}, при планировании целевой работы КА необходимо учитывать ограничения на расположение интервалов работы активного КА с передающей антенной. Эти интервалы должны быть безопасны с точки зрения исключения возможного облучения другого КА в тандеме. На рисунке 7 на траектории относительного движения в поперечной плоскости *YZ* представлены допустимые участки работы КА 1 и КА 2 по созданию ЦМР и запретные зоны, в которых ведомый КА 2 может быть подвержен облучению основным либо боковыми лепестками передающей антенны активного КА.

Как видно из рисунка, сектор возможного облучения КА 2 при работе активного КА 1 располагается симметрично относительно направления съёмки. В этом секторе можно выделить непосредственно зону опасного облучения, при котором возможен выход из строя электроники КА 2, и менее опасные зоны, в которых не происходит выход из строя электроники, но возникают значительные помехи в её работе.

Работа КА 1 и КА 2 по созданию ЦМР должна происходить на участках орбиты, в которых обеспечивается требуемая величина эффективной базовой линии. Таких участков на витке два, и располагаются они симметрично относительно направления съёмки. Угловая протяжённость этих участков орбиты составляет примерно 90°, причём значительная часть попадает в зону частичного облучения. Этот факт необходимо учитывать при планировании интервалов съёмки.

Для увеличения базовой линии форма траектории в поперечной плоскости должна обеспечивать расположение максимального размера перпендикулярно планируемому направлению съёмки. При этом важным моментом при выборе формы траектории является обеспечение широтной доступности проведения съёмок запланированных территорий.

Следует отметить, что создание ЦМР земной поверхности является сложной и продолжительной задачей. В её решении особое место должна занимать оптимизация планирования операций по изменению тандемной конфигурации для целенаправленного сканирования Земли. При этом, кроме минимизации потребного времени на полное сканирование заданных районов поверхности Земли, должна обеспечиваться и минимизация энергетических затрат на проведение коррекций орбит по изменению геометрии тандемной конфигурации.

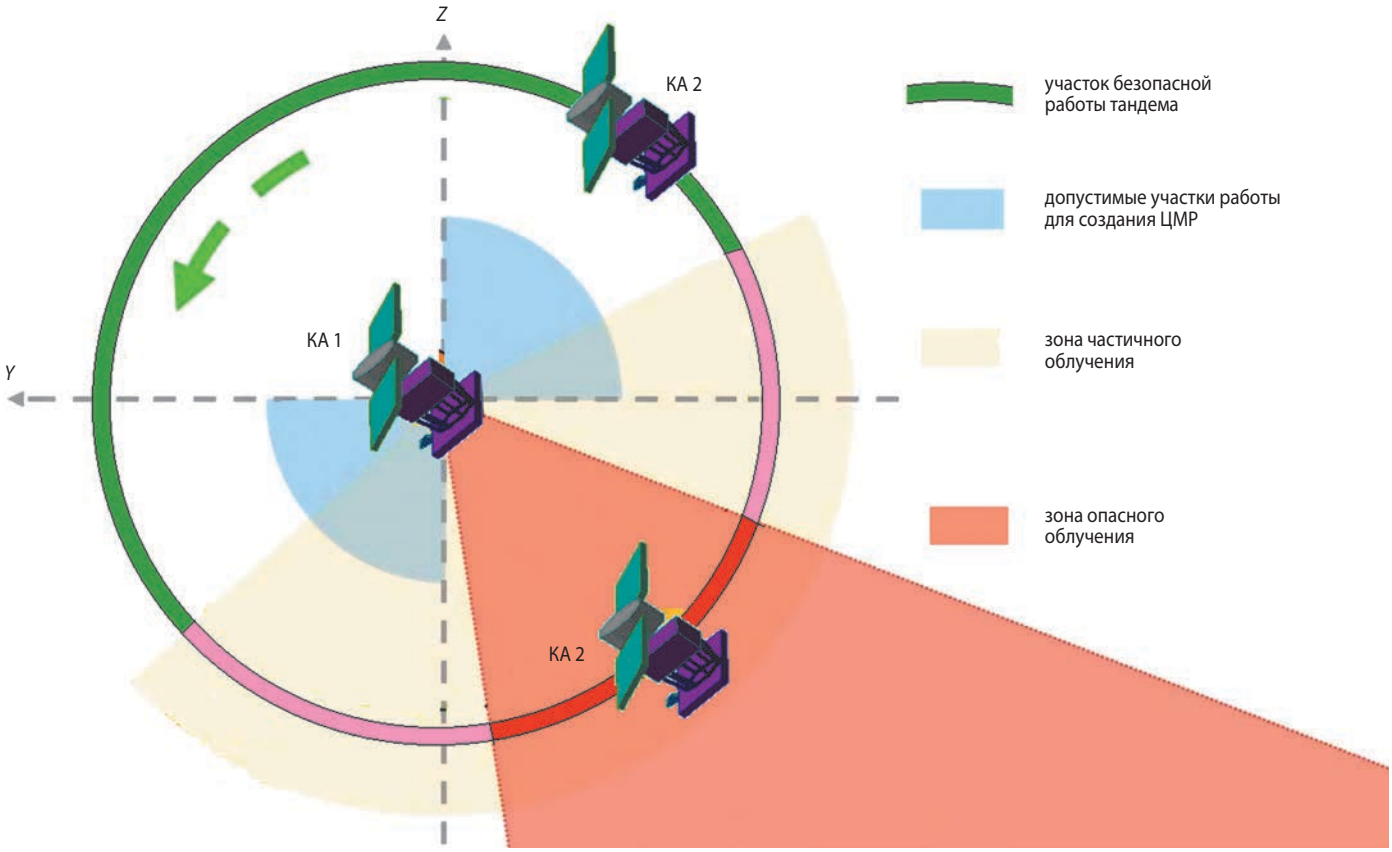


рисунок 7. Расположение допустимых участков работы тандема по созданию ЦМР и опасных зон возможного облучения

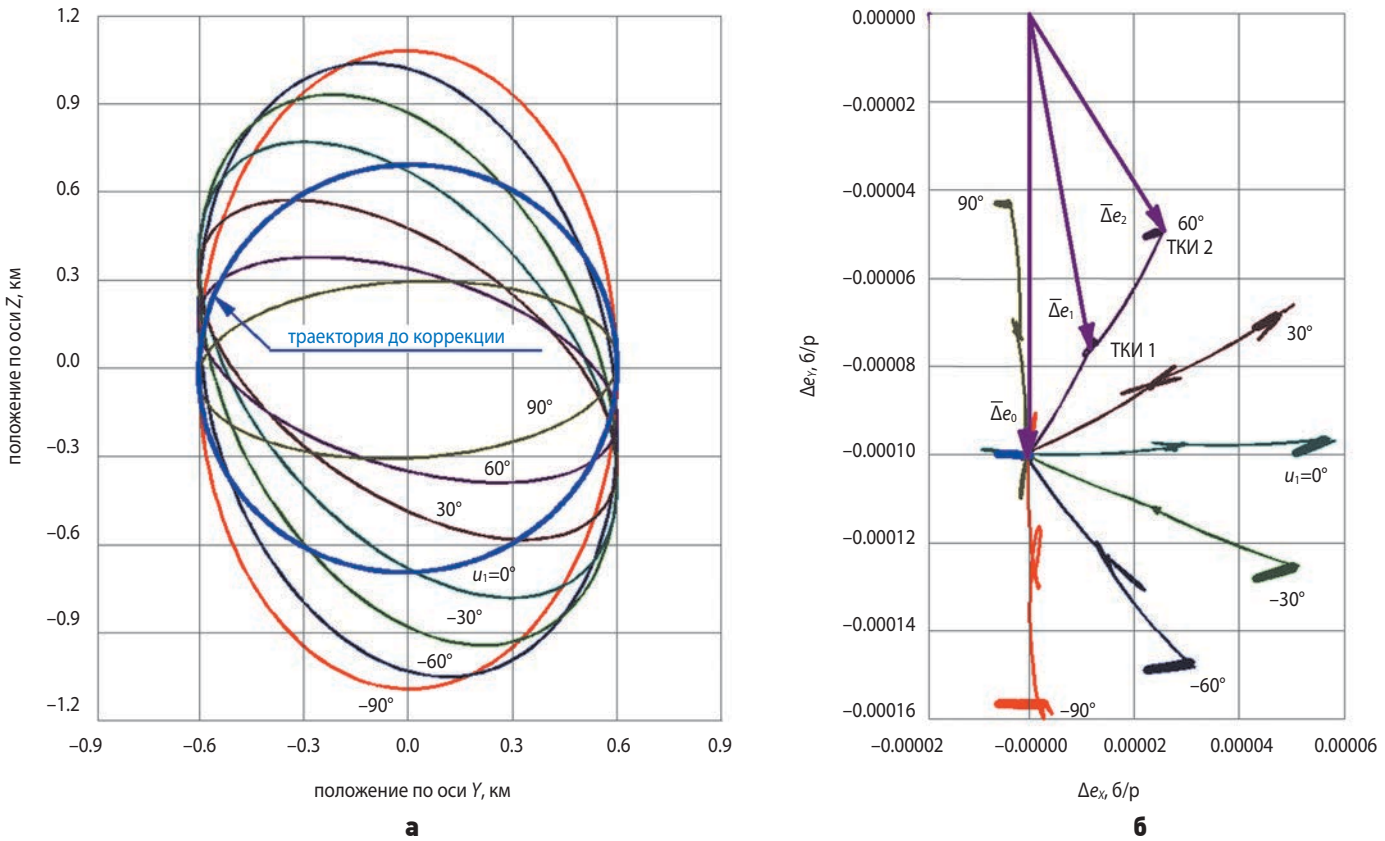


рисунок 8. Влияние аргумента широты приложения 1-го ТКИ u_1 на форму траектории относительного движения КА в поперечной плоскости *YZ*

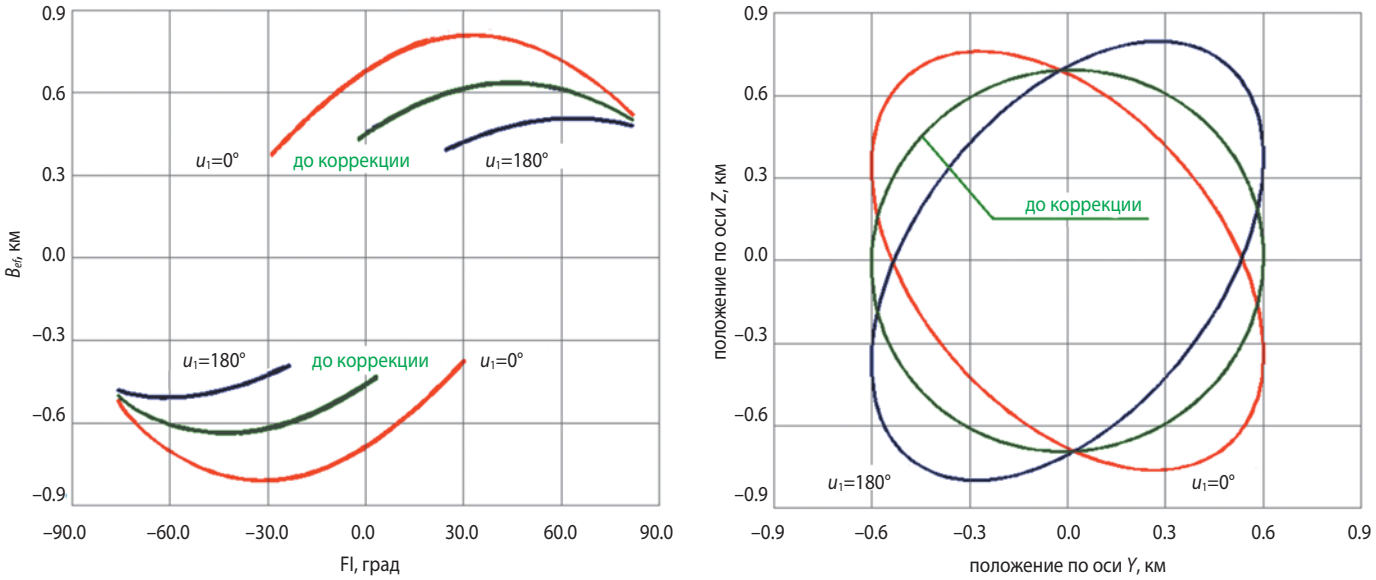


рисунок 9. Влияние коррекции вектора $\overline{\Delta}e$ на изменение эффективной базовой линии на допустимых участках работы по созданию ЦМР

2. Коррекции изменения геометрии тандемной конфигурации

Изменение геометрии тандемной конфигурации может потребоваться в интересах решения целевой задачи для обеспечения эффективной ориентации базовой линии. Кроме того, на этапе формирования тандемной конфигурации может осуществляться последовательный переход от исключительно больших её размеров к меньшим. Управление изменением геометрии тандемной конфигурации осуществляется с помощью проведения коррекций относительных векторов $\overline{\Delta}e$ и $\overline{\Delta}i$.

Управление вектором $\overline{\Delta}e$ с целью изменения размеров и ориентации траектории относительного движения для обеспечения требуемой эффективной базовой линии B_{ef} заключается в проведении коррекции орбиты ведомого КА парным тангенциальным корректирующим импульсом (ТКИ). При проведении такой коррекции могут изменяться эксцентриситет и аргумент перигея орбиты при сохранении требуемого периода обращения КА. Для этого точки приложения ТКИ выбираются следующим образом: 1-й ТКИ реализуется при аргументе широты $u=u_1$ в момент времени $t=t_1$, а 2-й – в момент $t_2=t_1+\frac{T_2}{2}$, где T_2 – период обращения КА 2.

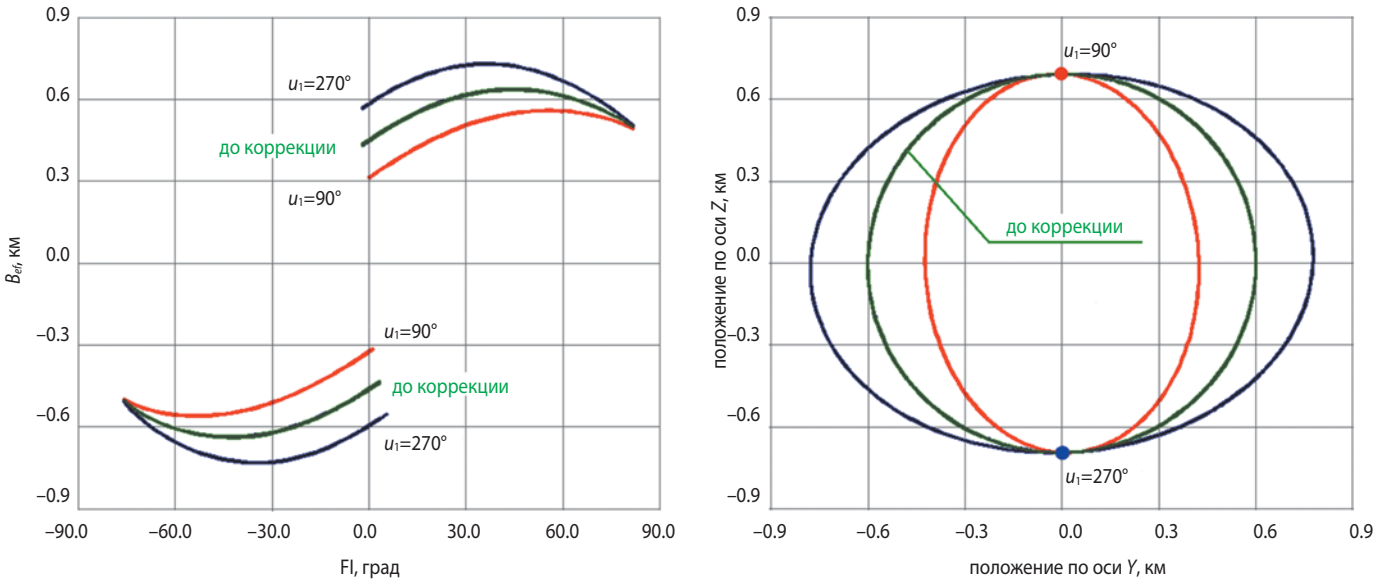


рисунок 10. Влияние коррекции вектора $\overline{\Delta}i$ на изменение эффективной базовой линии B_{ef} на допустимых участках работы по созданию ЦМР

Для сохранения значения периода обращения ведомого КА ТКИ должны иметь противоположные направления. Выбор значения u_1 оказывает определяющее влияние на ориентацию траектории относительного движения после коррекции. На рисунке 8а и 8б в качестве иллюстрации влияния аргумента широты приложения 1-го ТКИ $u=u_1$ представлены соответственно номинальная траектория относительного движения ведомого КА в плоскости YZ ОСК до коррекции и траектории после реализации двух ТКИ для различных значений u_1 и соответствующие годографы изменения вектора относительного эксцентриситета $\overline{\Delta}e$ при проведении коррекции орбиты. Годографы построены по результатам моделирования движения центра масс КА на интервале 24 часа с учётом эволюции орбит и работы ДУ при реализации двух ТКИ. Влиянием эволюции элементов орбит обусловлено то, что на концах кривых уже после приложения 2-го ТКИ (на втором суточном витке) годографы имеют определённое продолжение. Цифры у кривых соответствуют значению u_1.

При моделировании ТКИ использовались следующие данные: импульс характеристической скорости каждого ТКИ $\Delta V_{ТКИ}$=0.1 м/с при величине управляющего ускорения ДУ $a_{ДУ}$=0.00102 м/с^2. Для таких данных время работы ДУ при одном включении составило соответственно $\tau_{ДУ}=\Delta V_{ТКИ}/a_{ДУ}$=95.6 с.

На рисунке 9 в качестве иллюстрации влияния коррекции вектора $\overline{\Delta}e$ на характер изменения величины эффективной базовой линии представлены графики изменения B_{ef} в зависимости от широты FI для трёх вариантов геометрии тандемной конфигурации. Графики построены для угла визирования ϑ=40° и с учётом ограничений на расположение допустимых (с точки зрения исключения возможного облучения) участков работы по созданию ЦМР. В качестве ограничений приняты следующие условия: 45°<β<135°; 225°<β<515°.

Траектории относительного движения представлены для трёх вариантов: номинальная траектория до коррекции и две траектории после проведения коррекции вектора $\overline{\Delta}e$ при u_1=0° и u_1=180°.

Анализ рисунка 9 показывает, что коррекция $\overline{\Delta}e$ приводит к изменению величины эффективной базовой линии B_{ef} и допустимого диапазона широт съёмки.

Для изменения размера траектории относительного движения ведомого КА в поперечной плоскости в горизонтальном направлении ΔR_Y может быть использовано управление вектором относительного наклонения $\overline{\Delta}i$. Как было сказано выше, этот размер при равенстве наклонений орбит тандема (i_2–i_1=0) будет зависеть от разности долгот восходящих узлов $\Delta\Omega_1=\Omega_2-\Omega_1$. Таким образом, целью управления вектором $\overline{\Delta}i$ для рассматриваемой тандемной схемы полёта является изменение относительной долготы восходящего узла ведомого КА $\Delta\Omega_1$.

Управление заключается в проведении коррекции орбиты ведомого КА бинормальным корректирующим импульсом (БКИ). В отличие от коррекции $\overline{\Delta}e$ достаточно приложения одного БКИ, так как он не приводит к изменению периода обращения КА.

Место приложения БКИ может быть выбрано в апексе или вертексе орбиты, соответственно с аргументом широты u_1=90° и u_1=270°. Указанные точки

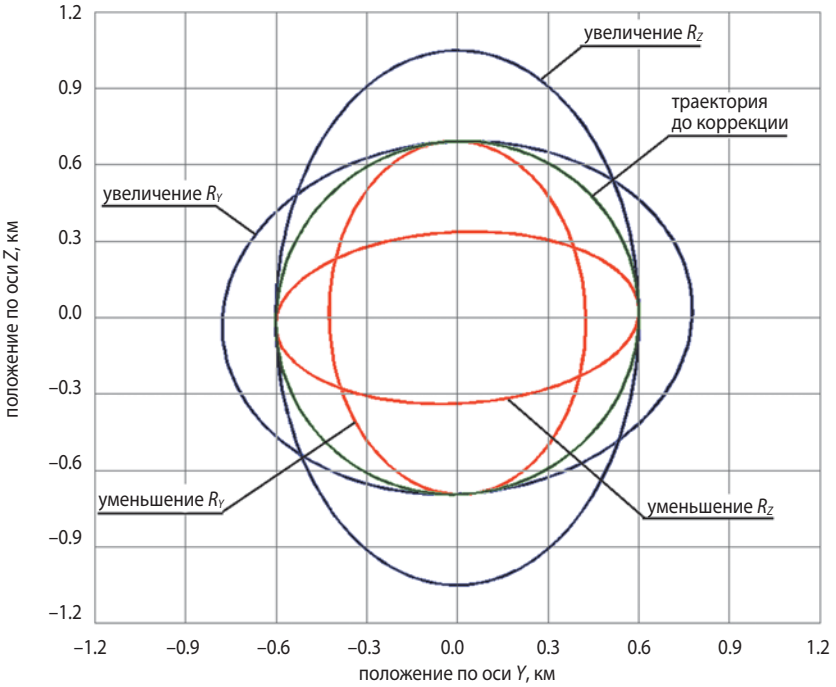


рисунок 11. Изменение размеров траектории относительного движения КА в поперечной плоскости

приложения БКИ являются оптимальными в смысле эффективности изменения долготы восходящего узла орбиты КА.

При моделировании БКИ импульс характеристической скорости БКИ $\Delta V_{БКИ}$ и время работы ДУ $\tau_{ДУ}$ были увеличены в два раза и составили соответственно 0.2 м/с и 190.13 с.

Для иллюстрации влияния коррекции вектора $\overline{\Delta i}$ на характер изменения величины эффективной базовой линии B_{ef} представлен аналогичный рисунку 9 рисунок 10. Графики изменения B_{ef} и траектории относительного движения представлены также для трёх вариантов, а именно номинальная траектория до коррекции и две траектории после проведения коррекции вектора $\overline{\Delta i}$ при u_1=90° (апекс) и u_1=270° (вертекс).

Сравнительный анализ рисунков 10 и 9 показывает, что проведение коррекции вектора наклонения $\overline{\Delta i}$ изменяет только величину эффективной базовой линии B_{ef}, но не изменяет допустимый для съёмки диапазон широт. Следует заметить, что приложение БКИ в других точках орбиты может изменить и ориентацию траектории, и соответственно допустимый для съёмки диапазон широт. Однако при этом изменится и наклонение орбиты, что недопустимо, так как приведёт к различному характеру эволюции орбит КА тандема.

Таким образом, только проведение коррекции вектора относительного эксцентриситета может быть использовано для изменения ориентации траектории в поперечной плоскости с целью изменения величины B_{ef} и диапазона доступных для съёмки широт. Такое управление геометрией тандемной конфигурации может эффективно использоваться в процессе создания ЦМР поверхности Земли.

Изменение размеров траектории относительного движения КА в тандеме наряду с изменением её ориентации также может использоваться в интересах решения целевой задачи. Для оценки требуемых энергетических затрат на реализацию управления геометрией тандемной конфигурации было проведено моделирование изменения размеров траектории относительного движения в поперечной плоскости соответственно в вертикальном R_Z и боковом R_Y направлении. Результаты моделирования в виде проекций траекторий в поперечной плоскости *YZ* представлены на рисунке 11. Показаны исходная траектория до коррекции и траектории, полученные после приложения двух ТКИ для увеличения и уменьшения размера R_Z, а также траектории после приложения одного БКИ для увеличения и уменьшения размера R_Y. Затраты характеристической скорости на проведение каждой коррекции составили 0.2 м/с.

Анализ результатов моделирования показал, что заданного суммарного запаса характеристической скорости 0.2 м/с достаточно для изменения размера R_Z на 350 м с помощью двух ТКИ или изменения размера R_Y с одним БКИ на 182 м. Таким образом, для рассматриваемых ССО можно дать следующую оценку требуемых затрат характеристической скорости на изменение размеров тандемной конфигурации:

- для изменения R_Z на 100 м требуется 0.057 м/с;
- для изменения R_Y на 100 м требуется 0.11 м/с.

заключение

На величину эффективной базовой линии и соответственно на точность определения цифровой модели рельефа определяющее влияние оказывает геометрия относительного движения КА в тандеме. Для управления геометрией тандемной конфигурацией необходимо использовать коррекции относительных векторов эксцентриситета и наклонения. Коррекция вектора эксцентриситета позволяет изменять не только размеры траектории для оптимизации величины эффективной базовой линии, но и изменять доступные для создания ЦМР диапазоны географических широт. Эту возможность необходимо использовать в интересах оптимизации планирования порядка сканирования заданных для создания ЦМР территорий поверхности Земли.

Управление геометрией тандемной конфигурации в статье рассмотрено с использованием моделирования управляемого орбитального движения КА в тандеме с учётом основных возмущающих воздействий.

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.

Евграфов А.Е., Поль В.Г., Шостак С.В. Определение третьей координаты радиолокационного изображения в технологии радиолокации с синтезированием апертуры // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 4. С. 83-88.

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

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

Статья поступила в редакцию 11.10.2018 г.

РАЗВИТИЕ МЕТОДА КИБЕРФИЗИЧЕСКОЙ ОПТИМИЗАЦИИ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ РАЗВЕДЫВАТЕЛЬНЫХ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

DEVELOPMENT OF THE CYBER PHYSICAL OPTIMIZATION METHOD FOR THE RECONNAISSANCE UNMANNED AERIAL VEHICLES OPERATIONS

И.Э. Мамедов[1],
докторант,
i.mamedov09@gmail.com;
I.E. Mamedov

Т.И. Сулейманов[1],
профессор, доктор технических наук,
suleymanov55@yandex.ru;
T.I. Suleimanov

К.Х. Исмаилов[2],
доктор технических наук,
kamalismaylov@mail.ru;
K.Kh. Ismailov

Х.Г. Асадов[1],
профессор, доктор технических наук,
asadzade@rambler.ru;
Kh.G. Asadov

Статья посвящена развитию метода киберфизической оптимизации функционирования беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) разведывательного назначения. Кратко изложены основы теории киберфизической оптимизации функционирования разведывательных БПЛА и показаны основные недостатки этой теории. Предложен путь альтернативного развития теории киберфизической оптимизации с привлечением теории информации. Разработана методика интегрированной киберфизической оптимизации функционирования БПЛА при выполнении разведывательной миссии.

Ключевые слова: оптимизация; БПЛА; разведывательная миссия; энтропия; информация.

The article overviews the development of the cyber physical optimization method for the reconnaissance unmanned aerial vehicles operations. The brief summary of the basics of the cyber physical optimization theory of the reconnaissance UAVs functioning is presented and the main disadvantages of this theory are shown. The alternative way of the cyber physical optimization development is proposed using the information theory. The procedure of the integrated cyber physical optimization of UAVs functioning during reconnaissance mission is developed.

Key words: optimization; UAV; reconnaissance mission; entropy; information.

В последние годы появились несколько десятков работ по теории киберфизической оптимизации функционирования разведывательных БПЛА, из них наиболее значимые (*Bradley J.M., Atkins E.M.*, 2015; *Bradley J.M., Atkins E.M.*, 2014; *Gunes V., Peter S., Givargis T., Vabid F.*, 2014). В настоящей статье кратко излагаются основы этой теории, указываются её существенные недостатки и предлагаются пути их устранения.

Согласно работе (*Bradley J.M., Atkins E.M.*, 2015) смысл киберфизической оптимизации заключается в минимизации временных и энергетических затрат и максимизации степени выполнения намеченных целей функционирования БПЛА. Очевидно, что БПЛА имеют ограниченные энергоресурсы, в то же время требования стабильности полёта диктуют некоторые функциональные и режимные ограничения.

[1] Национальное аэрокосмическое агентство, Азербайджанская Республика, г. Баку.
National aerospace Agency, Azerbaijan Republic, Baku.

[2] Национальная Академия Авиации, Азербайджанская Республика, г. Баку.
National Academy of Aviation, Azerbaijan Republic, Baku.

В общей постановке задачи выполнения разведывательной миссии будем считать, что на БПЛА установлена видеокамера. Целью оптимизации является минимизация издержек (расходов) выполнения миссии, которые представляются в виде функции скорости БПЛА и степени выполнения работ, связанных со съёмками местности.

Для формирования задачи оптимизации вводятся понятия функции физических издержек I_p и функции кибернетических издержек I_c. В целом функция издержек при киберфизической оптимизации I_{CPS} имеет вид

$$I_{CPS}=I_p+I_c. \quad (1)$$

Физические издержки

$$I_p=\beta_{p_2}\cdot T+\beta_{p_1}\cdot E_p, \quad (2)$$

где T – время выполнения миссии БПЛА; E_p – энергозатраты на выполнение этой миссии; β_{p_1}, β_{p_2} – весовые коэффициенты.

В общем случае T и E_p могут быть представлены в виде следующих интегральных оценок (*Bradley J.M., Atkins E.M.*, 2015):

$$T=\int_0^{t_f} dt; \quad (3)$$

$$E_p=\int_0^{t_f} P_p(v(t))dt. \quad (4)$$

Киберрасходы, т.е. издержки на выполнение разведывательной миссии сбора и обработки видеоинформации,

$$I_c=\beta_{c_1}\cdot U_T+\beta_{c_2}\cdot H, \quad (5)$$

где U_T – составляющая, характеризующая реальные временные расходы; H – составляющая, характеризующая энтропию снимаемой видеоинформации; β_{c_1}, β_{c_2} – весовые коэффициенты.

Согласно (*Bradley J.M., Atkins E.M.*, 2014; *Steady Aircraft Flight and Performance*, 2018) в режиме полёта на неизменной высоте энергозатраты могут быть вычислены по формуле

$$P(v(t))=\frac{1}{2}\cdot S\cdot C_{D_0}\cdot\rho\cdot v(t)^3+\frac{2KW^2}{\rho\cdot v(t)-S}, \quad (6)$$

где S – площадь крыла; C_{D_0} – аэродинамический параметр; ρ – плотность воздуха; $v(t)$ – скорость полёта; W – вес БПЛА; K – аэродинамический параметр.

Согласно (*Bradley J.M., Atkins E.M.*, 2014) в режиме стабильного полёта имеем

$$P=\eta\cdot S_t\cdot\left(\frac{\rho}{\rho^S}\right)^m P^S_{\max}, \quad (7)$$

где $P^S_{\max}$ – максимальная мощность двигателя на уровне моря; m – характеристика двигателя; η – коэффициент эффективности пропеллера; P^S – плотность воздуха на уровне моря; S_i – показатель регулятора тяги.

Что касается функции издержек извлечения информации, минимизация исходной энтропии может быть рассмотрена в качестве максимизации. Согласно (*Bradley J.M., Atkins E.M.*, 2014)

$$H=\int e^{-\alpha\Omega(v(t),r_t(K))}dt, \quad (8)$$

где α – регулируемый параметр; Ω – функция, характеризующая некоторую избыточность снимаемой информации; $r_t(K)$ – частотность выполняемых задач.

Как указывается в (*Bradley J.M., Atkins E.M.*, 2014), при полёте по прямолинейной траектории, при постоянных значениях D (длина дистанции) и при известной максимальной величине $r_{t_{\max}}$ суммарная функция издержек разведывательного полёта БПЛА в упрощённом виде может быть оценена по формуле

$$I(v,r_t)=\beta_{p_1}\cdot\frac{D\cdot P(V)}{v}+\beta_{p_2}\cdot\frac{D}{v}+\beta_{C_1}\cdot\frac{r_t}{r_{t_{\max}}}+ \\ +\beta_{C_2}\cdot D\cdot e^{D\cdot e^{-\alpha\Omega(v,r_t)}}. \quad (9)$$

Согласно (*Bradley J.M., Atkins E.M.*, 2014) решение оптимизационной задачи (9) с введёнными ограничениями на v, r_t приводит к аналитически нерешаемым трансцендентным уравнениям. Однако более существенным недостатком вышеизложенной теории киберфизической оптимизации является достаточно произвольная оценка исходной энтропии интегралом экспоненциальной функции, зависящей от v и t_r (8). При этом отмечается, что уменьшение энтропии равно сильному увеличению объёма добываемой информации. Другой недостаток вышеизложенной методики – неучёт физической особенности фотоприёмных устройств с интегрированием зарядов, которая состоит в зависимости величины сигнала фотоприёмника от времени накопления.

Далее в настоящей статье предлагается новая методика интегрированной киберфизической оптимизации разведывательных систем, построенных на базе БПЛА. Считаем, что вся трасса длиной D_0 может быть разбита на неравные дистанции D_i, $i=\overline{1,n}$, при этом множество $\{D_i\}$ содержит элементы D_i, связанные соотношением

$$D_{i+1}=D_i+\Delta D_i; \quad (10)$$

$$\Delta D=\text{const};\ i=\overline{1,(n-1)},$$

причём скорости прохождения указанных дистанций разные, т.е. неявно существует функция

$$v_1=f(D_i). \quad (11)$$

В этом случае время накопления зарядов в фотоприёмниках при прохождении трассы D_i

$$T_i=\frac{D_i}{V_i}. \quad (12)$$

Количество энтропии, извлекаемое при прохождении трассы D_i, определим как

$$H_1=\log_2\frac{kT_i}{\delta_m}, \quad (13)$$

где k – технологический коэффициент, характеризующий конкретный тип фотоприёмника; Δd – пространственная дискрета проведения измерений. С учётом (12) и (13) имеем

$$H_1 = \log_2 \frac{kD_i}{V_i \delta_m}. \quad (14)$$

С учётом вводимой функции (11) выражение (14) запишем в виде

$$H_1 = \log_2 \frac{kD_i}{f(D_i)\delta_m}. \quad (15)$$

Заменив экспоненциальный член в (9) на выражение (15), для дистанции D_i получим

$$I(v, r_t) = \beta_{p_1} \frac{D_i \cdot P(V)}{f(D_i)} + \beta_{p_2} \frac{D_i}{f(D_i)} + \beta_{c_i} \cdot \frac{r_t}{r_{t_{\max}}} + \\ + \beta_{c_2} \cdot D_i \cdot \log_2 \frac{kD_i}{f(D_i) \cdot \delta_m}. \quad (16)$$

Интегрируя выражение в пределах $D_{\min}$–$D_{\max}$, предварительно условно переходя на непрерывную модель записи в D_1=$D_{\min}$; D_n=$D_{\max}$, получим

$$I(v, r_t)_H = \int_{D_{\min}}^{D_{\max}} \frac{a_1 D dD}{f(D)} + a_2 + \int_{D_{\min}}^{D_{\max}} a_3 \cdot D \log \frac{kD}{f(D) \cdot \delta_W} \cdot dD, \quad (17)$$

где $a_1 = \beta_{p_1} \cdot P(V) + \beta_{p_2}$; (18)

$$a_2 = \beta_{c_1} \cdot \frac{r_t}{r_{t_{\max}}}; \quad (19)$$

$$a_3 = \beta_{c_2}. \quad (20)$$

Рассмотрим задачу условной оптимизации путём введения следующего специального ограничительного условия на подкласс всевозможных функций $f(D)$:

$$\int_{D_{\min}}^{D_{\max}} f(D) dD = C; \quad (21)$$

C=const.

С учётом (17) и (21) составим полный функционал вариационной оптимизации:

$$I(v, r_t)_П = \int_{D_{\min}}^{D_{\max}} \frac{a_1 D}{f(D)} dD + a_2 + \int_{D_{\min}}^{D_{\max}} a_3 \cdot D \log \frac{kD}{f(D)\delta_m} dD + \\ + \lambda \left[\int_{D_{\min}}^{D_{\max}} f(D) dD - C \right]. \quad (22)$$

Согласно условию уравнения Эйлера – Лагранжа (*Эльсгольц Л.Е.*, 1974) решение оптимизационной задачи (22) должно удовлетворить условию

$$\frac{d\left\{ \frac{a_1 D}{f(D)} + a_2 + a_3 D \log \frac{kD}{f(D)\delta_M} + \lambda f(D) \right\}}{df(D)} = 0. \quad (23)$$

Из (23) получаем

$$-\frac{a_1 D}{f(D)} - \frac{a_3 D}{f(D) \ln 2} + \lambda = 0. \quad (24)$$

Из (24) получаем квадратичное уравнение:

$$f^2(D) - \frac{f(D) a_3 D}{f(D) \ln 2} - \frac{a_1 D \cdot \ln 2}{\lambda} = 0,$$

$$f(D) = \frac{a_3 D}{2(\ln 2) \cdot \lambda} + \sqrt{\left[\frac{a_3 \cdot D}{\lambda \cdot 2 \ln 2} \right]^2 + \frac{a_1 D \ln 2}{\lambda}}. \quad (25)$$

Для вычисления величины λ можно воспользоваться выражениями (21) и (25). Таким образом, при функциональной зависимости f от D в виде (25) целевой функционал достигает минимума. Это утверждение легко проверить, взяв вторую производную интеграла в (22) по $f(D)$ и убедившись, что она положительна.

Таким образом, физический смысл результата проводимой оптимизации функционирования БПЛА при выполнении разведывательной миссии состоит в следующем: суммарные издержки, возникающие при выполнении данной миссии БПЛА, в смысле киберфизической оптимизации теории можно минимизировать, если:

1. Суммарную длину проходимой трассы разбить на неравные интервалы D_i, определяемые по выражению (10).

2. Скорость прохождения интервала D_i устанавливается по выражению (25), согласно которому, чем длиннее интервал, тем с большей скоростью должна быть пройдена БПЛА.

В заключение сформулируем основные выводы и положения проведённого исследования:

1. В кратком виде изложены основы теории киберфизической оптимизации функционирования разведывательных БПЛА, показаны основные её недостатки.

2. Предложен путь альтернативного развития теории киберфизической оптимизации с привлечением теории информации.

3. Разработана методика интегрированной киберфизической оптимизации функционирования БПЛА при выполнении разведывательной миссии.

список литературы

Эльсгольц Л.Е. Дифференциальные уравнения и вариационное исчисление. М.: Наука, 1974. 432 с.

Bradley J.M., Atkins E.M. Optimization and Control of Cyber-Physical Vehicle Systems // Sensors. 2015. 15. P. 23020-23049.

Bradley J.M., Atkins E.M. Cyber-Physical optimization for Unnamed Aircraft Systems // Journal of Aerospace Information Systems. 2014. V. 11, № 1. P. 48-59.

Gunes V., Peter S., Givargis T., Vabid F. A survey on concepts, applications and challenges in Cyber-physical systems // KSH transactions on internet and information systems. 2014. Vol. 8, № 12. P. 4242-4261.

Steady Aircraft Flight and Performance. URL: http://citeseerx.ist.psu.edu/viewdoc/download?doi=10.1.1.175.5061&rep=rep1&type=pdf (дата обращения: 05.09.2018).

Статья поступила в редакцию 06.09.2018 г.

УДК 621.396.67

МЕТОДИКА РАСЧЁТА ЗАВИСИМОСТИ БАЗОВЫХ ПАРАМЕТРОВ КОСМИЧЕСКИХ РАДИОЛОКАТОРОВ С СИНТЕЗИРОВАННОЙ АПЕРТУРОЙ ОТ ВЫСОТЫ ПОЛЁТА И НАКЛОНЕНИЯ ПЛОСКОСТИ ОРБИТЫ НОСИТЕЛЯ

CALCULATION METHODIC OF MAIN SPACE SYNTHETIC APERTURE RADAR PARAMETERS DEPENDENCE FROM VEHICLE FLIGHT ALTITUDE AND ITS ORBIT INCLINATION TO EQUATORIAL PLANE

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

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

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

Разработана методика расчёта зависимости базовых параметров космических радиолокаторов с синтезированной апертурой от высоты полёта (от 100 км до 10^6 км) и наклонения плоскости орбиты носителя к плоскости экватора, а также от времени съёмки земной поверхности. Приведены расчётные соотношения и графические зависимости для нескольких вариантов построения орбиты космического аппарата и режимов работы локатора.

Ключевые слова:
дистанционное зондирование Земли;
радиолокаторы с синтезированной апертурой.

Calculation methodic of main space synthetic aperture radar parameters dependence from vehicle flight altitude (from 100 km to 10^6 km) and orbit inclination to equatorial plane as well as from instant of land survey was derived. Computational relations and graphic curves for some orbit version types and job regimes of equipment were presented.

Key words:
earth remote sensing;
synthetic aperture radar.

введение

Радиолокаторы с синтезированной апертурой (РСА) применяются для решения самых разнообразных задач, возникающих при дистанционном зондировании Земли (ДЗЗ) из космоса. Они детально описаны в монографиях (*Верба В.С. и др.*, 2010; *Груздов В.В. и др.*, 2018). Большинство современных космических РСА, используемых в системах ДЗЗ, располагаются на низких орбитах, не превышающих 1000 км. Вместе с тем за последние годы в связи с интересом, связанным с наблюдением за глобальными катастрофическими явлениями, такими как мощные ураганы, землетрясения и развитие цунами, повысился интерес к созданию высокоорбитальных систем ДЗЗ (*Madsen S.N. et al.*, 2002; *Li F.-K. et al.*, 1985; *Eldhuset K.*, 1998).

Цель статьи – получение расчётных соотношений и оценка базовых параметров космических РСА, предназначенных для установки на средних и высоких орбитах.

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

[1] Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

1. Расчётные соотношения

На выбор параметров космического РСА, работающего в импульсном режиме, накладывается множество ограничений (*Верба В.С. и др.*, 2010; *Груздов В.В. и др.*, 2018). Здесь при проведении анализа остановимся на двух из них (*Петров А.С. и др.*, 2018). Первое вытекает из необходимости обеспечения однозначного приёма сигнала, отражённого от земной поверхности в угломестной полосе захвата земной поверхности, главным лепестком диаграммы направленности (ДН) антенны по уровню мощности 3 дБ:

$$T_{\text{п}} \geq 2(\tau_{\text{захв}}+\tau_{\text{прд}}+\Delta\tau), \quad (1)$$

где $T_{\text{п}}$ – период повторения импульсов передатчика; $\tau_{\text{захв}}=\Delta R/c$ – время захвата земной поверхности по наклонной дальности; ΔR – полоса захвата земной поверхности по наклонной дальности ДН антенны; c – скорость света; $\tau_{\text{прд}}$ – длительность импульсов передатчика; $\Delta\tau$ – защитный временной интервал между импульсами передатчика и импульсами стробов, открывающих вход приёмника.

Ограничение (1) можно записать в любой из трёх приведённых ниже форм:

$$Q \geq 2\{1-[\delta_x/(2V_{\text{КА}})][(\Delta R/c)+\Delta\tau]\}^{-1} > 2; \quad (2)$$

$$\delta_x \geq 2V_{\text{КА}}(\Delta R/c+\Delta\tau)/(1-2/Q); \quad (3)$$

$$\Delta R \leq c[\delta_x(1-2/Q)/(2V_{\text{КА}})-\Delta\tau] \leq \Delta R_{\text{макс}}. \quad (4)$$

Здесь $Q=T_{\text{п}}/\tau_{\text{прд}}$ – скважность импульсов передатчика; $V_{\text{КА}}$ – скорость движения космического аппарата (КА) относительно поверхности Земли; $\delta_x=V_{\text{КА}}T_{\text{п}}$ – продольное разрешение локатора; $\Delta R_{\text{макс}}=[(R_{\text{З}}+h_{\text{КА}})^2-R_{\text{З}}^2]^{0.5}-h_{\text{КА}}$ – максимально достижимая ширина полосы обзора земной поверхности по наклонной дальности при заданной высоте $h_{\text{КА}}$ полёта КА; $R_{\text{З}}$ – радиус Земли.

При заданном угле падения волны γ между полосами захвата, отсчитываемыми по наклонной дальности ΔR и по поверхности сферической Земли $W_{\text{захв}}$, существует связь, которую можно получить, используя простые геометрические построения, которые обычно приводятся во всех монографиях и во многих статьях по РСА. Таким образом, полагаем, что связи $\Delta R(h_{\text{КА}}, \gamma, W_{\text{захв}})$, $W_{\text{захв}}(h_{\text{КА}}, \gamma, \Delta R)$ и $\gamma(h_{\text{КА}}, \Delta R, W_{\text{захв}})$ хорошо известны. Поскольку каждый вариант ограничения связывает три параметра, необходимо вначале, исходя из задач решаемых РСА, задать одну (любую) из трёх опорных двоек параметров: (δ_x, ΔR), (ΔR, Q), либо (δ_x, Q) и затем рассчитать с помощью (2)–(4) минимально допустимые значения Q и δ_x, либо максимальное значение ΔR.

Выберем для примера первый вариант, наиболее практически важный, который позволяет определить минимально допустимое значение скважности Q импульсов передатчика при заданных значениях полосы захвата ΔR и разрешения по продольной координате δ_x.

Фиксация δ_x при заданных значениях высоты полёта КА, наклонения плоскости его орбиты i к плоскости экватора и текущего момента времени позволяет сразу определить время синтеза апертуры $T_{\text{с}}$. Действительно, разрешение РСА в продольном направлении оценивается соотношением

$$\delta_x = V_{\text{КА}}/(K_{\text{а}}T_{\text{с}}), \quad (5)$$

в котором $K_{\text{а}}$ – скорость изменения доплеровской частоты. Обе величины и $V_{\text{КА}}$ и $K_{\text{а}}$ определяются параметрами орбиты КА и взаимным расположением КА и точки нацеливания (ТН) антенны на земную поверхность.

Если в системе координат, связанной с вращающейся Землей, положение КА задано радиус-вектором $\mathbf{r}_{\text{КА}}$, а положение ТН – радиус-вектором $\mathbf{r}_{\text{ТН}}$, то можно определить вектор расстояния между ТН и КА $\mathbf{R}=\mathbf{r}_{\text{КА}}-\mathbf{r}_{\text{ТН}}$ и его первые две производные по времени: $\mathbf{V}=d\mathbf{R}/dt$ и $\mathbf{A}=d^2\mathbf{R}/dt^2$. Тогда $V_{\text{КА}}=|\mathbf{V}|$, $R=|\mathbf{R}|$ и, как показано в (*Li F.-K. et al.*, 1985; *Eldhuset K.*, 1998).

$$K_{\text{а}} = -2(\mathbf{RA}+\mathbf{V}^2)/(\lambda R)+2(\mathbf{VR})^2/(\lambda R^3).$$

Выражения для расчёта $\mathbf{r}_{\text{КА}}$ и $\mathbf{r}_{\text{ТН}}$, использование которых позволяет затем определить $\mathbf{R}$, $\mathbf{V}$ и $\mathbf{A}$, приведены в разделе 3. Отметим, что указанные выше кинематические величины (а, следовательно, и все выражаемые через них параметры) зависят от текущего значения времени t.

При известных значениях $V_{\text{КА}}$ и $K_{\text{а}}$ из (5) сразу находим

$$T_{\text{с}} = V_{\text{КА}}/(K_{\text{а}}\delta_x). \quad (6)$$

Задание δ_x также приводит к однозначному выбору продольного размера апертуры антенны в режиме бокового обзора (БО) местности;

$$L_{\text{А},x}^{\text{БО}} = 2\delta_x.$$

При больших значениях δ_x может потребоваться неприемлемый для практической реализации продольный размер апертуры антенны. Поэтому приходится использовать антенны с меньшим размером $L_{\text{А},x}=2\delta_x/N_{\text{в},x}$, где $N_{\text{в},x}$ – число видов, на которые с целью увеличения пространственного разрешения разбивается виртуальная антенна с продольным размером $L_{\text{А},x}^{\text{БО}}$. Использование антенны с уменьшенным продольным размером приведёт к возникновению негативных последствий. Во-первых, из-за уменьшения площади апертуры антенны при фиксированном уровне радиометрической чувствительности аппаратуры – к необходимости повышения уровня мощности передатчика. Во-вторых, расширение ДН вызовет повышение уровня сигнала, принимаемого аппаратурой из областей азимутальной неоднозначности.

Фиксация полосы захвата $W_{\text{захв}}$ и задание угла падения волны γ приводит к однозначному определению ширины диаграммы направленности (ДН) антенны $\Delta\theta_{\text{А}}$ по уровню излучаемой мощности 3 дБ, и при известной длине волны λ – к расчёту вертикального размера апертуры антенны

$$L_{A,y}=0.886\lambda/\Delta\theta_A. \quad (7)$$

Найдя размеры апертуры, сразу определяем её площадь:

$$S_A=L_{A,x}L_{A,y}.$$

Второе базовое ограничение на параметры РСА накладывается уравнением, определяющим энергетический потенциал системы, и может быть представлено в следующем виде:

$$P_{имп}=(8\pi R^3\lambda V_{КА}QkT_{прм}L_{сум})/(\sigma_{0,ш.э}S^2_{ант}\delta_y), \quad (8)$$

где $P_{имп}$ – импульсная мощность передатчика, k=1.38×10^{-23} Дж/К – постоянная Больцмана; $T_{прм}$ – шумовая температура приёмной системы с учётом потерь в фидерном тракте; $L_{сум}$ – суммарные диссипативные потери в фидерном тракте с учётом затухания в атмосфере; $\sigma_{0,ш.э}$ – шумовой эквивалент удельной эффективной площади рассеяния (ШЭ УЭПР), определяющий радиометрическую чувствительность РСА (желательно, чтобы его значение для РСА космического базирования не превышало минус 20 дБ); δ_y – разрешение РСА в поперечном направлении. Требуемое значение δ_y обеспечивается выбором ширины полосы частот сигнала $\Delta f_{мод}$, модулирующего несущую частоту, а именно

$$\Delta f_{мод}=c/(2\delta_y\sin\gamma).$$

Как правило, локатор проектируется таким образом, чтобы его разрешение по продольной и поперечной составляющим было, приблизительно одинаковым, т.е. $\delta_y\approx\delta_x$. Однако, если для улучшения радиометрического разрешения формируется $N_{в,y}$ видов по поперечной координате, то в формулы (7) и (8) следует подставить значения $\delta_y=\delta_x/N_{в,y}$. Это приведёт к необходимости увеличения $P_{имп}$ и $\Delta f_{мод}$ в $N_{в,y}$ раз. В литературе $N_{в,y}$ часто называют коэффициентом некогерентного накопления по наклонной дальности. После некогерентного суммирования амплитуд изображений в ячейках, расположенных по поперечной координате, пространственное разрешение по двум осям сравняется.

Если задана импульсная мощность локатора $P_{имп}$, то, используя (8), можно оценить радиометрический профиль ШЭ УЭПР $\sigma'_{0,ш.э}$

$$\sigma'_{0,ш.э}=\sigma_{0,ш.э}\{R(\theta,\varphi)/R(\theta_0,\varphi_0)\}^3/\{\mathrm{sinc}[\pi(L_x/\lambda)u]\times$$
$$\times\mathrm{sinc}[\pi(L_y/\lambda)v]\}^4.$$

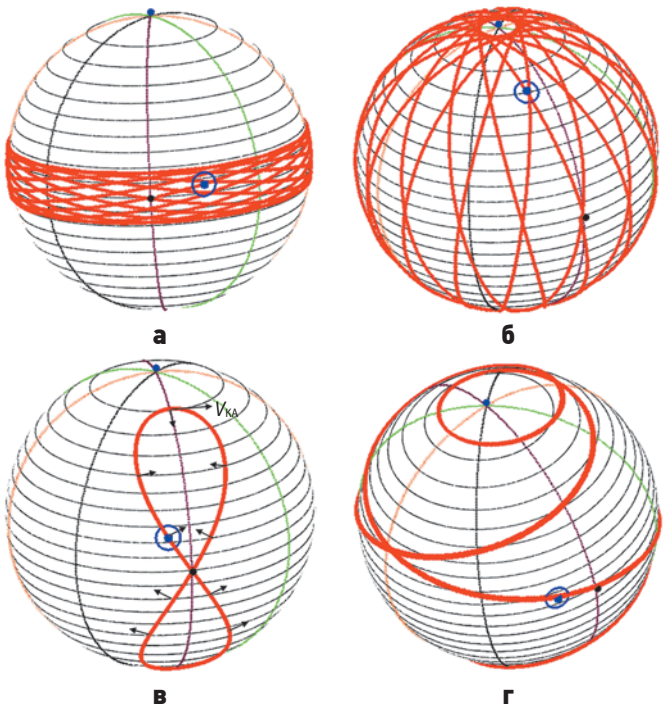
Здесь (θ_0, φ_0) и (θ, φ) – угловые координаты точки нацеливания и их текущие значения соответственно; $u(\theta, \varphi)=\sin\theta\cos\varphi$, $v(\theta, \varphi)=\sin\theta\sin\varphi$ – направляющие косинусы единичного радиус-вектора в сферической системе координат, связанной с апертурой антенны.

Расчёты проведены в следующем порядке. Вначале для заданной высоты полёта КА, угла наклонения его орбиты в зафиксированный момент времени рассчитываются значения $V_{КА}$ и K_a. Затем при выбранном значении δ_x рассчитываются период повторения импульсов передатчика $T_п=\delta_x/V_{КА}$ и время синтеза апертуры T_c по (6). По заданным значениям полосы захвата земной поверхности $W_{захв}$ и угла падения волны γ определяется ΔR, из (2) – минимально допустимое значение скважности импульсов передатчика Q. При этом полагается, что защитный интервал времени $\Delta\tau$ выбран заранее. Рассчитываются временные параметры $\tau_{прд}$, $\tau_{захв}$ и $\tau_{прм}=2\tau_{захв}+\tau_{прд}$, размеры апертуры антенны $L_{A,x}$, $L_{A,y}$ и $S_{A,x}$, а также расстояние от надира до точки наблюдения $L_{ТН}$. Наконец, оценивается необходимый уровень импульсной мощности передатчика при заданных требованиях, предъявляемых к радиометрической чувствительности, и значениях таких параметров, как шумовая температура приёмника, присчитанная к его входу, и суммарный уровень диссипативных потерь в системе.

2. Результаты расчётов

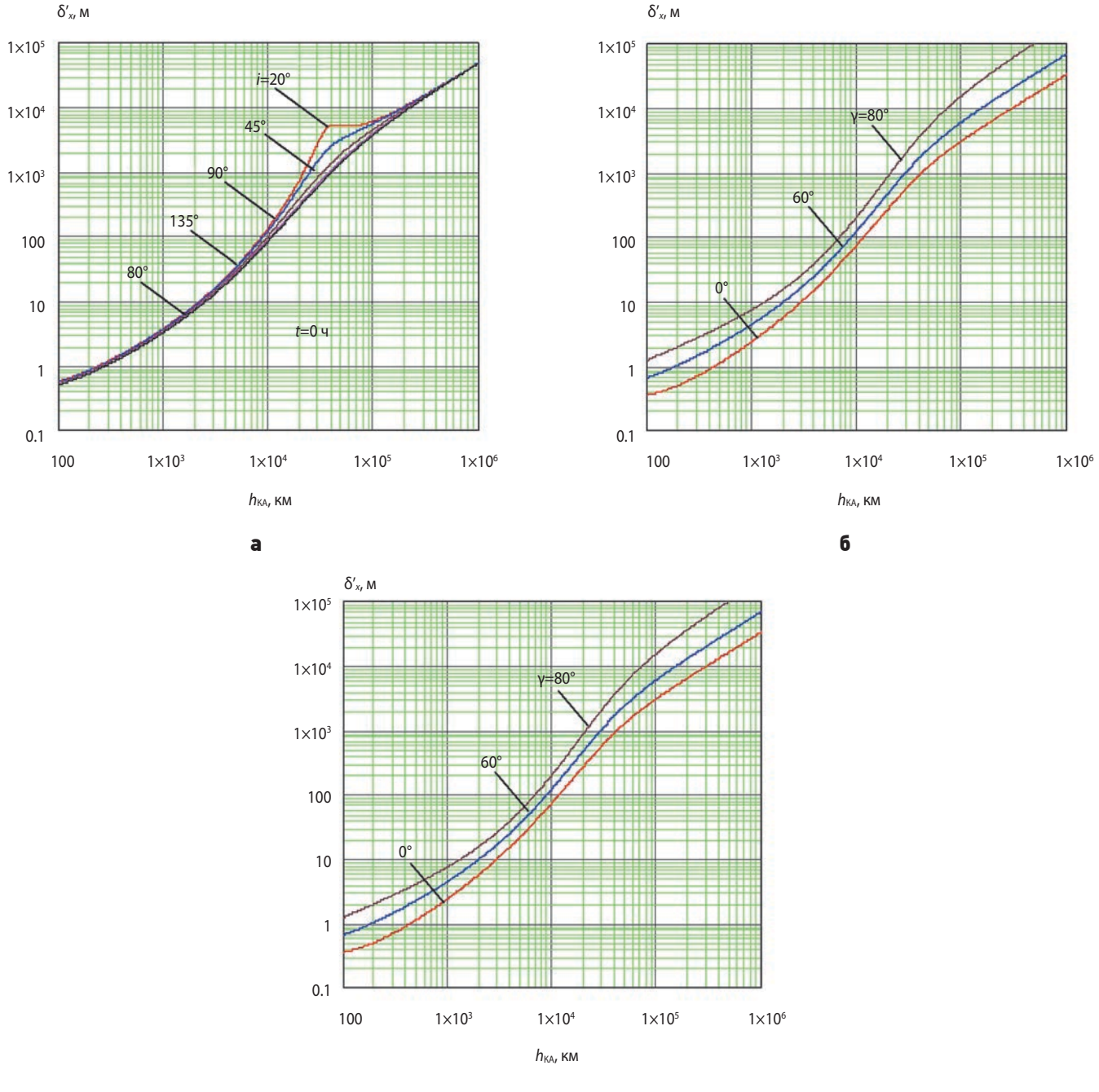
Зависимости проекции на земную поверхность траектории движения КА от высоты полёта и угла наклонения его орбиты к плоскости экватора в нескольких частных случаях представлены на рисунке 1. Эти траектории могут быть выбраны таким образом, чтобы было обеспечено наблюдение за объектами, расположенными в зонах, представляющих особенный интерес.

В частном случае, когда КА располагается на геосинхронной орбите (ГСО), характеризующейся высотой над земной поверхностью, равной 35870 км,



а – $h_{КА}$=600 км, i=10°; **б** – $h_{КА}$=600 км, i=100°;
в – $h_{КА}$=35870 км, i=60°; **г** – $h_{КА}$=10^5 км, i=108°.

рисунок 1. Траектории подспутниковой точки на земной поверхности при различных значениях высоты полёта КА и угла наклонения плоскости его орбиты

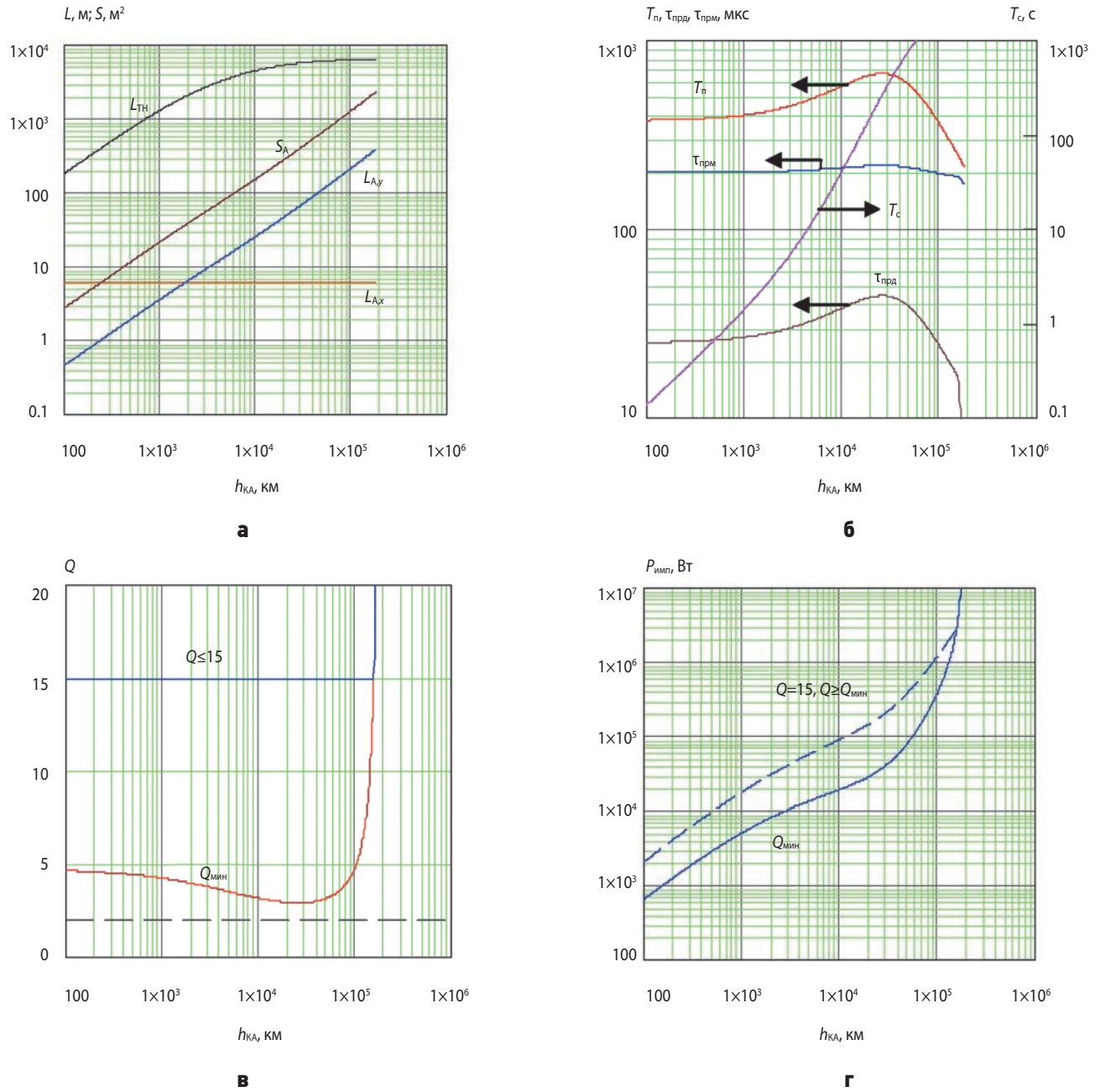


а – t=0 ч; **б** – t=6 ч; **в** – i=100°, t=0 ч, γ=0°, 6° и 80°.

рисунок 2. Зависимость от высоты полёта КА продольного разрешения РСА δ'_x при времени синтеза T_c=1 с, значениях i=20°, 45°, 90°, 135°, 180° и γ=60° при **а**, **б**, **в**

период его обращения оказывается равным периоду вращения Земли вокруг своей оси. И при наклонении орбиты КА к плоскости экватора на углы $i \leq 90°$ траектория принимает форму, напоминающую цифру «8» (рисунок 1в). Причём в одну половину периода КА располагается в Северном полушарии, во вторую – в Южном. Стрелками на этом рисунке показаны направления правостороннего бокового обзора. Видим, что при правостороннем обзоре будет наблюдаться внутренняя область петли в Северном полушарии, а в Южном – внешняя по отношению к петле область. Инверсия направления обзора в двух полушариях даёт возможность наблюдения внутренней области петли в обоих. Изменяя угол восхождения КА, можно перемещать узел «восьмерки» по долготе.

Полагая в (5) T_c=1 с, получаем зависимость от высоты полёта КА продольного разрешения РСА за время синтеза, равное одной секунде: $\delta'_x = V_{КА}/K_a$. Результаты расчёта представлены на рисунке 2 для двух моментов времени t=0 и 6 часов. Как видим, δ'_x зависит лишь от геометрических и кинематических параметров задачи, а также от момента времени, в который проводится съёмка. Замечаем, что в области высот орбит КА от 20 до 100 тысяч километров (в рай-



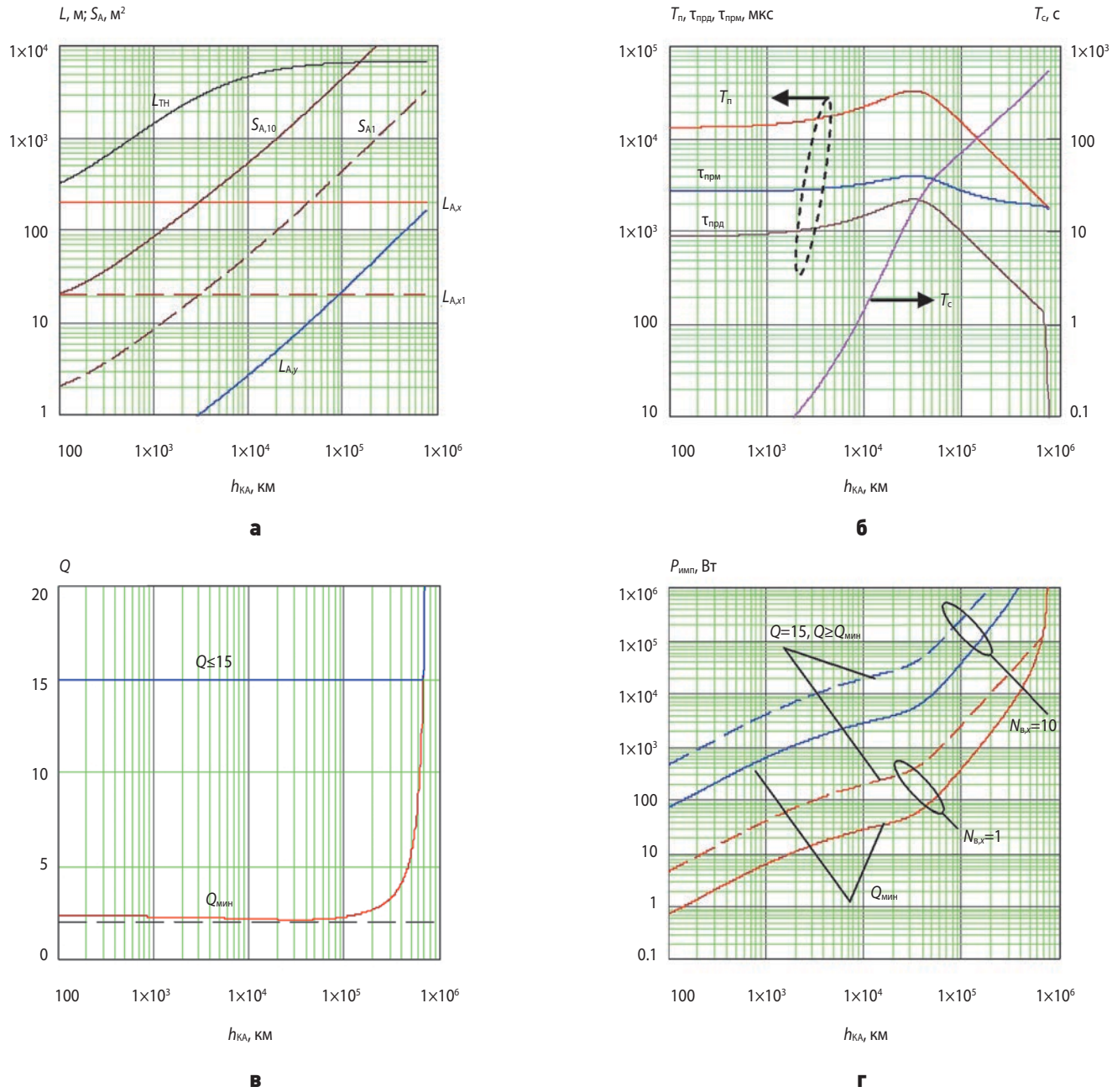
а – $L_{A,x}$, $L_{A,y}$, S_A и $L_{ТН}$; **б** – временных параметров локатора;
в – Q (минимально допустимой и заданной);
г – $P_{имп}$ при минимальном и заданном значениях скважности.

рисунок 3. Зависимости параметров РСА от высоты полёта КА

оне ГСО) в определённые моменты времени будут возникать области с резким ухудшением продольного разрешения. Причина возникновения данного явления связана с тем обстоятельством, что в этих областях скорость изменения доплеровской частоты резко понижается и, изменяя свой знак, проходит через нулевое значение. Уровень выбросов возрастает при увеличении угла падения волны (увеличении расстояния от надира до точки наблюдения). Увеличение угла падения волны приводит также к ухудшению продольного разрешения.

На рисунках 3 и 4 представлены результаты расчёта зависимости от высоты полёта КА следующих параметров РСА: размеров антенны $L_{A,x}$, $L_{A,y}$ и площади её апертуры S_A; расстояния $L_{ТН}$ от надира до центра области наблюдения, отсчитываемого по земной поверхности; временных параметров локатора: периода повторения импульсов передатчика $T_п$; времени синтеза апертуры $T_с$; скважности импульсов передатчика Q (минимально допустимой и заданной); импульсной мощности передатчика $P_{имп}$ при минимальном и заданном значениях скважности.

На рисунке 3 заданы следующие исходные параметры: i=100°, γ=60°, $W_{захв}$=30 км, δ_x=3 м, $\sigma_{0,ш.э.}$=–30 дБ, Q=15, $T_{прм}$=1500 К, $L_{сум}$=4 дБ, $\Delta\tau$=20 мкс, λ=3 см.



а – $L_{A,x}$, $L_{A,y}$, S_A и L_{TH}; **б** – временных параметров локатора; **в** – Q (минимально допустимой и заданной); **г** – $P_{имп}$ при минимальном и заданном значениях скважности.

рисунок 4. Зависимости параметров РСА от высоты полёта КА. Заданы исходные параметры: i=60°, γ=60°, $W_{захв}$=300 км, δ_x=100 м, $\sigma_{0,\,ш.э.}$=–30 дБ, Q=15, $T_{прм}$=1500 К, $L_{сум}$=4 дБ, $N_{в,\,x}$=1 и 10, Δτ=20 мкс. $S_{A,\,1}$ и $S_{A,\,10}$ обозначают площадь апертуры антенны при $N_{в,\,x}$=1 и $N_{в,\,x}$=10 соответственно

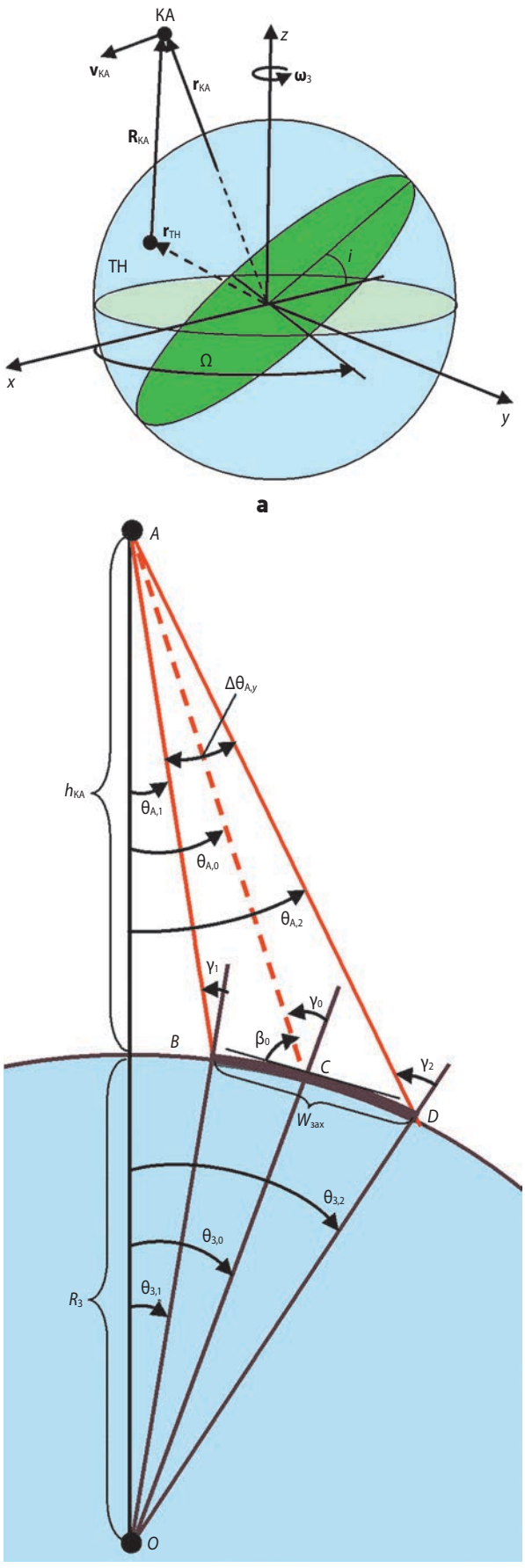
3. Определение геометрических параметров модели

В работах (*Назаров А.Е.*, 2018; *Петров А.С., Прилуцкий А.А.*, 2017) рассмотрены вопросы, связанные с анализом движения КА при работе РСА по тандемной схеме и засветке земной поверхности ДН фазированной антенной решётки. Здесь обратимся к простой модели движения КА по круговой орбите вокруг Земли, имеющей форму сферы, рисунок 5. Орбита наклонена на угол i относительно плоскости экватора, а азимутальный угол (угол восхождения), соответствующий точке первого пересечения траектории КА с плоскостью экватора, равен Ω. При моделировании отсчёт времени проводится от момента, в который КА находился в этой точке.

В рассматриваемой модели положение КА в системе координат, связанной с вращающейся Землёй, определяется с помощью следующего выражения:

$$\mathbf{r}_{КА}=(R_З+h_{КА})\mathbf{T}_z^{\,T}(\omega_З t)\mathbf{T}_z(\Omega)\mathbf{T}_x(i)\mathbf{r}_{КА,\,экв}, \qquad (9)$$

где $\mathbf{r}_{КА,\,экв}=(R_З+h_{КА})[\cos(\omega_{КА}t),\ \sin(\omega_{КА}t),0]^T$ – радиус-вектор, описывающий положение КА в экваториальной области, парциальные тензоры поворота на углы i и Ω вектора вокруг осей x и z, соответственно, определяются, как



а – орбиты полёта КА;
б – полосы захвата земной поверхности.

рисунок 5. Геометрия

$$T_x(i)=\begin{pmatrix}1 & 0 & 0\\ 0 & \cos i & -\sin i\\ 0 & \sin i & \cos i\end{pmatrix},\ T_z(\Omega)=\begin{pmatrix}\cos\Omega & -\sin\Omega & 0\\ \sin\Omega & \cos\Omega & 0\\ 0 & 0 & 1\end{pmatrix},$$

где $R_З$ – радиус Земли; $h_{КА}$ – высота полёта КА; $\omega_З$ и $\omega_{КА}$ – угловые скорости вращения Земли вокруг своей оси и КА по его орбите. Тензоры $\mathbf{T}_x(i)$ и $\mathbf{T}_z(\Omega)$ выполняют поворот вектора на углы i и Ω относительно осей x и z, соответственно. Умножение в (9) слева на тензор $\mathbf{T}_z^T(\omega_З t)$ позволяет учесть вращение Земли. Верхний индекс «T» означает выполнение операции транспонирования матрицы или вектора. Определяем $\omega_З=2\pi/T_З$, период вращения Земли $T_З=24$ часа. Угловая скорость вращения КА $\omega_{КА}=2\pi/T_{КА}$ выражается через период его обращения вокруг Земли, рассчитываемыйпо формуле

$$T_{КА}=2\pi(R_З+h_{КА})\mu_E^{-0.5},$$

в которой $R_З$ и $h_{КА}$ измеряются в км, а гравитационная постоянная Земли $m_E=398600.4418$ км^3/с^2.

Теперь определим положение на земной поверхности точки нацеливания ДН антенны. Пусть в текущий момент времени в системе координат, вращающейся вместе с Землёй, известны радиус-вектор, определяющий положение КА $\mathbf{r}_{КА}$, и вектор скорости его движения $\mathbf{v}_{КА}$. Определим соответствующие им единичные векторы $\mathbf{e}_r$ и $\mathbf{e}_v$, а затем – вектор $\mathbf{e}_t=\mathbf{e}_v\times\mathbf{e}_r$, который завершит формирование тройки ортов, связанных с КА, рисунок 6.

В маршрутном режиме плоскость нулевой доплеровской частоты будет сформирована ортами $\mathbf{e}_r$ и $\mathbf{e}_t$. В детальном режиме работы РСА эта плоскость поворачивается на угол скоса $\varphi_{ск}$ и формируется ортами $\mathbf{e}_r$ и $\mathbf{e}_t'$. Положение орта $\mathbf{e}_t'$ определяется путём поворота $\mathbf{e}_t$ вокруг орта $\mathbf{e}_r$ на угол $\varphi_{ск}$ с помощью выражения

$$\mathbf{v}^{(1)}=[\mathbf{v}-\mathbf{u}(\mathbf{uv})]\cos\alpha+(\mathbf{u}\times\mathbf{v})\sin\alpha+\mathbf{u}(\mathbf{uv}),\qquad(10)$$

в котором следует заменить $\mathbf{v}$ на $\mathbf{e}_t$, $\mathbf{v}^{(1)}$ на $\mathbf{e}_t'$, $\mathbf{u}$ на $\mathbf{e}_r$ и α на $\varphi_{ск}$. При заданном расстоянии L_{TH} от надира до точки наблюдения, отсчитываемом по поверхности Земли, вначале из треугольника OAB определяем вектор

$$\mathbf{r}'_{TH}=R_З\mathbf{e}_r+R_З\mathrm{tg}(L_{TH}/R_З)\mathbf{e}_t',$$

а затем – и точку наблюдения на земной поверхности:

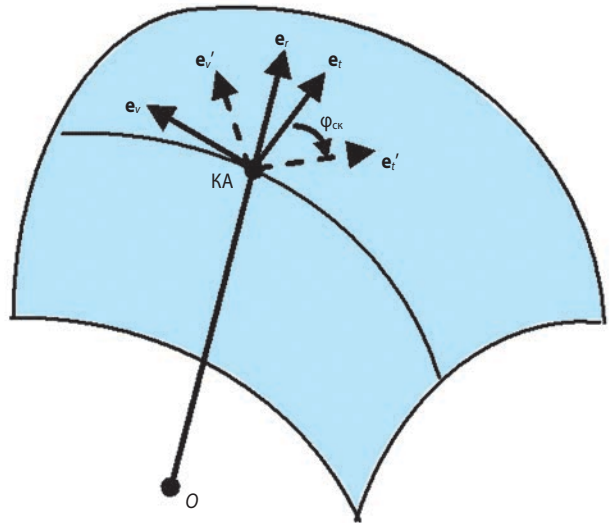
$$\mathbf{r}_{TH}=R_З\mathbf{r}'_{TH}/|\mathbf{r}'_{TH}|.$$

Зная $\mathbf{r}_{КА}$ и $\mathbf{r}_{TH}$, находим $\mathbf{R}=\mathbf{r}_{КА}-\mathbf{r}_{TH}$ и единичные векторы $\mathbf{e}_{r,\,КА}=\mathbf{r}_{КА}/|\mathbf{r}_{КА}|$, $\mathbf{e}_{r,\,TH}=\mathbf{r}_{TH}/|\mathbf{r}_{TH}|$ и $\mathbf{e}_R=\mathbf{R}/|\mathbf{R}|$, а затем углы визирования ТН θ_A и падения волны γ:

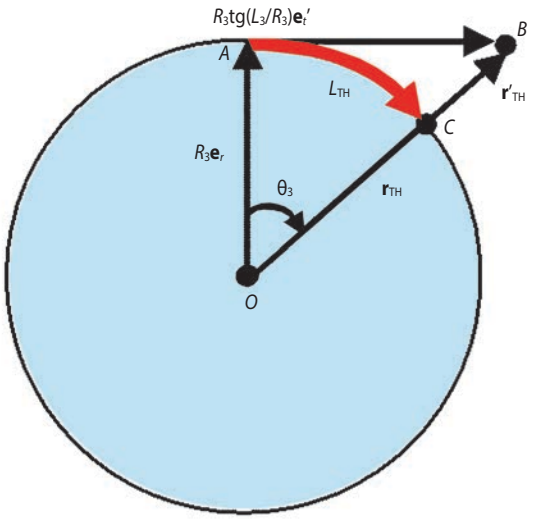
$$\theta_A=\arccos[\mathbf{e}_{r,\,КА}\mathbf{e}_R)],\ \gamma=\arccos[\mathbf{e}_{r,\,TH}\mathbf{e}_R)].$$

В режиме бокового обзора апертура антенны поворачивается по оси $\mathbf{e}_v$ на угол $\delta_A=(90°-\theta_A)$. Вместе с ней на угол δ_A поворачиваются векторы $\mathbf{e}_r$ и $\mathbf{e}_t$. В результате орты апертуры антенны станут определяться следующим образом:

$$\mathbf{e}_{A,\,x}=\mathbf{e}_v,\ \mathbf{e}_{A,\,y}=\mathbf{v}^{(1)}(\mathbf{e}_r),\ \mathbf{e}_{A,\,z}=\mathbf{v}^{(1)}(\mathbf{e}_t),$$



а



б

а – орты, связанные с КА;
б – вспомогательные геометрические построения.

рисунок 6. Определение точки нацеливания ДН антенны с КА на поверхность вращающейся Земли

где операция $\mathbf{v}^{(1)}$ поворота векторов $\mathbf{e}_r$ и $\mathbf{e}_t$ на угол δ_A вокруг вектора $\mathbf{e}_v$ определяется выражением (10).

Если в этой системе координат задано угловое направление единичным радиус-вектором $\mathbf{e}_{A,r}(\theta, \varphi)$, то в системе координат, связанной с вращающейся Землёй, оно определится вектором

$$\mathbf{e}_{3,r}(\theta, \varphi)=(\sin\theta\cos\varphi)\mathbf{e}_{A,x}+(\sin\theta\sin\varphi)\mathbf{e}_{A,y}+(\cos\theta)\mathbf{e}_{A,z}.$$

Теперь можем определить текущее положение точки наблюдения на земной поверхности $\mathbf{r}_{ТН}=\mathbf{r}_{КА}+R\mathbf{e}_{3,r}(\theta, \varphi)$, в котором наклонная дальность R находится путём решения уравнения

$$|\mathbf{r}_{КА}+R\mathbf{e}_{3,r}(\theta, \varphi)|=R_3.$$

Зная текущее положение ТН на земной поверхности $\mathbf{r}_{ТН}=(x, y, z)^T$, определяем её угловые координаты в сферической системе координат, связанной с Землёй, т.е. её широту $\delta_{ТН}=\pi/2-\arccos[z/(x^2+y^2)]$ и долготу $\varphi_{ТН}=\arg(x, y)$.

заключение

Анализ представленных графических зависимостей приводит к следующим выводам. С увеличением высоты полёта КА практически монотонно ухудшается разрешение РСА по продольной координате, достигаемое за единицу времени синтеза апертуры, а при высотах в области геосинхронной орбиты возникают точки, в которых разрешение фактически отсутствует. При выбранных значениях разрешения и полосы захвата размеры антенны возрастают, а при зафиксированном уровне радиометрической чувствительности увеличивается импульсная мощность передатчика. Эти выводы сами по себе не вызывают удивления, поскольку они вполне предсказуемы из общих физических соображений, вытекающих из сути решаемой задачи. Польза же представленных результатов в том, что они дают возможность выполнения предварительной количественной оценки ожидаемых значений основных параметров РСА, работающих не только на малых, но и на больших высотах.

список литературы

Верба В.С., Неронский Л.Б., Осипов И.Г., Турук В.Э. Радиолокационные системы землеобзора. М.: Радиотехника, 2010. 680 с.

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

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

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

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

Eldhuset K. A New Fourth-Order Processing Algorithm for Spaceborne SAR // IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems. 1998. V. 34, № 3. P. 824-835.

Li F.-K., Held D.N., Curlander J.C., Wu C. Doppler Parameter Estimation for Spaceborne Synthetic-Aperture Radars // IEEE Transactions On Geoscience And Remote Sensing. 1985. № 1. P. 47-56.

Madsen S.N., Chen C., Edelstein W. Radar Options for Global Earthquake Monitoring // IEEE Symposium on Geoscience and Remote Sensing. IGARSS ‘02, 2002. P. 1483-1485.

Статья поступила в редакцию 08.10.2018 г.

УДК 629.735.33.015

К ПОЛЁТУ В СТРАТОСФЕРЕ ЗЕМЛИ ПСЕВДОКОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДЛЯ ДЛИТЕЛЬНОГО НЕПРЕРЫВНОГО НАБЛЮДЕНИЯ

Н.Н. Иванов[1],
кандидат физико-математических наук
ivanov_n_n@laspace.ru;
N.N. Ivanov

Статья посвящена разработке инженерной методики расчёта температуры нагрева и охлаждения верхней с солнечными батареями и нижней поверхностей крыла псевдокосмических аппаратов, совершающих длительный непрерывный полёт в стратосфере Земли. На примере показано падение напряжения элемента фотопреобразователя солнечной батареи в зависимости от температуры его нагрева солнечным излучением.

Ключевые слова: псевдокосмический аппарат; стратосфера Земли; температура верхней и нижней поверхностей крыла в полёте; фотоэлектрический преобразователь.

PSEUDO SPACECRAFT FLIGHT TO THE EARTH STRATOSPHERE FOR LONG-TERM CONTINUOUS OBSERVATIONS

И.А. Широков,
gorgofen@yandex.ru;
I.A. Shirokov

The article is devoted to development of the engineering procedure of calculation of the temperature of heating and cooling of the upper wing surface with solar arrays and the lower wing surface of the pseudo spacecraft, conducting a long-term continuous flight in the Earth stratosphere. It is exemplified by the voltage drop of the solar array photoconverter element depending on the temperature of its heating by solar emission.

Key words: pseudo spacecraft; the Earth stratosphere; temperature of upper and lower wing surface in flight; photoelectric converter.

введение

Более шестидесяти лет космические спутники успешно и с большой пользой для землян выполняют различные задачи в космосе, однако и у них имеется ряд недостатков. Так, например, создание, отработка, тестирование и эксплуатация космических спутников и установленных на них целевых, служебных и научных приборов стоят дорого, вывод их на требуемую орбиту с помощью ракет-носителей и разгонных блоков требует огромных денежных затрат. Например, стоимость запуска 28.11.2017 ракеты-носителя «Союз-2.1б» со спутниками с космодрома Восточный специалисты «Роскосмоса» оценили в ~3 млрд. рублей. Более того, космические спутники нельзя возвратить на Землю, если они по какой-либо причине прекратили своё функционирование. Удаление космического мусора из космоса в наши дни – это глобальная проблема. Космический мусор превратился в постоянную космическую опасность для КА и МКС. Например, 22 января 2013 года малый российский спутник «BLITS» (Ball Lens in the Space) на солнечно-синхронной орбите был повреждён в результате столкновения с фрагментом, как полагают,

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

китайского КА «Феньюнь-1С». Спутник «BLITS» был запущен для решения научных задач в области геофизики, геодинамики, теории относительности, а также задач высокоточного измерения и долгосрочного прогнозирования орбит путём лазерной локации с наземных станций. (*Павельцев П.*, 2013). В связи с вышесказанным и по некоторым другим причинам ряд отечественных предприятий и зарубежных компаний открыли и финансируют НИОКР, цель которых – разработка псевдокосмических аппаратов (далее ПКА) (рисунки 1 и 2) с использованием полупроводниковых фотоэлектрических преобразователей (далее ФЭП). Следует отметить, что в АО «НПО Лавочкина» в течение ряда лет также проводятся работы по созданию ПКА (опытные образцы «Аист-251» и «Аист-252») (*Клименко Н.Н.*, 2016; *Клименко Н.Н.*, 2017; *Новичкова С.,* 2017).

Следует сказать, что 26 марта 2018 года в гостях у студентов МГТУ им. Н.Э. Баумана побывали генеральный директор проекта «Stratos» Роланд Лоос и пилот-исследователь Рафаэль Домжан. Гости рассказали, что первый пробный полёт на самолёте был в мае 2017 года, и проба крыла составила шесть минут на высоте 300 м. Ожидается, что в стратосфере летательный аппарат сможет летать с максимальной скоростью 250 км/ч. Рафаэль Домжан рассказал, что он намерен долететь до верхней границы нижнего слоя стратосферы с трёх попыток: в 2018 году подняться на 10 км, в 2019 году – на 16–17 км и в 2020–2021 годах подняться на рекордную высоту 25 км. Набор высоты будет происходить по спирали над ограниченной площадью в 100 км^2 вдали от населённых пунктов (*Троянова А.*, 2018).

ПКА, стоимость которых во много раз меньше стоимости космических спутников, дополняют последние и не являются их конкурентами. Псевдокосмическим аппаратом принято считать малый космический аппарат, совершающий полёт над облаками в стратосфере на высотах 20…27 км. На крыльях такого аппарата, на стабилизаторах и на руле смонтированы солнечные батареи, на борту имеется и литий-ионный аккумулятор. Для солнечных батарей ПКА в полёте требуется длительное солнечное облучение, но без перегрева батарей; не допускается перегрев служебной и научной аппаратуры, смонтированной на аппарате. Классический элемент ФЭП любой солнечной батареи включает в себя стеклянное покрытие, полимерную плёнку, элементы фотоэлектрические, ещё одну полимерную плёнку, отражающий материал. Суммарная толщина элемента ФЭП составляет $\delta \approx 1$ мм. Условия для тестирования и паспортизации солнечных батарей сформулированы в STC (Standart Test Condition).

Высота полёта в стратосфере порядка 20 км для ПКА выбрана потому, что на этой высоте практически отсутствуют негативные атмосферные явления. Принято считать, что стратосфера – это слой атмосферы на высоте от 11 до 50 км, в стратосфере между 20 и 30 км располагается озоновый слой. Схема строения атмосферы Земли представлена на рисунке 3. Гражданские самолёты летают на высотах 9…12 км, высотный диапазон военных самолётов достигает 15 км, в отдельных случаях – 25 км. Зарегистрированный рекорд высоты – фигура пилотажа «горка» в 37,65 км (1977), МиГ-25 с турбореактивным двигателем, лётчик Александр Федотов. В стратосфере на высотах порядка 20…27 км аэродинамическое сопротивление воздуха снижается на порядок по сравнению с высотами 9…12 км, где летают гражданские самолёты.

1. Постановка задачи

Задана модель ПКА, в качестве аналога которого использован атмосферный спутник «Сова».

рисунок 1. Лётные испытания российского псевдокосмического аппарата «Сова»

рисунок 2. Полёт швейцарского двухместного самолёта «SolarStratos» на солнечных батареях в стратосфере в представлении художника. Масса построенного реального экспериментального самолёта 450 кг, длина фюзеляжа 8,5 м, размах крыльев 25 м, площадь солнечных панелей 22 м^2

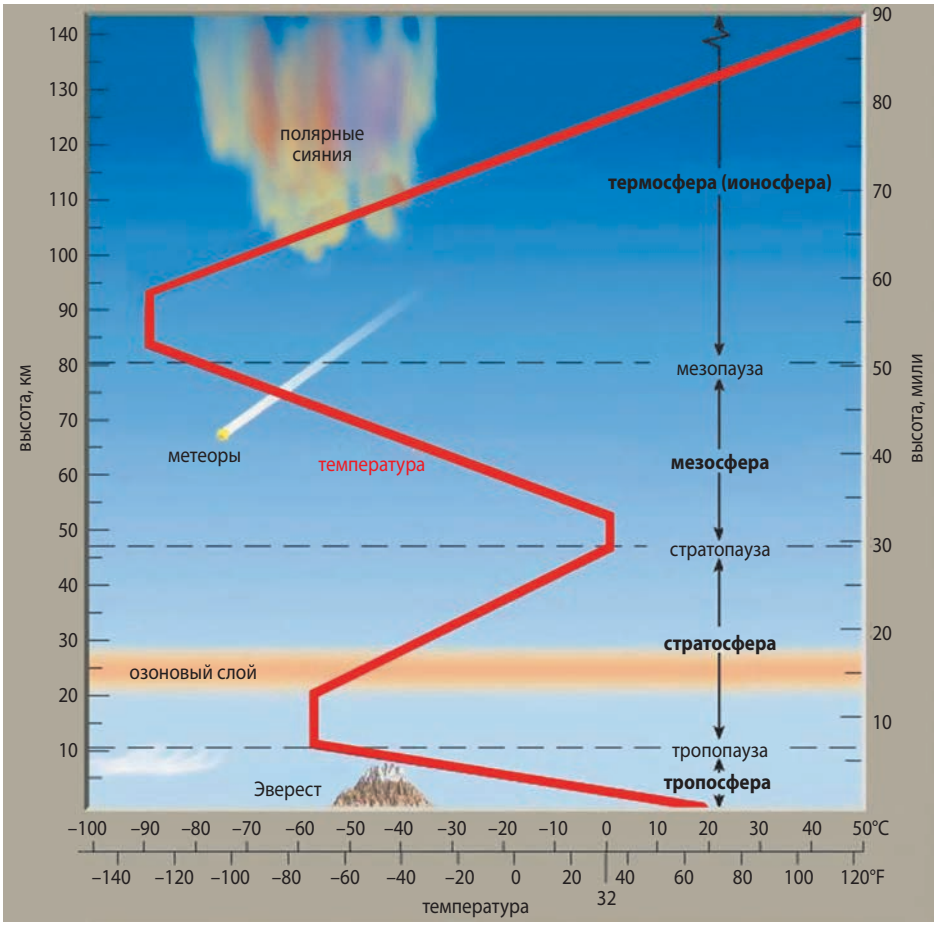


рисунок 3. Схема строения атмосферы Земли

Силовые элементы ПКА изготовлены из тканых материалов на основе препрегов и углерод-углеродных композиционных материалов (УУКМ) с защитным покрытием из карбида кремния (SiC). Этот псевдокосмический аппарат совершает многосуточный полёт на высоте 22 км. Условия освещённости и уровень солнечной активности в зоне полёта – май, широта города Краснодара. Масса ПКА равна $m_{АС}=N$ кг, крылья имеют большое удлинение и в плане представляют собой удлинённый эллипс с минимальным индуктивным сопротивлением. Величина удлинения крыла $\lambda=L^2/S_{КР}=L/b_{СР}=16–22$, где L – размах крыла; $S_{КР}$ – площадь крыла; $b_{СР}$ – средняя хорда крыла. Отметим, что технология изготовления удлинённого крыла эллипсоидной формы является одной из самых сложных. Профиль крыла ПКА выбран по справочнику авиационных профилей близким к профилям Р3 и Р3. Пусть L=25 м, средняя хорда крыла $b_{СР}$=2,4 м; площадь крыльев, на которых смонтированы солнечные панели и датчики температуры для измерения поверхности крыла (например, отечественные ТМ-293 02, зарубежные KTY81/1, KTY81/2, KTY82/1), равна $F_{АС}\approx60$ м^2. На ПКА установлены три создающих тягу винтовых электродвигателя, мощность каждого электродвигателя P_0=5 кВт. Горизонтальный полёт ПКА в стратосфере происходит с дозвуковой скоростью W_0=170 км/час. В объёме крыльев и фюзеляже ПКА установлены научные и служебные приборы. На ПКА используется гибкий теплоизоляционный материал аэрогель SiO_2, теплопроводность которого λ=0,02 Вт/(м×К), а толщина $\delta_{АГ}$=20 мм (*Иванов Н.Н., Иванов А.Н.*, 2011).

Требуется рассчитать на высоте 22 км в стратосфере температуру внешней поверхности крыла ПКА с солнечными батареями и температуру внутренней поверхности крыла, а также численно оценить падение напряжения ФЭП в зависимости от рассчитанной температуры нагрева внешней поверхностей крыла АС.

2. Исходные данные для расчёта обтекания и теплообмена крыла ПКА

В справочной литературе выбираем параметры воздуха, нужные в работе (*Таблицы физических величин*, 1976; *Физические величины*, 1991; *Чиркин В.С.*, 1968):

- газовая постоянная воздуха $R_В$=286,7 Дж/(кг×К);
- молекулярная масса воздуха $\mu_В$=0,029 кг/моль;
- показатель адиабаты для воздуха (коэффициент Пуассона) k=1,4;
- c_P=1006 Дж/(кг×К) – удельная теплоёмкость воздуха на высоте H=22 км.

Для расчёта ПКА потребуется также информация из (*Авиация*, 1994).

Для трёх высот в стратосфере (высота H=22 км задана, две другие высоты H=20 км и H=30 км выбраны для сравнения с заданной) используем параметры воздуха – температуру T, плотность ρ, скорость звука a, кинематическую вязкость ν и рассчитываем высотное число Маха M при заданной скорости полёта W_0=170 км/час =47,2 м/с=const ПКА на этих высотах:

H_1=20 км; T_{20}=216,65 К=–56,35°С; ρ_{20}=0,0889 кг/м^3, k=1,401; a_{20}=295,1 м/с; $\nu_{20}=1{,}6\times10^{-4}$ м^2/с, $M_{20}=W_0/a_{20}$= =0,16;

H_2=22 км; T_{22}=218,57 К=–54,43°С; ρ_{22}=0,0645 кг/м^3, k=1,401; a_{22}=296,4 м/с; $\nu_{22}=2{,}22\times10^{-4}$ м^2/с, $M_{22}=W_0/a_{22}$= =0,16;

H_3=30 км; T_{30}=226,51 К=–46,49°С; ρ_{30}=0,0184 кг/м^3, k=1,401; a_{30}=301,8 м/с; $\nu_{30}=8{,}01\times10^{-4}$ м^2/с, $M_{30}=W_0/a_{30}$= =0,138.

Далее все расчёты проводим для крейсерского полёта ПКА на высоте H_2=22 км. Из курса аэродинамики (*Фабрикант Н.Я.*, 1964) известно, что воздушные струйки тока над закруглённой верхней поверхностью крыла самолёта или планера двигаются быстрее, а под нижней поверхностью крыла – медленнее, на задней кромке крыла верхние и нижние воздушные струйки тока смыкаются. Проведённые предварительные расчёты показали, что при угле атаки крыла спутника α=10° средняя скорость воздушного потока у верхней поверхности крыла $W_В$=53,2 м/с, число Маха $M_В$≈0,18, а у нижней поверхности крыла $W_Н$=46,8 м/с, различие в скоростях $\Delta W_{СР}$=6,4 м/с, число Маха $M_Н$=0,158≈0,16. Для сравнения был просчитан вариант и при угле атаки крыла спутника α=14°. В этом варианте средняя скорость воздушного потока у верхней поверхности крыла оказалась равной $W_В$=55,75 м/с, а у нижней поверхности крыла $W_Н$=48,43 м/с, различие в скоростях $\Delta W_{СР}$=7,32 м/с.

Для дальнейших расчётов выбираем полёт спутника при угле атаки крыла α=10° и расчёты проводим для этого угла атаки.

3. Расчёт режима обтекания и теплообмена верхней поверхности крыла ПКА

Сначала рассчитываем число Рейнольдса Re и коэффициенты трения для верхней поверхности крыла с солнечными батареями. Для этих расчётов используем данные кинематической вязкости воздуха (*Авиация*, 1994):

- $\nu_{22}=2{,}22\times10^{-4}$ м^2/с на высоте H_2=22 км;
- $\mathrm{Re}=W_В\times h_{АС}/\nu_{22}=53{,}2\times2{,}4/(2{,}22\times10^{-4})=5{,}75\times10^5$.

При $\mathrm{Re}=5{,}75\times10^5$ на высоте H_2=22 км обтекание внешней поверхности крыла происходит при турбулентном режиме потока. Заметим, что для больших скоростных самолётов число Re при обтекании крыла имеет порядок $\mathrm{Re}=5\times10^7$. Далее рассчитываем толщину турбулентного пограничного слоя на внешней поверхности крыла и коэффициенты трения. Известно, что точного решения для уравнений Л. Прандтля для турбулентного пограничного слоя получить не удаётся, однако в (*Шлихтинг Г.*, 1969) приведено приближённое полуэмпирическое решение, которое позволяет оценить толщину динамического турбулентного пограничного слоя и коэффициенты трения.

Толщина динамического турбулентного пограничного слоя, образующегося на верхней поверхности крыла ПКА и в котором проявляется эффект вязкости, равна

$\delta_Д=0{,}37\times(\nu_В/W_В)^{0,2}\times(h_{АС})^{0,8}=0{,}37\times(2{,}22\times10^{-4}/53{,}2)^{0,2}\times$ $\times(2{,}4)^{0,8}=4{,}55\times10^{-2}$ м=4,55 см.

Местный коэффициент трения для верхней поверхности крыла

$c_f=f(\mathrm{Re})=2\tau_w/(\rho_e\times/(W_e)^2=0{,}0592\mathrm{Re}^{-0,2}=0{,}0592\times$ $\times(5{,}75\times10^5)^{-0,2}=0{,}0042$,

где τ_w – местное напряжение на внешней поверхности крыла; индекс «*e*» обозначает параметры потока – плотность ρ_e и скорость W_e на внешней границе пограничного слоя.

Полный коэффициент трения для крыла $(c_{f\,\Sigma})_В=$ =0,074 $\mathrm{Re}^{-0,2}$=0,0052.

Местный коэффициент трения (c_f) используется в выражении для безразмерного коэффициента теплопередачи числа Стантона St. В нашем случае число St характеризует интенсивность диссипации энергии в потоке воздуха, обтекающем крыло ПКА и численно равно

$\mathrm{St}=\mathrm{Nu}/\mathrm{Pe}=0{,}5\times c_f/\mathrm{Pr}^{2/3}=0{,}5\times0{,}0042/0{,}7^{0,67}=0{,}0106$,

где Nu – число Нуссельта; Pr – число Прандтля.

Число Nu характеризует подобие процессов теплопереноса на границе между поверхностью крыла и воздушным потоком.

Для газов число Прандтля Pr с изменением температуры практически не изменяется. С двумя другими критериями подобия – числом Пекле и числом Рейнольдса это число связано соотношением Pr=Pe/Re. Для воздуха и двухатомных газов Pr<1.

При полёте поток воздуха обтекает крыло ПКА, при этом вблизи внешней поверхности крыла происходит изменение скорости и температуры потока, а также его торможение на поверхности крыла. При торможении воздушного потока энергия его кинетического движения переходит в тепловую энергию, что вызывает повышение температуры потока воздуха. При полном торможении воздушного потока на крыле до W=0 без теплообмена температура потока повышается до температуры торможения, которая на высоте H_2=22 км равна

$T_{ТОРМ}=T_{22}\times[1+((k-1)/2\times(M_B)^2)]=218{,}57\times[1+0{,}18^2\times\times0{,}5\times(1{,}4-1)]=219{,}9$ К≈–53°С, т.е. по сравнению с температурой набегающего воздушного потока $T_{22}=218{,}57$ К=–54,43°С температура торможения $T_{ТОРМ}$ повысилась на 1,4 К.

Воспользуемся для расчёта $T_{ТОРМ}$ ещё одной известной в аэродинамике формулой и проверим полученный результат:

$T_{ТОРМ}=T_{22}+(W_B)^2/(2\times c_P)=218{,}57+(53{,}2)^2/(2\times1006)=$
$=219{,}97$ К=–53,02°С,

где $c_P=1006$ Дж/(кг×К) – теплоёмкость воздуха при постоянном давлении.

Результаты расчёта $T_{ТОРМ}$ оказались близкими, расчёт правильный.

За счёт теплопроводности теплота из пристеночной области пограничного слоя передаётся в его внешние области, поэтому температура воздуха на поверхности крыла несколько меньше температуры полного торможения. В случае, когда теплообмен воздуха с теплоизолированной внешней поверхностью крыла отсутствует, температуру воздуха на поверхности крыла можно определить по формуле

$T_r=T_{22}\times[1+(r\times M_2^2\times(k-1)/2)]$.

Температура T_r называется температурой восстановления, а коэффициент r – коэффициентом восстановления. Следует сказать, что коэффициент восстановления r почти не зависит от чисел Маха и Рейнольдса и определяется характером распределения скорости по сечению пограничного слоя и скоростью отвода теплоты теплопроводностью из пристеночной области пограничного слоя. Отношение отвода теплоты теплопроводностью к выделению теплоты за счёт трения в пограничном слое характеризуется критерием подобия тепловых процессов в жидкостях и газах – числом Прандтля:

$Pr=\nu/a=\mu\times c_p/\lambda=0{,}7$,

где $\nu=\mu/\rho$ – коэффициент кинематической вязкости;

μ – коэффициент динамической вязкости;

ρ – плотность;

λ – коэффициент теплопроводности;

$a=\lambda/\rho\times c_P$ – коэффициент температуропроводности.

Ранее было сказано, что для воздуха и двухатомных газов Pr<1, в инженерных расчётах можно принимать Pr=0,7. По этому числу для турбулентного пограничного слоя можно определить коэффициент восстановления: $r=Pr^{0,3}=0{,}7^{0,3}\approx0{,}9$.

Зная величину $r\approx0{,}9$, можно определить температуру восстановления воздуха на высоте полёта $H=22$ км на внешней поверхности крыла ПКА:

$T_r=T_{22}\times[1+(r\times M_2^2\times(k-1)/2)]=218{,}57\times[1+0{,}9\times0{,}18^2\times\times(1{,}4-1)/2]=219{,}8$ К=–53,2°С.

Из проведённых расчётов видно, что в полёте на верхней поверхности крыла температура торможения $T_{ТОРМ}$ и температура восстановления T_r равны соответственно $T_{ТОРМ}=219{,}9$ К≈–53°С и $T_r=219{,}8$ К==–53,2°С. Просчитанные температуры незначительно отличаются как друг от друга, так и на 0,2 К от температуры набегающего воздушного потока $T_{22}=218{,}57$ К=–54,43°С. Проанализировав полученные данные, для дальнейших инженерных расчётов будем использовать температуру восстановления воздуха $T_r=220$ К=–53°С на верхней поверхности крыла ПКА.

В стратосферном полёте на ПКА, помимо отрицательной температуры воздуха, воздействует и солнечная радиация. Суммарная мощность излучения или светимость Солнца известна и равна

$L_C=3{,}86\times10^{33}$ эрг/с=$3{,}26\times10^{26}$ Вт.

В справочной литературе представлена также и плотность потока солнечного излучения на 1 м^2 поверхности Земли без учёта потерь в атмосфере и её отражательных свойств. У Земли данная плотность солнечного излучения (солнечная постоянная) равна (*Черный В.Г., Майорова В.И.*, 2008)

$q_C=1{,}37\times10^{10}$ эрг/(с×м^2)=1370 Вт/м^2=1,37 кВт/м^2.

Астрономами вычислена и доля отражённого солнечного излучения от Земли – альбедо $\alpha=0{,}39$.

В среднем на каждый квадратный метр планеты ежегодно приходится 1700 кВт×ч солнечной энергии. Для европейских стран величина поступающей солнечной энергии на 1 м^2 достигает величины примерно 1000 кВт×ч в год, на Среднем Востоке эта же величина в год достигает 1800 кВт×ч (*Прогнозы…*, 2007). Созданные в настоящее время солнечные батареи для космических аппаратов и МКС должны работать в температурном диапазоне от минус 150°С до плюс 150°С. Согласно экспериментам солнечные панели на Земле могут быть нагреты до $T_{СП}\approx60$°С=333 К. Средняя плотность тока воздуха, с которой внешняя поверхность крыла ПКА на высоте $H=22$ км обтекается набегающим потоком, равна

$q_{СР}=\rho_B\times W_B=0{,}0645$ кг/м$^3\times53{,}2$ м/с=3,43 кг/(м$^2\times$с).

В полёте на верхнюю поверхность крыла с солнечными батареями воздействует солнечное излучение q_C, происходит охлаждение крыла в процессе конвективного теплообмена $q_{КОНВ\ 1}$, распространение теплоты внутрь конструкции крыла путём теплопроводности $q_{АГ}$, а также имеет место собственное тепловое излучение крыльев $q_{ИЗЛ\ 1}$, т.е. при полёте ПКА в стратосфере обмен тепловой энергией между аппаратом и окружающей его воздушной средой осуществляется излучением, конвекцией и теплопроводностью.

Схема аэродинамического обтекания и теплообмена крыла ПКА представлена на рисунке 4.

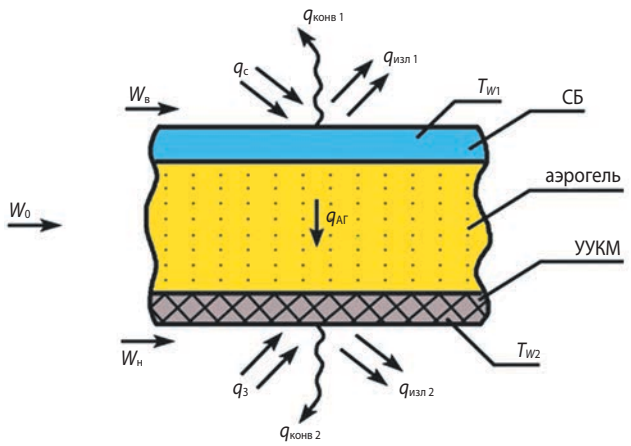


рисунок 4. Схема аэродинамического обтекания и теплообмена крыла (поперечное сечение) ПКА

Непосредственно солнечное излучение воздействует только на верхнюю поверхность крыла. На нижнюю поверхность крыла (рисунок 4) воздействуют тепловой поток излучения Земли и тепловой поток отражённого от Земли солнечного излучения, что в сумме даёт $q_З$, охлаждение крыла при конвективном теплообмене $q_{КОНВ\ 2}$, собственное тепловое излучение крыла ПКА $q_{ИЗЛ\ 2}$, а также приток теплоты $q_{АГ}$ за счёт теплопроводности от верхней поверхности крыла к нижним поверхностям через аэрогель.

Используя представленные выше данные и рисунок 4, рассчитываем средние значения теплового потока $q_{ОТР}$, отражённого от Земли и воздействующего на нижнюю поверхность крыла ПКА (*Фаворский О.Н. и др.*, 1972; *Авдуевский В.С. и др.*,1975):

$q_{ОТР}=\alpha\times q_С/(\pi\times R_З^2/2\pi\times R_З^2)=\alpha\times q_С/2=0{,}39\times 1{,}37/2=$
$=0{,}27$ кВ/м^2=270 Вт/м^2.

Средние значения теплового потока $q_{ИЗЛ,}$ излучаемого собственно Землёй,

$q_{ИЗЛЗ}=(1-\alpha)\times q_С/(\pi\times R_З^2/4\pi\times R_З^2)=\alpha\times q_С/4=(1-0{,}39)\times$
$\times\ 1{,}37/4=0{,}21$ кВ/м^2=210 Вт/м^2,

где $R_З$=6371 км – средний радиус Земли;

$\pi\times R_З^2$ – площадь миделя Земли, перпендикулярная, как полагаем, солнечным лучам и воспринимающая теплоту Солнца;

$2\pi\times R_З^2$ – площадь поверхности земной полусферы, рассеивающей теплоту Солнца; полная площадь сферической поверхности Земли $S_Б=4\pi\times R_З^2$.

На нижнюю поверхность крыла ПКА во время полёта будут воздействовать тепловые потоки, меньшие по сравнению с $q_{ОТР}$=0,27 кВ/м^2 и $q_{ИЗЛ\ З}$=0,21 кВ/м^2, ибо в реальности величина тепловых потоков, отражённых и излучаемых Землёй, зависит от расстояния между спутником и Землёй и от формы поверхности крыльев.

В используемой математической модели теплообмена крыло ПКА будем полагать однородной непроницаемой пластиной, а полёт ПКА по отношению к Земле горизонтальным. При таком полёте угол γ=0, где γ – угол, образованный нормалью, проведённой из центра масс ПКА, и прямой, проведённой из начальной точки нормали в центр Земли.

Используя данные, приведённые в (*Фаворский О.Н. и др.,* 1972; *Авдуевский В.С. и др.*, 1975), определяем для пластины при угле γ=0 коэффициенты $q_{О1}$=0,82 и $q_{И1}$=0,94, где $q_{О1}$ – коэффициент облучения ПКА солнечным потоком, отражённым Землёй, а $q_{И1}$=0,94 – коэффициент облучения ПКА тепловым потоком, который излучает собственно Земля.

От Земли, как сказано ранее, на нижнюю поверхность крыла в горизонтальном полёте будет воздействовать суммарный удельный тепловой поток

$q_З=q_{ОТР}\times q_{01}+q_{ИЗЛЗ}\times q_{И1}=0{,}27\times 0{,}82+0{,}21\times 0{,}94=0{,}42$кВт/м^2=
$=420$ Вт/м^2.

В полёте верхняя поверхность крыла ПКА с солнечными батареями нагревается солнечным лучистым потоком $q_С$, излучает собственную теплоту $q_{ИЗЛ}$, обтекается холодным воздухом и охлаждается за счёт конвекции $q_{КОНВ}$, передаёт теплоту путём теплопроводности теплоизоляционному материалу аэрогелю $q_{АГ}$.

Теперь, когда в полёте для внешней поверхности крыла ПКА известны критерии Рейнольдса Re и Прандтля Pr, можно рассчитать критерий теплообмена Нуссельта Nu, а затем по этому критерию определить коэффициент теплопередачи при конвективном теплообмене при обтекании воздухом внешней поверхности крыла.

Для расчёта конвективного теплообмена на внешней поверхности крыла можно использовать соотношения (*Авдуевский В.С. и др.*, 1975; *Юдаев Б.Н.*, 1988):

при $Re<10^5$, $Nu=(\alpha_W\times b_{СР})/\lambda_В=0{,}323\ Re^{0,5}\times Pr^{0,33}\times$
$\times(Pr/Pr_W)^{0,25}$;

при $10^5<Re<10^7$, $Nu=0{,}0296\ Re^{0,8}\times Pr^{0,43}$,

где α_W – коэффициент конвективного теплообмена на внешней поверхности крыла;

Pr – число Прандтля при температуре воздуха, обтекающего внешнюю поверхность крыла;

Pr_W – число Прандтля при температуре воздуха на поверхности крыла.

Поскольку режим обтекания внешней поверхности крыла является турбулентным и число Рейнольдса $10^5<Re=5{,}75\times 10^5$, то для расчёта температуры внешней поверхности крыла используем и соответствующий критерий Нуссельта:

$Nu=0{,}0296\ Re^{0,8}\times Pr^{0,43}=0{,}0296\times(5{,}75\times 10^5)^{0,8}\times(0{,}7)^{0,43}=$
$=1029$.

По критерию Нуссельта рассчитываем коэффициент конвективного теплообмена между внешней поверхностью крыла и обтекающим его воздухом:

$\alpha_{W1}=Nu\times\lambda_В/b_{СР}=(1029\times 0{,}0197)/2{,}4=8{,}5$ Вт/(м$^2\times$К),

где $\lambda_В$=1,97×10^{-2} Вт/(м×К) при T=220 К=–53°С (*Чиркин В.С.*, 1968);

$b_{СР}$=2,4 м – средняя хорда крыла.

За время многочасового полёта в стратосфере на крыльях ПКА устанавливается равновесный режим теплообмена и производная температуры по времени $dT/d\tau$=0.

Используем уравнение теплового баланса и запишем уравнение для равновесной температуры на внешней поверхности крыла с солнечными панелями: $c_0\times\rho\times\delta\times(dT_И/d\tau)=\Sigma q$.

Запишем уравнение теплового баланса в развёрнутом виде:

$c_0\times\rho\times\delta\times(dT_И/d\tau)=q_С-q_{КОНВ}-q_{ИЗЛ}-q_{АГ}$,

где c_0 – удельная теплоёмкость материала внешней поверхности крыла с солнечными батареями;

ρ – плотность материала внешней поверхности крыла с солнечными батареями;

δ≈1 мм – толщина внешней поверхности крыла (т.е. многослойных солнечных батарей).

Поскольку $dT/d\tau$=0, то левая часть уравнения теплового баланса равна нулю и уравнение принимает вид:

$q_С=q_{КОНВ\ 1}-q_{ИЗЛ\ 1}-q_{АГ}$.

В этом уравнении:

- $q_С$=1370 Вт/м^2 – плотность потока солнечного излучения на 1 м^2 внешней поверхности крыла;
- $q_{КОНВ\ 1}=\alpha_И\times(T_{И1}-T_r)$ – удельный конвективный тепловой поток от внешней поверхности крыла к обтекающему воздуху;
- $q_{ИЗЛ\ В}=\sigma\times\varepsilon\times(T_{И1})^4$ – удельный тепловой поток излучения от внешней поверхности крыла в окружающее пространство;
- σ=5,68×10^{-8} Вт/(м^2×К^4) – постоянная Стефана – Больцмана;
- ε – степень черноты внешней поверхности крыла, принимаем ε=0,3.
- $q_{АГ}=\lambda_{АГ}\times(T_{И1}-T_{И2})/\delta_{АГ}$ – удельный тепловой поток, передаваемый путём теплопроводности от внешней поверхности крыла с температурой $T_{И1}$ через теплоизоляционный аэрогель нижней поверхности крыла с температурой $T_{И2}$. Считаем, что процесс теплопередачи в данном случае описывается уравнением теплопроводности для твёрдого тела и без источников тепла,

где $\lambda_{АГ}$=0,02 Вт/(м×К) при T=300 К (*Иванов Н.Н. и др.*, 2011) и $\delta_{АГ}$=0,02 м.

Далее переписываем уравнение теплового баланса в виде

$q_С$=1370 Вт/м^2=$q_{КОНВ}+q_{ИЗЛ}+q_{АГ}=\alpha_И\times(T_{И1}-T_r)+\sigma\times\varepsilon\times\times(T_{И1})^4+\lambda_{АГ}\times(T_{И1}-T_{И2})/\delta_{АГ}$=8,5 Вт/(м^2×К)×($T_{И1}$–220)++(5,68×10^{-8}Вт/(м^2×К^4)×0,3×$(T_{W1})^4$)+(0,02Вт/(м×К)××($T_{И1}-T_{И2}$)К/0,02 м).

Упростив последнее уравнение, имеем

$9{,}5T_{И1}+1{,}7\times10^{-8}\times(T_{И1})^4=3240+T_{И2}$.

В этом уравнении $T_{И1}$ и $T_{И2}$ – неизвестные температуры.

4. Расчёт режима обтекания и теплообмена нижней поверхности крыла ПКА

При угле атаки крыла ПКА α=10° средняя скорость воздушного потока у нижней поверхности крыла $W_Н$=46,8 м/с. Рассчитываем число Рейнольдса и коэффициенты трения для нижней поверхности крыла. Используем на высоте H_2=22 км величину кинематической вязкости воздуха (*Авиация*, 1994): $\nu_В$=2,22×10^{-4} м^2/с. Согласно методике, представленной выше:

- число Рейнольдса Re=5,1×10^5, режим обтекания нижней поверхности крыла турбулентный;
- толщина динамического турбулентного пограничного слоя, образующегося на нижней поверхности крыла, $\delta_Д$=6,4×10^{-2} м=6,4 см;
- местный коэффициент трения для нижней поверхности крыла $c_f=f$(Re)=0,0043;
- полный коэффициент трения для нижней поверхности крыла $c_{f\Sigma}$=0,0054;
- температура восстановления воздушного потока на нижней поверхности крыла T_r=219,5 К=–53,5°С.

Для нижней поверхности крыла, как и для верхней поверхности, используем температуру восстановления T_r=219,5 К≈220 К=–53°С.

Критерий Нуссельта для нижней поверхности крыла

Nu=0,0296 $Re^{0,8}\times Pr^{0,43}$=0,0296×(5,1×10^5)^{0,8}×(0,7)^{0,4}≈≈935.

Коэффициент конвективного теплообмена между нижней поверхностью крыла $\alpha_{И2}=Nu\times\lambda_В/b_{СР}$==(935×0,0197)/2,4=7,67 Вт/(м^2×К).

Используем снова уравнение теплового баланса и уравнение для равновесной температуры на нижней поверхности крыла, когда производная $dT/d\tau$=0

$q_З+q_{АГ}=q_{КОНВ\ 2}+q_{ИЗЛ\ 2}$.

В развёрнутом виде это уравнение

420 Вт/м$^2+\lambda_{АГ}\times(T_{И1}-T_{И2})/\delta_{АГ}=\alpha_{И2}\times(T_{И2}-T_r)+\sigma\times\varepsilon\times(T_{И2})^4$

или

420Вт/м^2+0,02×($T_{И1}-T_{И2}$)/0,02=7,67×($T_{И2}$–220)+(5,68××10^{-8}Вт/(м^2×К^4)×0,3×$(T_{И2})^4$).

Мы получили два уравнения с двумя неизвестными температурами $T_{И1}$ и $T_{И2}$. Для определения температур $T_{И1}$ и $T_{И2}$ двух уравнений достаточно:

$q_С=q_{КОНВ\ 1}+q_{ИЗЛ\ 1}+q_{АГ}$=1370 Вт/м$^2=\alpha_{И1}\times(T_{И1}-T_r)+\sigma\times\varepsilon\times\times(T_{И1})^4+\lambda_{АГ}\times(T_{И1}-T_{И2})/\delta_{АГ}$;

$q_З+q_{АГ}=q_{КОНВ\ 2}+q_{ИЗЛ\ 2}$=420 Вт/м$^2+\lambda_{АГ}\times(T_{И1}-T_{И2})/\delta_{АГ}$==$\alpha_{И2}\times(T_{И2}-T_r)+\sigma\times\varepsilon\times(T_{И2})^4$.

Согласно расчётным исследованиям, проведённым с использованием ПКА, было получено, что температура внешней поверхности крыла, т.е. температура нагрева солнечных батарей, равна

T_{W1}=344,4 К=71,4°С,

а температура нижней поверхности крыла

T_{W2}=271,9 К=–1,1°С.

На околоземной орбите металлические конструкции КА под прямыми лучами Солнца могут прогреваться до 160°С, а в тени – охлаждаться до –100°С.

В полёте ПКА при равновесном теплообмене с обтекающим воздухом представляют интерес оценки величин тепловыделения с внешней поверхности крыла относительно потока воздействующего солнечного излучения: т.е. при конвективном теплообмене, собственном излучении и при передаче теплоты теплопроводностью:

$q_{\text{КОНВ }1}/q_{\text{С}}=\alpha_W\times(T_{W1}-T_r)/q_{\text{С}}$=77,2% – основной отток теплоты;

$q_{\text{ИЗЛ }1}/q_{\text{С}}=\sigma\times\varepsilon\times(T_{W1})^4/q_{\text{С}}$=17,5%;

$q_{\text{АГ}}/q_{\text{С}}=\lambda_{\text{АГ}}\times(T_{W1}-T_{W2})/\delta_{\text{АГ}}/q_{\text{С}}$=5,3%.

Далее как пример рассчитаем падение напряжения фотоэлектрического преобразователя из арсенида галлия на германиевой подложке типа 3G30C (совокупность ФЭП образует солнечную батарею на крыле ПКА) в зависимости от рассчитанной температуры T_{W1}=344,4 К=71,4°С. Расчёт проводим по эмпирическому соотношению, используемому в АО «НПО Лавочкина»:

$U_{TW1}=U_{T=301}-U_{T=301}\times\alpha\times(T_{W1}-301)=2,69-2,69\times$
$\times0,0066\times(344,4-301)=2,38$ В,

где U_{TW1} – напряжение ФЭП при температуре T_{W1}=344,4 К=71,4°С; $U_{T=301}$=2,69 В – напряжение ФЭП при стандартной температуре T=301 К=28°С; α=0,0026 В/К – опытный коэффициент.

Расчёт показал, что при T_{W1}=344,4 К происходит падение напряжения ФЭП на ΔU=0,31 В или на 11,5%.

заключение

Выполненные расчётные исследования показали, что при длительном непрерывном полёте ПКА в стратосфере на высоте H=22 км со скоростью W=170 км/час внешние с солнечными батареями и нижние поверхности крыльев нагреваются до T_{W1}=344,4 К=71,4°С и охлаждаются до T_{W2}=271,9 К=–1,1°С соответственно. Нагрев единичного ФЭП солнечной батареи приводит к падению напряжения на ΔU=0,31 В или на 11,5%. Данные результаты, которые следует проверить в натурном эксперименте, могут быть полезными при длительных непрерывных полётах ПКА и иных беспилотных ЛА в стратосфере.

Считаем своим долгом отметить, что энтузиастами и организаторами данного направления работ в НПО им. С.А. Лавочкина были: ветеран предприятия, лауреат Ленинской премии и многих других наград Чесноков Анатолий Григорьевич; доктор технических наук, профессор Пичхадзе Константин Михайлович; кандидаты технических наук Таргамадзе Реваз Чолаевич и Моишеев Александр Александрович.

Авторы благодарят также А.И. Назимко, В.Ю. Золотарева, С.А. Сыромятникова (АО «НПО Лавочкина), Е.А. Иванову (НИУ ВШЭ).

список литературы

Авдуевский В.С. и др. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике. М.: Машиностроение, 1975. 623 с.

Авиация: энциклопедия / Глав. ред. Г.П. Свищев. М.: БРЭ, 1994. 736 с.

Иванов Н.Н., Иванов А.Н. Теплоизоляционный аэрогель и пьезоактивная пленка PVDF – современные перспективные материалы для космической техники и космического приборостроения // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. № 2. С. 46-52.

Клименко Н.Н. Малые космические аппараты: ожидания и реальность // Воздушно-космическая сфера. 2016. № 3/4. С. 90-91.

Клименко Н.Н. Псевдокосмические аппараты для длительного непрерывного наблюдения локальных районов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 4. С. 122-133.

Новичкова С. Новый тип носителя // Новатор. Февраль 2017. № 9 (1977). С. 7.

Павельцев П. BLITS поврежден космическим мусором? // Новости космонавтики. 2013. № 4. С. 59.

Прогнозы. Энергетика. Экология, Экономика: сборник. 2007. № 11. С. 85-95.

Таблицы физических величин: справочник / Под ред. И.К. Кикоина. М.: Атомиздат, 1976. 1008 с.

Троянова А. Миссия на краю Космоса // Бауманец. 2018. № 4 (3575). 6 с.

Фабрикант Н.Я. Аэродинамика. М.: Наука, 1964. 816 с.

Фаворский О.Н., Каданер Я.С. Вопросы теплообмена в космосе. М.: Высшая школа, 1972. 280 с.

Физические величины: справочник / Под ред. И.С. Григорьева и Е.З. Мейлихова. М.: Энергоатомиздат, 1991. 1232 с.

Черный В.Г., Майорова В.И. Астрономия в космонавтике. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2008. 198 с.

Чиркин В.С. Теплофизические свойства материалов ядерной техники. М.: Атомиздат, 1968. 484 с.

Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя. М.: Наука, 1969. 742 с.

Юдаев Б.Н. Техническая термодинамика. Теплопередача. М.: Высшая школа, 1988. 479 с.

Статья поступила в редакцию 17.05.2018 г.

ТРЕБОВАНИЯ К МАТЕРИАЛАМ ДЛЯ ПУБЛИКАЦИИ В ЖУРНАЛЕ

1. К публикации в журнале «Вестник «НПО им. С.А. Лавочкина» принимаются статьи по космическим технике и технологиям, отвечающие критериям ВАК РФ по научной новизне и апробации представленных результатов натурными экспериментами (испытаниями), летной эксплуатацией или патентами на изобретения (полезные модели). Тема и основное содержание статей предварительно согласовываются с редколлегией журнала.

2. Статьи из других организаций направляются в адрес АО «НПО Лавочкина» с сопроводительным письмом на имя генерального директора. К статье необходимо приложить оформленный акт экспертизы, заключение комиссии по экспортному контролю и рецензию.

3. Между авторами статей и редакцией журнала заключается лицензионный договор о передаче неисключительных прав.

4. Статья должна быть подписана всеми авторами. Объём статьи не должен превышать 15 страниц текста и 8 рисунков. Все страницы должны быть пронумерованы.

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

6. Рукопись статьи предоставляется в одном экземпляре, напечатанном на принтере на одной стороне стандартного листа формата **А4**.

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

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

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

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

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

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

13. К статье следует приложить диск с файлами:
- сформированной статьи;
- рисунков, графиков (выполняются в форматах **jpeg** или **tiff** с разрешением не менее 300 dpi и размером не более формата А4);
- фотографий авторов (размер фотографий не менее 10×15);
- сведений об авторах.

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

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

издатель
ОРДЕНА ЛЕНИНА, ДВАЖДЫ ОРДЕНОВ ТРУДОВОГО КРАСНОГО ЗНАМЕНИ
АО «НПО ЛАВОЧКИНА»
редактор В.В. Ефанов
технический редактор А.В. Савченко
корректоры М.С. Винниченко, Н.В. Пригородова
вёрстка А.Ю. Титова
художественное оформление журнала, обложек, оригинал-макета –
«СТУДИЯ Вячеслава М. ДАВЫДОВА»
подписано в печать 29.11.2018. формат 60×84/$_8$.
бумага офсетная. печать офсетная. объём 11,5 печ. л. тираж 300 экз. цена свободная

отпечатано с готового оригинал-макета в типографии ООО «СИНТЕРИЯ»
109316, город Москва, проспект Волгоградский, д. 43, корп. 3

ВЕСТНИК
НПО имени С.А. ЛАВОЧКИНА

подписку на журнал
ВЕСТНИК
НПО имени С.А. Лавочкина
можно оформить на почте.
подписной индекс № **37156**
в каталоге «Газеты и журналы»
(Роспечать)

141402, Московская область,
г. Химки, ул. Ленинградская, д. 24.
телефоны: (495) 575-5563, (495) 575-5469,
факс: (495) 575-0068
vestnik@laspace.ru
http://www.vestnik.laspace.ru

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

включён:

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

основные тематические направления:

● ракетная и космическая наука и техника ● непилотируемые средства для исследования Луны, планет и космического пространства ● проектирование, расчёт, математическое моделирование, производство, эксплуатация, управление полётом, баллистика, космическая навигация и др.

журнал адресован учёным, специалистам, аспирантам и студентам научно-исследовательских институтов, опытно-конструкторских бюро, университетов и промышленности, занимающихся решением теоретических и практических проблем

идея В. Давыдов · съёмка Д. Моисеенко · комп. обр. А. Титова

ВЕСТНИК
4 2018
октябрь
декабрь

Межорбитальные космические буксиры «Фрегат», «Фрегат-МТ», «Фрегат-СБУ» значительно увеличивают возможности ракет космического назначения среднего класса «Союз-2» и «Союз-5». В настоящее время осуществлено 70 запусков, выведено на рабочие и отлётные орбиты 221 автоматических космических аппаратов.

70-Й

ЗАПУСК МЕЖОРБИТАЛЬНОГО КОСМИЧЕСКОГО БУКСИРА «ФРЕГАТ» ИЗ ГВИАНСКОГО КОСМИЧЕСКОГО ЦЕНТРА СОСТОЯЛСЯ 7 НОЯБРЯ 2018 ГОДА КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ «MetOp-C» ВЫВЕДЕН НА РАБОЧУЮ ОРБИТУ

фото ARIANESPACE

ПАРАМЕТРЫ МЕЖОРБИТАЛЬНОГО КОСМИЧЕСКОГО БУКСИРА «ФРЕГАТ»

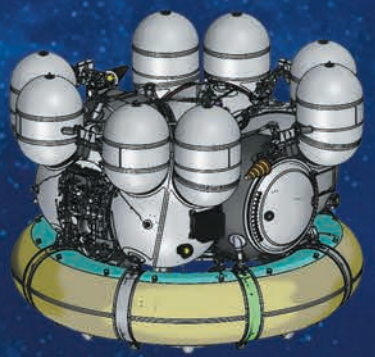
параметры	«Фрегат»	«Фрегат-МТ»	«Фрегат-СБУ»
начальная масса с максимальной заправкой	6235	7640	15500
конечная масса	925	1035	1080
габариты: высота/диаметр (описанный), мм	1875/3440	1945/3800	2950/3890
компоненты топлива: окислитель/горючее	АТ/НДМГ	АТ/НДМГ	АТ/НДМГ
максимальный рабочий запас топлива/полная заправка, кг	5235/5307	6550/6650	14090/13900
тяга МДУ: режим БТ/МТ, кгс	2016±100/ 1411±150	2016±100/ 1411±150	2016±100/ 1411±150
удельный импульс: режим БТ/МТ, с	333,2/320	333,2/320	333,2/320
максимальное число включений маршевого двигателя	7	7	7

ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ ВОЗМОЖНОСТИ РКН «СОЮЗ-5» С МКБ «ФРЕГАТ-СБУ» ПРИ ЗАПУСКЕ С КОСМОДРОМОВ БАЙКОНУР/ВОСТОЧНЫЙ/МОРСКОЙ СТАРТ

целевая орбита	масса ПН, кг
высокоэллиптическая (T=12 ч, i=62,8°)	4900/4900
высокая круговая ($H_{кр}$ – 20000 км, i=64,8°)	4650/4650
геопереходная, $\Delta V_{КА}$=1500 м/с	5200/5200/7700
геостационарная	2750/2750/4380

универсальный межорбитальный космический буксир «Фрегат-СБУ» создаётся на базе «Фрегата», отличается наличием дополнительного сбрасываемого бака

по массовым и энергетическим параметрам «Фрегат-СБУ» обеспечивает оптимальные характеристики ракеты космического назначения «Союз-5» по выводимой массе полезной нагрузки

межорбитальный космический буксир «Фрегат-СБУ» используется в составе ракет космического назначения среднего класса и обеспечивает:

- перевод одного или нескольких автоматических аппаратов с опорной на рабочую орбиту или отлётную траекторию;
- его увод с рабочей орбиты;
- разведение космических аппаратов по рабочим орбитам при групповом запуске и др.