

ВЕСТНИК 2

НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА

/ 44
2019
а п р е л ь
и ю н ь



29 ИЮЛЯ 1939 ГОДА
ОБРАЗОВАНО АВИАЦИОННОЕ
ОПЫТНО-КОНСТРУКТОРСКОЕ
БЮРО АО «НПО ЛАВОЧКИНА»
читайте на стр. 3-18



**Заседание общественного совета Роскосмоса
прошло в АО «НПО Лавочкина»
25 апреля 2019 года.**

**Рассмотрена перспективная программа
фундаментальных научных космических
исследований.**



с о д е р ж а н и е

Ширшаков А.Е., Карчаев Х.Ж., Моишеев А.А., Лоханов И.В.
На шаг впереди (к 80-летию ОКБ НПО имени С.А. Лавочкина) 3

Финченко В.С., Иванков А.А., Голомазов М.М., Шматов С.И.
О применении надувных тормозных устройств в конструкции аппаратов, предназначенных для исследования Венеры 19

Занин К.А., Москатиных И.В.
Основные направления развития зарубежных оптико-электронных космических систем дистанционного зондирования Земли (обзор) 28

Матвеев Ю.А., Позин А.А., Шершаков В.М.
Системные вопросы создания ракет-носителей сверхлёгкого класса 37

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 4. Аналитическая модель орбитальной группировки низкоорбитальных КА и псевдокосмических аппаратов для наблюдения станций спутниковой связи в локальных районах 44

Милюков В.К., Бурданов А.В., Жамков А.С., Жаров В.Е., Ивлев О.А., Нестерин И.М., Сысоев В.К.
Анализ ключевых технологий космического комплекса для геофизических исследований. Требуемые точности и технические решения 55

Старченко А.Е.
Сглаживание функции эквивалентного потока в задаче минимизации деградации солнечных батарей при выведении на геостационарную орбиту 65

Дудкин К.К., Алифанов О.М.
Определение теплофизических характеристик лунного грунта при помощи солнечного тепла 74

Петров А.С., Прилуцкий А.А., Волченков А.С.
Анализ уровня мощности в боковых лепестках диаграмм направленности планарных излучателей с различными формами апертуры 81

Абдурахимов А.А., Левандович А.В.
Моделирование функционирования повреждённых солнечных батарей систем электроснабжения космических аппаратов 90

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

ежеквартальный научно-технический журнал издаётся с 2009 года

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

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

у ч р е д и т е л ь

АО «НПО ЛАВОЧКИНА».

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

ISSN 2075-6941



19002



9 772075 694002

chief editor –
c.sc. (ec.) **Kh.Zh. Karchayev**
 deputy chief editor –
d.eng., professor **V.V. Efanov**
editorial board
 member of
 UA USSR, URA **V.M. Davydov**
d.eng. **K.A. Zanin**
d.eng. **A.A. Ivankov**
c.sc. (eng.) **A.A. Moisehev**
d.eng. **A.E. Nazarov**
A.V. Savchenko
d.eng., professor **S.N. Shevchenko**
c.sc. (eng.) **A.E. Shirshakov**

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

**the journal is a reviewed
 publication**

f o u n d e r
 «LAVOCHKIN ASSOCIATION»

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

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

Shirshakov A.E., Karchayev Kh.Zh., Moisehev A.A., Lokhanov I.V.
 One step ahead (on the occasion of the 80th anniversary of the Design Bureau of Lavochkin Science and Production Association) 3

Finchenko V.S., Ivankov A.A., Golomazov M.M., Shmatov S.I.
 On the use of inflatable braking devices in the design of devices designed for the study of Venus. 19

Zanin K.A., Moskatinev I.V.
 Principle directions of development of foreign Earth remote sensing electro-optical space systems (review) 28

Matveev Y.A., Pozin A.A., Shershakov V.M.
 System level issues of the ultralight class launchers development 37

Kliimenko N.N.
 Analytical models for estimation of LEO satellites capabilities to detect, geolocate and identify C-, X-, Ku-, Ka-band satellite communications terminals.
 Part 4. Analytical model of LEO satellites and pseudo-satellites constellation for surveillance of satellite communications terminals in local areas 44

Milyukov V.K., Burdanov A.V., Zhamkov A.S., Zharov V.E., Ivlev O.A., Nesterin I.M., Sysoev V.K.
 Key technologies of the space complex for geophysical investigations analysis. Required accuracies and technical solutions 55

Starchenko A.E.
 Equivalent Flux Smoothing in the Problem of Solar Cells Radiation Degradation Minimization during a Low-Thrust Geostationary Orbit Insertion 65

Dudkin K.K., Alifanov O.M.
 Determination of the thermophysical characteristics of the lunar soil using solar heat 74

Petrov A.S., Prilutskiy A.A., Volchenkov A.S.
 Comparative side-lobe structure analysis of planar antennas with different aperture forms 81

Abdurahimov A.A., Levandovich A.V.
 Modeling of the functioning of damaged solar panels of power supply system of spacecraft. 90

the journal is a reviewed publication

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

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

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

НА ШАГ ВПЕРЕДИ (К 80-ЛЕТИЮ ОКБ НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА)



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



Х.Ж. Карчаев¹,
кандидат
экономических наук,
kar@laspace.ru;
Kh.Zh. Karchaev

В статье содержится ретроспективный обзор работ, проведённых в опытно-конструкторском бюро (ныне – Служба генерального конструктора) НПО им. С.А. Лавочкина, начиная с 30-х годов прошлого века и по настоящее время, а также описание перспективных проектов.

Ключевые слова: самолёты-истребители «Ла»; ЗРК С-25; МКР «Буря»; космические аппараты серий «ЛУНА», «ВЕНЕРА», «МАРС»; астрофизические обсерватории «АСТРОН», «ГРАНАТ», «СПЕКТР»; гидрометеорологические аппараты «АРКТИКА» и «ЭЛЕКТРО-Л».

DOI: 10.26162/LS.2019.44.2.001

Научно-производственное объединение имени С.А. Лавочкина – уникальное явление среди других предприятий Госкорпорации «Роскосмос». Пожалуй, нигде больше нет столь разноплановой программы разработки и производства автоматических космических комплексов для прикладных научных исследований объектов ближнего и дальнего космоса. Каждый новый проект АО «НПО Лавочкина» – это материализация передовых идей и оригинальных решений, рождённых в конструкторских подразделениях Общества. Поэтому неслучайно, юбилей ОКБ – знаковое событие не только

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

ONE STEP AHEAD (ON THE OCCASION OF THE 80TH ANNIVERSARY OF THE DESIGN BUREAU OF LAVOCHKIN SCIENCE AND PRODUCTION ASSOCIATION)



А.А. Моисеев¹,
кандидат
технических наук,
moisheev@laspace.ru;
A.A. Moisheev



И.В. Лоханов¹,
кандидат
технических наук,
lokhanov@laspace.ru;
I.V. Lokhanov

The article presents a lookback summary of the activities executed by the experimental design bureau (nowadays General Designer's office) of Lavochkin Association, starting from the thirties of the last century till present, as well as a description of the future projects.

Key words: «LA» fighters; S-25 air defense system; «Burya» intercontinental cruise missile; family satellites «LUNA», «VENERA», «MARS»; astrophysics observatories «ASTRON», «GRANAT», «SPEKTR»; hydrometeo satellites «ARKTIKA» and «ELEKTRO-L».

для лавочкинцев, но и для всей космической отрасли страны.

1. Начало пути

Во второй половине 1930-х годов милитаризация экономики фашистской Германии, усиление территориальных притязаний Японии на Дальнем Востоке свидетельствовали о том, что война не за горами. Все более актуальной становилась задача скорейшего технического перевооружения Красной Армии, поставка в войска новых образцов военной техники.

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

Правительство страны обратилось к самолётостроителям с призывом сосредоточить усилия на поиске новых конструкторских решений, позволяющих существенно улучшить тактико-технические характеристики боевых самолётов, не уступающие зарубежным аналогам, и оперативно запустить лучшие образцы в серийное производство. Семён Алексеевич Лавочкин в содружестве с Владимиром Петровичем Горбуновым и Михаилом Ивановичем Гудковым разработали проект скоростного истребителя для ведения активного воздушного боя, для поражения и уничтожения самолётов противника мощным огнём в сочетании с большой скоростью полёта и высокой маневренностью.

Проект был одобрен, и 29 июля 1939 года было образовано Опытно-конструкторское бюро (ОКБ) для проектирования и изготовления двух опытных образцов скоростного цельнодеревянного истребителя. (*Космический полёт НПО имени С.А. Лавочкина*, 2010). Для изготовления самолёта был определён Химкинский авиационный завод № 301.

ОКБ создавалось с нуля, в основном за счёт привлечения бывших сотрудников авиационных КБ Д.П. Григоровича и А.В. Сильванского. Истребитель И-301, названный позже ЛаГГ-1, создан был небольшим коллективом (около сотни человек) меньше чем за год. Как только проект получил официальное признание, коллегия Наркомата авиационной промышленности назначила Семёна Алексеевича Лавочкина ответственным конструктором проекта (*Космический полёт НПО им. С.А. Лавочкина*, 2010). Так появились истребители серии «ЛаГГ» (Лавочкин – Горбунов – Гудков).

Была сделана ставка на машину с максимальным использованием в её конструкции дерева (дельта-древесины), что обещало большую экономию дефицитных стальных труб и дорогостоящих дюралюминиевых деталей.

Высшим руководством ВВС СССР для истребителя ЛаГГ-1 с мотором М-105П водяного охлаждения мощностью в 1050 л.с. были заданы предельные характеристики: максимальная скорость горизонтального полёта – 650 км/ч, максимальная дальность – 600 км, высота полёта – до 12000 м, вооружение – скорострельная пушка 23 мм, по два пулемета ШКАС и крупнокалиберных БС, а также возможность подвески восьми реактивных снарядов РС-82.

В марте 1940 года ЛаГГ-1 совершил первый полёт, а доработанный самолёт под именем ЛаГГ-3 (рисунок 1) в конце 1940 года был запущен в серийное производство. Серийный ЛаГГ-3 имел отличное вооружение. В 1942–1943 годах самолёты, вооружённые 37-миллиметровыми пушками конструкции А.Э. Нудельмана и Б.Г. Шпитального, часто применяли в качестве штурмовиков.



рисунок 1. Истребитель ЛаГГ-3

В преддверии войны С.А. Лавочкин был направлен в город Горький на завод им. Орджоникидзе № 21 для организации серийного производства ЛаГГ-3. Уже при создании своего первого самолёта Семён Алексеевич проявил себя в подходе к решению научно-технических проблем как новатор, первооткрыватель, конструктор с обострённым чувством нового, идущий в своих проектах на шаг впереди. Его любимое выражение: «При создании летательных аппаратов есть закон: хорошо не то, что хорошо сегодня, а то, что будет хорошо и завтра!». Понимая, что возможности боевого истребителя необходимо наращивать, Лавочкин сумел заменить двигатель М-105 на более мощный двигатель воздушного охлаждения (М-82), применявшийся до этого только на бомбардировщиках. В сентябре 1942 года новый истребитель, получивший название Ла-5, впервые и весьма эффективно участвовал в сражениях за Сталинград, а его последующая модификация Ла-5ФН (рисунок 2) достиг превосходства над фашистскими истребителями Мессершмитт-109 и Фокке-Вульф-190 в боях на Курском направлении.

Доработав аэродинамику истребителя, уменьшив его массу за счёт применения в конструкции алюминиевых сплавов и резко увеличив скороподъёмность, работники ОКБ смогли создать самолёт Ла-7 (рисунок 3), признанный лучшим советским истребителем времен войны.



рисунок 2. Истребитель Ла-5



рисунок 3. Истребитель Ла-7

Теперь пришла очередь советских лётчиков успешно вести бои с превосходящим по численности противником. По фактам боевого применения и отзывам лётного состава, Ла-7 не имел себе равных до высоты 5000 метров.

2. От винта к турбине

С окончанием войны наступила эпоха реактивной авиации. Пришло время высоких скоростей, и большое значение приобрела задача поиска формы крыла. Проектно-конструкторские работы, проводимые в ОКБ, стали отличаться более высоким уровнем кооперации с ведущими профильными научно-исследовательскими учреждениями авиационной отрасли. Больше внимания в ОКБ стало уделяться математическим расчётам, наземной отработке, моделированию.

Теоретические изыскания в области аэродинамики больших скоростей привели к необходимости создания стреловидного крыла. ОКБ-301 совместно с ЦАГИ спроектировало, изготовило и испытало в 1947 году первый отечественный истребитель со стреловидным крылом Ла-160.

В декабре 1948 года реактивный Ла-176 (рисунок 4) с крылом стреловидностью 45° первым в стране преодолел звуковой барьер в полёте со снижением (Шавров В.Б., 1988; Якубович Н.В., 2002).

Следующим этапом работы ОКБ стало создание в 1956 году высотного истребителя-перехватчика Ла-250 «Анаконда» (рисунок 5).

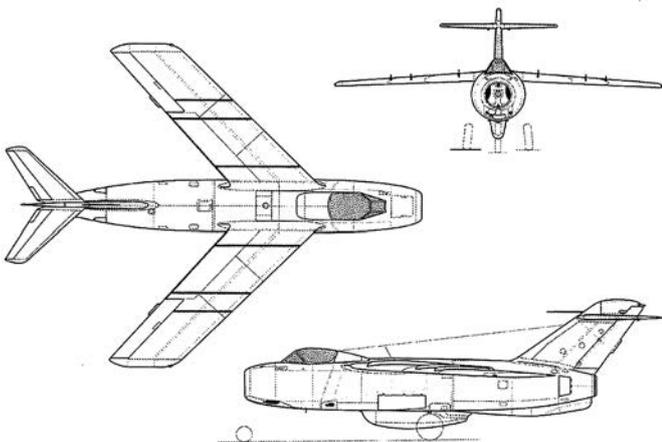


рисунок 4. Истребитель Ла-176

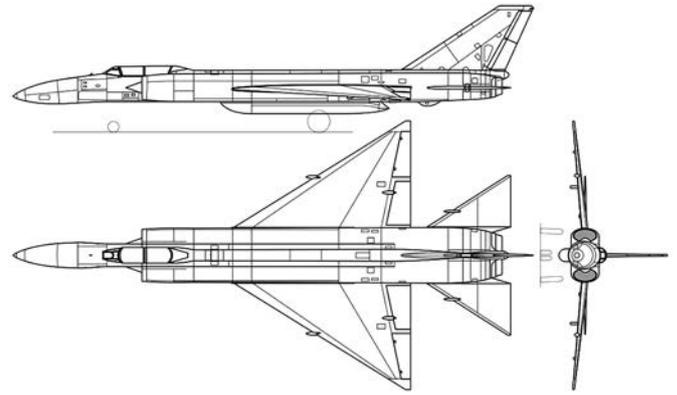


рисунок 5. Барражирующий перехватчик Ла-250

Министерство авиационной промышленности поддержало предложение С.А. Лавочкина о создании сверхзвукового барражирующего перехватчика и подготовило проект постановления Совета министров.

Самолёт должен был оснащаться управляемыми ракетами для перехвата на удалении до 500 км от аэродрома базирования целей, летящих на высотах до 20000 м со скоростью 1250 км/ч. С.А. Лавочкин взял на себя непростую задачу – создание не только перехватчика, но и управляемой по радиоканалу ракеты. Многие в проекте были впервые: от аэродинамических компоновок, конструктивно-технологических решений, систем управления, силовых установок до радиолокационного прицела. В этой машине был впервые применён ряд конструкторских новшеств, а именно:

- два реактивных двигателя размещались в хвостовой части фюзеляжа, поэтому для подвода воздуха впервые были применены воздухозаборные устройства, идущие вдоль всего корпуса по правому и левому борту;
- для снижения лобового сопротивления обе ракеты подвешивались в полуутопленном положении под фюзеляжем друг за другом и перед стартом опускались с помощью устройства на основе параллелограмма;
- впервые на перехватчике, кроме лётчика, размещался второй член экипажа – оператор;
- в конструкции были предусмотрены противообледенительные устройства;
- для улучшения обзора из кабины пилота носовой обтекатель бортовой РЛС скошен вниз.

Испытания реактивных первенцев ОКБ-301 позволили получить неоценимый опыт по проектированию и отработке отечественной реактивной авиации. К этому времени в ОКБ-301 сформировалась конструкторская школа С.А. Лавочкина, способная решать сложные научно-технические задачи совместно с учеными Академии наук, с ведущими НИИ авиационной промышленности – ЦАГИ, ЛИИ, ЦИАМ, ВИАМ и др.

Характерные особенности коллектива:

- оригинальная и тщательно проработанная проектная документация (И.Н. Федоров, Н.С. Черняков, В.А. Пирлик);
- высокопрофессиональное проведение аэродинамических, тепловых и прочностных расчётов (Н.А. Хейфиц, М.К. Рождественский, А.Т. Улубеков, И.А. Свердлов);
- уникальные конструктивно-технологические решения (М.И. Татаринцев, Н.Г. Путин, А.Л. Гуревич, А.К. Большаков, К.Н. Бажанов, Н.А. Кондрашов, Л.Н. Михайлов, В.А. Кривякин, Н.Н. Горшков, Е.Д. Немешаев, В.Е. Ишевский, Н.И. Гоген, С.И. Крупкин, Е.А. Вайнер, И.М. Малёв, В.А. Петров и др.);
- анализ результатов испытаний создаваемой техники, развитие и совершенствование наземной экспериментальной базы ОКБ (Л.А. Закс, М.Л. Барановский, И.А. Домбровский, Н.Д. Копырин, А.В. Кантор, С.К. Костриченко, В.И. Хрипков).

В 50-х годах в мировой практике авиастроения получили развитие лабораторно-стендовые испытания. Семён Алексеевич Лавочкин первым из советских авиаконструкторов решил дополнить свое КБ экспериментальной базой, которая позволяла перенести центр тяжести испытательной работы с воздуха на землю и доводить сложные самолётные системы на испытательных стендах. А лётные испытания должны были только подтвердить то, что отработано в лаборатории.

В конце 1945 года главным конструктором С.А. Лавочкиным было поручено работникам ОКБ С.К. Костриченко и В.И. Хрипкову задание по подготовке стенда для статических испытаний нового самолёта с реактивным двигателем. В содружестве со специалистами ЦАГИ была начата работа по созданию экспериментальной базы для прочностных и кинематических испытаний авиационной, а затем и ракетно-космической техники.

Электронно-вычислительные машины в тот же период только начинали входить в жизнь. С.А. Лавочкин обратился за помощью к академику С.А. Лебедеву, под руководством которого в нашей стране создавалась первая цифровая вычислительная машина (МЭСМ). Вскоре специальный стенд для отработки самолёта ЛА-250 был создан в ОКБ. Лётчик-испытатель М.Л. Галлай, вспоминая о том времени, рассказывал: «Сидя в кабине стенда, можно было действовать рычагами управления, а на экране осциллографов наблюдать за ответными действиями самолёта. За несколько минут работ на этом стенде мы с Шияновым в дым разбили «Анаконду» не меньше, чем по 10 раз каждый» (Ивановский О.Г. и др., 2000).

3. Ключи от неба

В середине прошлого века ОКБ С.А. Лавочкина становится одним из основных предприятий военно-промышленного комплекса СССР. Ему поручается создание новых средств защиты от воздушного нападения и новых видов стратегического сдерживания.

В сентябре 1950 года наше предприятие постановлением Правительства было назначено разработчиком зенитной управляемой ракеты системы ПВО «С-25» города Москвы. Это была первая в стране система противовоздушной обороны, базирующаяся на применении стационарных зенитных комплексов на основе секторных радиолокаторов, размещённых вокруг защищаемого объекта.

Перед коллективом ОКБ стояла задача разработки зенитных управляемых ракет класса «земля – воздух» (В-300 и В-500) и управляемых ракет класса «воздух – воздух». В этот период, по решению правительства, для участия в создании ракет в коллектив ОКБ-301 были направлены специалисты из НИИ-88: Д.К. Бронтман, Е.А. Вайнер, Н.В. Деревянский, Н.Д. Копырин, М.Б. Файнштейн и другие – всего около 50 опытных инженеров. Возглавлял группу Г.Н. Бабакин. Ракета В-300 (заводской индекс «205») была создана немногим более чем за год. В начале 1955 года система ПВО «С-25» была принята на вооружение. В дальнейшем ЗУР В-300 (рисунок 6) несколько раз модернизировалась в части совершенствования двигательной установки и увеличения поражающей способности.

В процессе создания и дальнейшей модификации ракеты в ОКБ С.А. Лавочкина был проделан большой объём работ по обеспечению длительного хранения ракет в заправленном состоянии, включая средства защиты от агрессивных компонентов топлива. Эти конструкторские наработки были использованы и в других ракетных системах ОКБ.

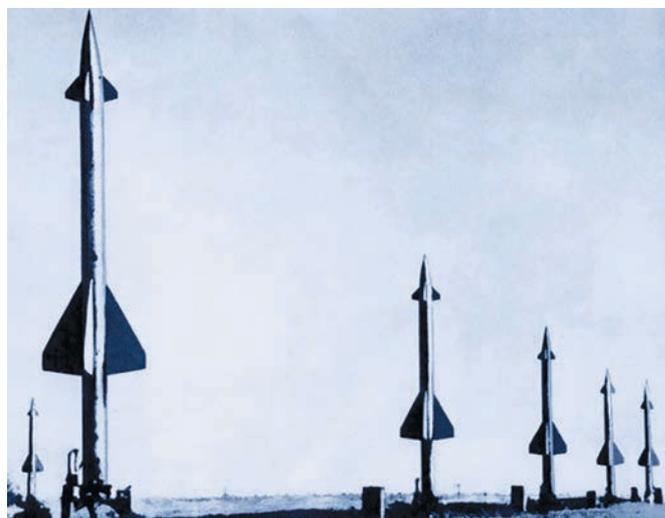


рисунок 6. Зенитная ракета В-300 ЗРК С-25

В 1955 году коллектив ОКБ-301 приступил к проектированию зенитной управляемой ракеты для системы ПВО «Даль» (заводской индекс ракеты – «400»). Работы велись в напряжённом ритме, основные проблемы были связаны с отладкой взаимодействия радиолокатора и электронно-вычислительной машины.

4. С континента на континент

В конце 40-х годов перед советскими конструкторами встал вопрос доставки ядерных боезарядов на большую дальность. Существующие и перспективные баллистические ракеты имели в то время недостаточную дальность полёта для поражения целей на территории вероятного противника, а самолёты для выполнения боевой задачи должны были преодолевать мощную систему ПВО противника.

Постановлением правительства 20 мая 1954 года ОКБ-301 С.А. Лавочкина поручалась разработка межконтинентальной ракеты для доставки ядерной боевой части, получившей название «Буря». К работам по программе «КРМД «Буря» («крылатая ракета межконтинентальной дальности») привлекли ОКБ-301 во главе с С.А. Лавочкиным, рисунок 7.



рисунок 7. Общий вид МКР «Буря»

Заданная скорость полёта МКР должна была соответствовать числу $M=3$, дальность – 8000 км. Руководил работами по «Буре» Н.С. Черняков, ставший в 1957 году главным конструктором по этой теме. Проведённые 18 испытательных запусков МКР «Буря» доказали возможность достижения характеристик, заданных в техническом задании, и обеспечения расчётной дальности действия.

Работа в области ракетостроения стала мощным импульсом для развития самого предприятия. Были созданы новые подразделения с углублённой спецификой, развивалась испытательная и производственная базы. При создании ракеты ОКБ провело большой объём исследований, были разработаны новые технологии и развито несколько важных направлений. Специально для «Бури» впервые была создана

астронавигационная система, освоено производство элементов конструкции из титановых сплавов, разработан сверхзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель, для расчётов начали применяться электронные цифровые вычислительные машины (*Космический полёт НПО имени С.А. Лавочкина*, 2010).

Успешно была решена задача устойчивой работы прямоточного двигателя на переходных режимах без возникновения эффекта помпажа.

К сожалению, «Буря», задуманная как прорывной проект, попросту не выдержала конкуренции с межконтинентальными баллистическими ракетами, появившимися в СССР в конце 50-х годов, вследствие чего, несмотря на ряд успешных испытательных полётов, проект был закрыт.

5. Через тернии к звёздам

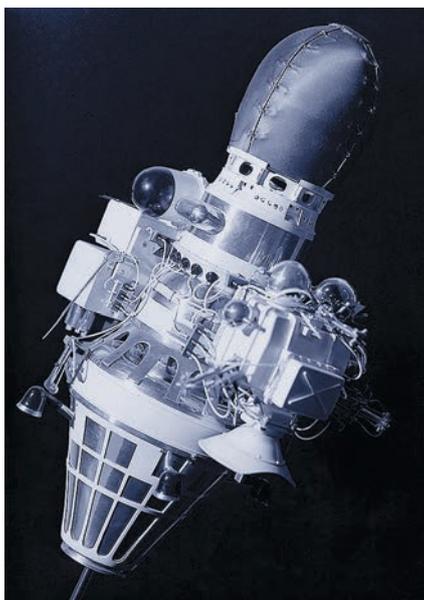
С 1965 года НПО имени С.А. Лавочкина переключается на космическую тематику, которая была передана вместе с заделом из ОКБ-1, возглавляемого С.П. Королёвым. НПО становится головным предприятием по созданию автоматических космических аппаратов для фундаментальных космических исследований. Такому решению способствовала уже известная в тот период научно-проектная школа Лавочкина, успешно создавшая широкий круг летательных аппаратов.

В последующие десятилетия в ОКБ под руководством главного конструктора Георгия Николаевича Бабакина созданы десятки аппаратов для исследования Луны и планет Солнечной системы.

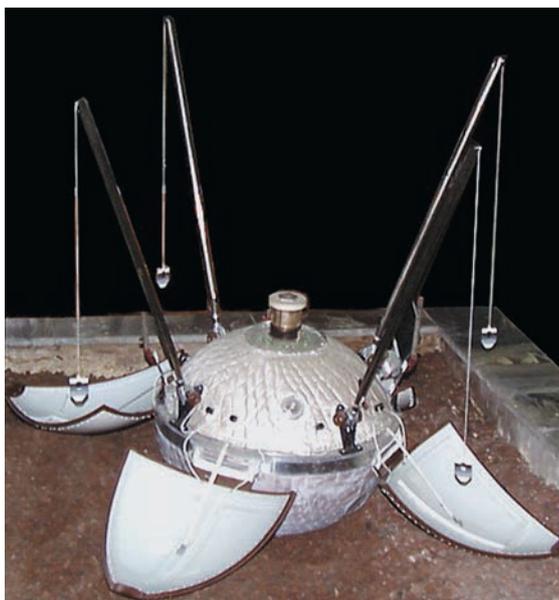
6. Лунная программа

К лунной тематике конструкторский коллектив Г.Н. Бабакина подключился в критический период времени, когда ни советские, ни американские аппараты не смогли доставить на поверхность спутника Земли научную аппаратуру в работоспособном состоянии. К моменту передачи в НПО тематики исследования Луны с помощью автоматических космических аппаратов ОКБ-1 С.П. Королёва выполнило двенадцать не вполне удачных запусков к Луне (*Автоматические космические аппараты...*, 2010).

Первым лунным аппаратом, впервые в мире совершившим посадку на естественный спутник Земли, стал КА «ЛУНА-9». В основном, КА был спроектирован с учётом задела ОКБ-1, но в НПО имени С.А. Лавочкина был усовершенствован, особенно в части посадочного устройства, и прошёл дополнительные испытания (*Ефанов В.В., Долгополов В.П.*, 2016). На рисунке 8 представлен общий вид космической станции и посадочного аппарата «ЛУНА-9».



а



б



рисунок 8. Общий вид космической станции (а) и посадочного аппарата «ЛУНА-9» (б)

рисунок 9. КА «ЛУНА-10»

Запуск КА «ЛУНА-9» произошёл в 1966 году, в том же году ОКБ НПО имени С.А. Лавочкина доработало документацию и обеспечило успешный запуск аппарата «ЛУНА-10» – первого искусственного спутника Луны (рисунок 9), а также ещё трёх космических аппаратов к Луне: два искусственных спутника («ЛУНА-11, -12») и один посадочный аппарат «ЛУНА-13».

В результате проведённых работ по программе исследования Луны мировое научное сообщество получило уникальную информацию, открывающую дорогу началу масштабного исследования Луны и планет Солнечной системы:

- отработана технология и осуществлена первая мягкая посадка на Луну;
- получена круговая панорама поверхности Луны;
- получены достоверные сведения о микрорельефе, структуре и механических свойствах лунного грунта;
- решена баллистическая задача выведения КА на орбиту ИСЛ и обеспечения посадки на поверхность планеты;
- на орбите ИСЛ проведены исследования интенсивности и спектрального состава гамма- и ИК-излучения лунной поверхности, радиационной обстановки и метеорных частиц;
- с орбиты ИСЛ исследованы характеристики гравитационного поля Луны (по эволюции орбиты КА);
- измерено содержание естественных радиоактивных элементов (калия, урана, тория) в лунной коре;
- построена карта магнитного поля, напряжённость которого составила 0,001% от земного, и обнаружено, что у Луны, в отличие от Земли, нет радиационных поясов.

В этот период ОКБ НПО имени С.А. Лавочкина сформировалось как устойчивое самостоятельное структурное подразделение предприятия. Творческий стиль работы коллектива отличался оригинальными проектными решениями. Коллектив ОКБ под руководством Главного конструктора Г.Н. Бабакина всегда, в каждом проекте, был нацелен на получение конечного результата с максимальной эффективностью. Конструкторская школа, созданная Лавочкиным, была развита Бабакиным и стала фундаментом всей последующей деятельности ОКБ на долгие годы.

Между конструкторами и производственниками установились паритетные и уважительные отношения. Решение конструктора всегда принималось в производстве к исполнению, даже если его оформление завершалось позднее. В то же время часто рекомендации технолога или рабочего позволяли создать более рациональную конструкцию, и это воспринималось конструкторами ОКБ как совет профессионалов, который отражался затем в соответствующей документации.

Подразделения ОКБ работали в то время как единый коллектив, помогая друг другу в решении сложных задач: от закладки идеи в проектную документацию и далее по всему циклу создания изделий, вплоть до подготовки к пуску на космодроме. С одной стороны – полное доверие к исполнителям работ со стороны руководства, с другой – высочайшая ответственность исполнителей на всех уровнях ОКБ. Каждый проект был уникален по проектным и конструкторско-технологическим решениям. И в то же время при реализации проектов производственная и испытательная базы пополнялись новыми технологиями, формируя и новые возможности творческого коллектива.

В 1967 году Г.Н. Бабакин предложил перейти на ракету-носитель тяжёлого класса «Протон» с разгонным блоком «Д». Это позволило нам создать совершенные для того времени автоматические космические аппараты следующего поколения, обладающие значительно большими возможностями и полезными нагрузками. Это были КА «ЛУНА-16» (рисунок 10) и «ЛУНА-17» (рисунок 11).



рисунок 10. Общий вид КА «ЛУНА-16»

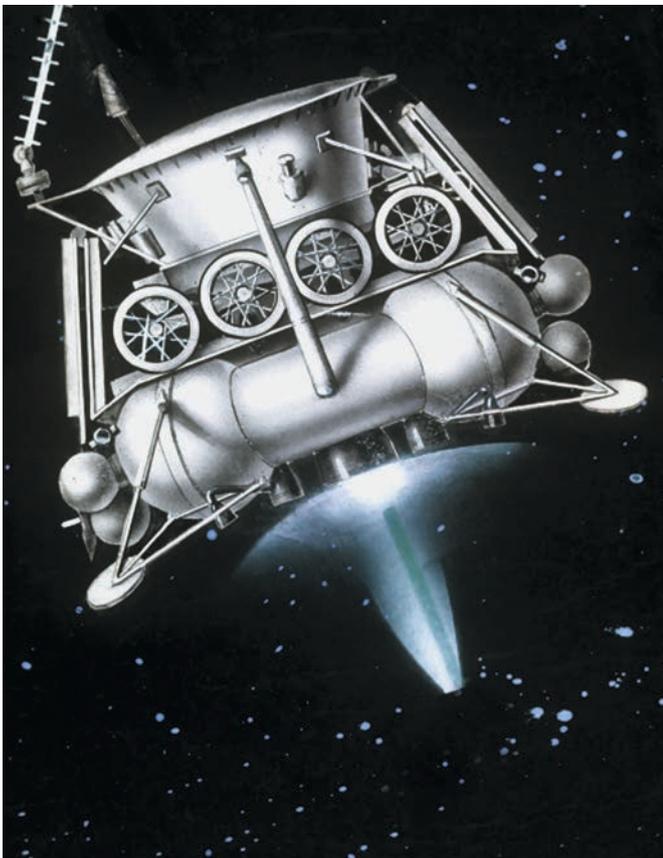


рисунок 11. КА «ЛУНА-17»

В 1970 году «ЛУНА-16» впервые в мире в автоматическом режиме осуществила забор образцов лунного грунта и доставку его на Землю. В конце того же года запущен аппарат «ЛУНА-17» с «ЛУНОХОДОМ-1» на борту – первой в мире мобильной лабораторией, работающей на другом небесном теле в автоматическом режиме и управляемой с Земли.

В те годы по программе исследования Луны было выполнено семь удачных научных миссий: трижды забор и доставка на Землю лунного грунта, обеспечение работы на поверхности Луны мобильных лабораторий «ЛУНОХОД-1» и «ЛУНОХОД-2», а также получена научная информация с двух искусственных спутников Луны.

Проведённый в ОКБ системно-проектный анализ создания перспективных КА показал целесообразность итерационного подхода к реализации проектов, который предполагает предварительную лётную апробацию ключевых конструкторско-технологических решений с последующим усложнением поставленных задач.

Впервые в отечественной практике при проектировании космических аппаратов был использован модульный принцип. Началась поэтапная отработка критических технологий (высокоточная безопасная посадка, глубинный криогенный забор грунта с капсуляцией и т.п.), затем поэтапное усложнение экспедиций, привлечение международной кооперации, адаптация отработанных лунных платформ к последующим планетным экспедициям на Марс, Фобос и к Юпитеру.

Сегодня в НПО имени С.А. Лавочкина создаётся новая серия лунных автоматических КА. По мнению Российской академии наук, основным районом изучения должен стать Южный полюс Луны, который будет исследоваться дистанционными и контактными методами, вплоть до доставки на Землю образцов реголита и лунного реликтового водяного льда с сохранением летучих веществ в исходном состоянии



рисунок 12. КА «ЛУНА-25»

(*Khartov V.V. et al., 2011*). Планируемые миссии будут проводить уникальные эксперименты в не исследованных ранее районах Южного полюса.

Первым изделием будет аппарат «ЛУНА-25» (рисунок 12), который в 2021 году должен доставить на поверхность небесного тела научную аппаратуру для комплексных исследований в околополярной области, отработать технологию мягкой посадки и обеспечить лётную квалификацию отдельных ключевых служебных систем и устройств (*Казмерчук П.В. и др., 2016*).

Основные научные задачи миссии:

- изучение внутреннего строения планеты и разведка природных ресурсов в околополярной области Луны;
- исследование воздействия на поверхность естественного спутника Земли космических лучей и электромагнитных излучений.

На 2024 год намечен полёт КА «ЛУНА-26» для проведения комплекса дистанционных научных исследований Луны с орбиты её искусственного спутника.

На 2025 год планируется запуск КА «ЛУНА-27». Он доставит на поверхность Луны автоматизированную физико-химическую лабораторию для проведения широкого спектра контактных исследований грунта в районе Южного полюса.

7. Программа планетных исследований

Помимо изучения Луны, в работах ОКБ значительное внимание уделялось и уделяется проектам по исследованиям Марса и Венеры.

В качестве базового аппарата для исследования Венеры был принят КА, созданный в ОКБ-1 под руководством С.П. Королёва. Начало программы НПО им. С.А. Лавочкина по исследованию Венеры было драматичным. В связи с отсутствием достоверной модели атмосферы Венеры спускаемый аппарат (СА) космического аппарата «ВЕНЕРА-4» не сумел достичь поверхности планеты. На высоте 22 км от поверхности были зафиксированы температура 270°C и давление 18 атмосфер, значительно превышающие расчётные значения, что привело к его разрушению.

Дальнейшие исследования космическими аппаратами «ВЕНЕРА-5,-6» позволили уточнить климатические условия у поверхности планеты и обеспечить проведение необходимых доработок спускаемых аппаратов.

В 1970 году космический аппарат «ВЕНЕРА-7» (рисунок 13) совершил впервые в мире мягкую посадку на поверхность планеты и в течение 22 минут 57 секунд передавал научные данные. В результате установлено, что температура у поверхности планеты составляет 475°C, а давление – 91,1 атмосфер.

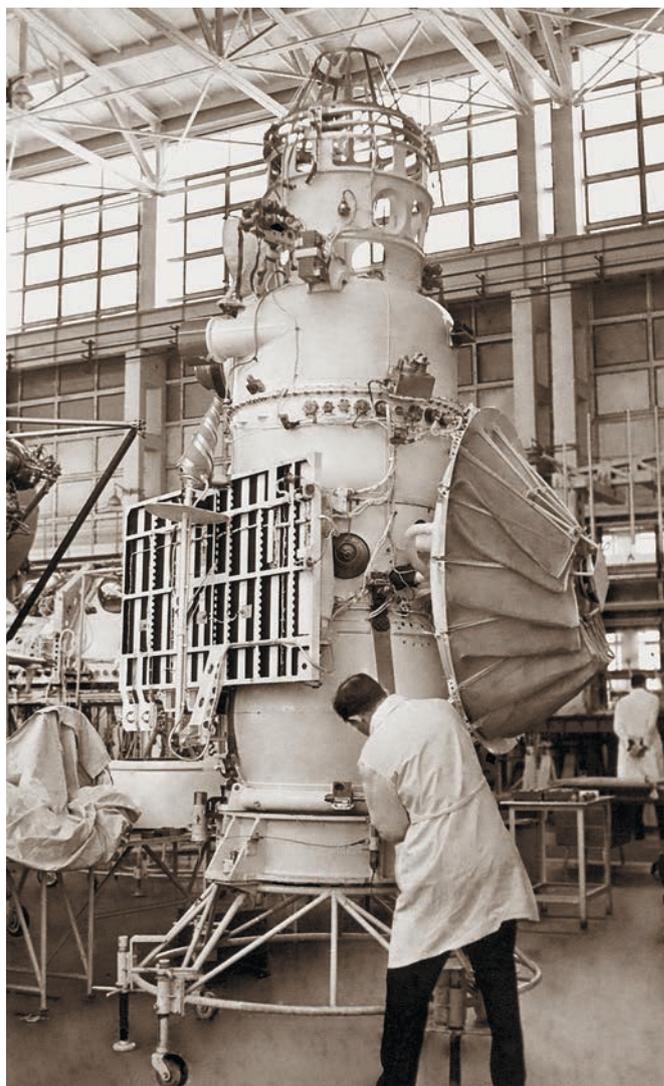


рисунок 13. КА «ВЕНЕРА-7» в сборочном цехе НПО имени С.А. Лавочкина

В 1972 году СА «ВЕНЕРА-8» подтвердил ранее полученную информацию. Таким образом, с помощью космических аппаратов «ВЕНЕРА-4, -5, -6, -7, -8» удалось успешно завершить первый этап исследования планеты и приступить к выполнению более сложной научной программы.

Следующее поколение КА этой серии открывается аппаратом «ВЕНЕРА-9» (рисунок 14), запущенным в 1975 году.

Основными задачами этой космической экспедиции являлись:

- передача на Землю через орбитальный аппарат (ОА) результатов измерений основных физико-химических параметров, полученных в процессе спуска в атмосфере (давление, температура, плотность, освещённость, химический состав), результатов исследования облачного слоя;
- осуществление посадки на поверхность планеты;
- передача фототелеметрических изображений поверхности в месте посадки и результатов измерения характеристик грунта.



рисунок 14. Общий вид КА «ВЕНЕРА-9»

Информация (телевизионное изображение панорамы поверхности и данные с научной аппаратуры и бортовых приборов) со СА «ВЕНЕРЫ-9», а потом и «ВЕНЕРЫ-10» передавалась на Землю около 1 часа. Орбитальные аппараты «ВЕНЕРА-9, -10» стали первыми искусственными спутниками Венеры и использовались в качестве ретрансляторов для передачи информации со спускаемых аппаратов на Землю. Запущенные впоследствии КА «ВЕНЕРА-11, -12, -14, -15» дополнили ранее полученные данные об атмосфере планеты и условиях у её поверхности. Автоматические станции «ВЕНЕРА-15, -16» за 8 месяцев работы на орбите искусственных спутников Венеры провели картографирование Северного полушария Венеры и передали информацию для построения высотного профиля поверхности планеты.

Самую насыщенную научную программу выполнили космические межпланетные станции «ВЕГА-1» и «ВЕГА-2», стартовавшие в декабре 1984 года (рисунок 15).

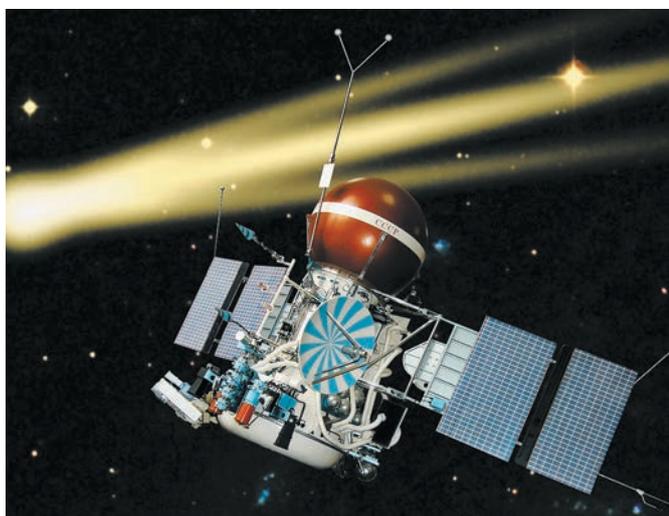


рисунок 15. КА «ВЕГА-1»

Международный проект «ВЕНЕРА – комета Галлея» («ВЕГА») – один из самых сложных проектов в истории исследования Солнечной системы с помощью космических аппаратов. На Венеру были отправлены десантный аппарат и исследовательский зонд, а после проведения баллистического манёвра КА направлен к другому телу Солнечной системы – к комете Галлея (Вайсберг О.Л., 2016).

В рамках программы «ВЕГА» выполнены крупные научные проекты:

- продолжение изучения атмосферы, облачного слоя и поверхности Венеры с помощью спускаемых аппаратов;
- проведение принципиально новых экспериментов по изучению циркуляции атмосферы планеты и её метеорологических параметров с помощью аэростатных зондов;
- поисковое сближение пролётных аппаратов с кометой Галлея с пролётом сквозь кому кометы на минимальном удалении от её ядра;
- проведение комплексного исследования кометы с пролётной траектории (в том числе получение телевизионных изображений её ядра).

На очередном заседании российско-американской группы был рассмотрен вопрос о развёртывании работ в рамках проекта «ВЕНЕРА-Д» (долгоживущая) при ведущей роли России.

С российской стороны в состав группы входят представители ГК «Роскосмос», специалисты институтов РАН – ИКИ и ГЕОХИ, а также предприятий ГК «Роскосмос» – АО «НПО Лавочкина» и ЦНИИмаш. С американской стороны в состав группы входят представители НАСА (штаб-квартира), ведущие специалисты Лаборатории реактивного движения и Центра им. Гленна, университетов и исследовательских центров.

При реализации проекта «ВЕНЕРА-Д» конструкторы НПО имени С.А. Лавочкина предполагают применить большое количество инновационных научных и технологических решений. Научная аппаратура проекта представляет собой совершенно новый уровень приборов, многие из которых планируется использовать впервые. Впервые на поверхность Венеры будет доставлена станция, способная проработать более двух месяцев в экстремальных климатических условиях. Это позволит провести измерения долговременных вариаций физических величин и, учитывая возможность параллельных наблюдений с орбитальным аппаратом, решить новые задачи исследования состава и динамики атмосферы Венеры.

В ОКБ НПО имени С.А. Лавочкина уделялось пристальное внимание изучению Марса автоматическими аппаратами. В начале 70-х годов были разработаны принципиально новые аппараты «МАРС-2, -3», для исследования Марса и околопланетного пространства,

которые были запущены в 1971 году. КА «МАРС-3» впервые совершил мягкую посадку на поверхность планеты.

В ходе полёта по трассе Земля – Марс и с орбиты искусственного спутника Марса бортовым научным комплексом КА «МАРС-3» получены:

- данные по составу частиц солнечного ветра, по отдельным компонентам солнечной плазмы;
- данные по температуре грунта, его диэлектрической проницаемости;
- данные о содержании углекислого газа в атмосфере и др.

Посадочный аппарат на поверхности Марса проработал, к сожалению, короткое время. В результате этой миссии полностью отработана технология обеспечения мягкой посадки спускаемого аппарата, но научной информации с поверхности Марса получено не было.

Для изучения околомарсианского пространства и его естественных спутников в ОКБ был разработан КА «ФОБОС» (рисунок 16). Он предназначался для проведения комплексных исследований объектов Солнечной системы: Фобоса (дистанционно и контактно) путём сближения с ним вплоть до состояния «бреющего полёта» над его поверхностью и десантирования на него стационарного и подвижного исследовательских зондов; планеты Марс (с подлётной траектории и с орбиты ИСМ); Солнца и др.

Запуск аппарата состоялся в 1988 году. Частично научная программа была выполнена, однако сам аппарат при сближении с Фобосом был потерян.

В 2011 году был запущен КА «ФОБОС-ГРУНТ», который потерпел неудачу при выведении.

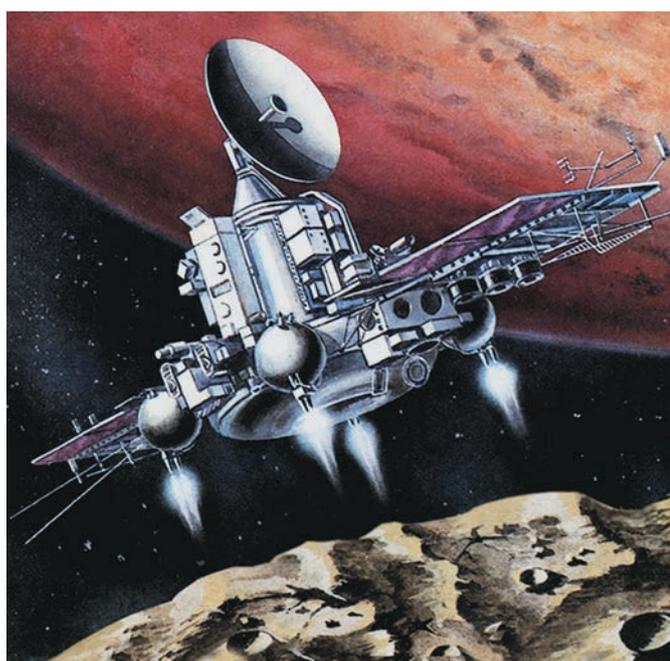


рисунок 16. Общий вид КА «ФОБОС»

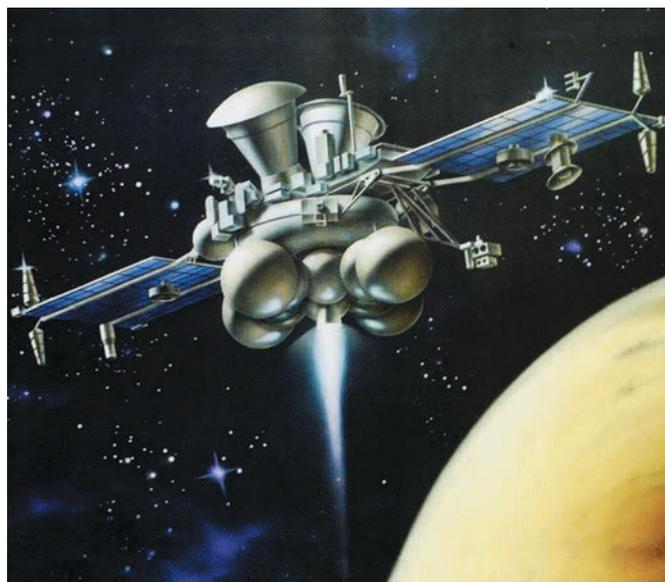


рисунок 17. Общий вид КА «МАРС-96»

Следующим этапом в работе ОКБ стало создание космического комплекса «МАРС-96» (рисунок 17). Основными его задачами являлись создание искусственного спутника планеты и доставка на её поверхность исследовательских зондов (пенетраторов и малых автономных станций). Запуск состоялся в 1996 году. Однако из-за аварийной работы разгонного блока «ДМ» аппарат не вышел на отлётную траекторию.

В программе НПО имени С.А. Лавочкина на ближайшую перспективу ведутся проектно-конструкторские работы совместно с Европейским космическим агентством (ЕКА) по проекту «ЭКЗОМАРС», который состоит из двух частей. В 2016 году на орбиту Марса с помощью ракеты космического назначения «Протон» доставлены спутник и посадочный модуль-демонстратор. В 2020 году, в рамках миссии «ЭКЗОМАРС-2020», на поверхность планеты с помощью разрабатываемого нашим предприятием десантного аппарата будут доставлены марсоход ЕКА массой около 300 кг и российская посадочная платформа с комплектом научной аппаратуры (рисунок 18) (Зеленый Л.М. и др., 2014; Ваго Х. и др., 2014).

Научная миссия проекта «ЭКЗОМАРС» связана с поиском следов биологической жизни и воды, с мониторингом различных процессов на поверхности Марса в масштабе суток, сезонов, с метеонаблюдениями, исследованиями внутреннего строения планеты путём сейсмических наблюдений и др. (Хартов В.В. и др., 2014).

Весьма актуальной задачей является изучение естественных спутников Марса – Фобоса и Деймоса – с доставкой на Землю образцов их вещества. В 2011 году осуществить эту операцию с помощью КА «ФОБОС-ГРУНТ» не удалось.

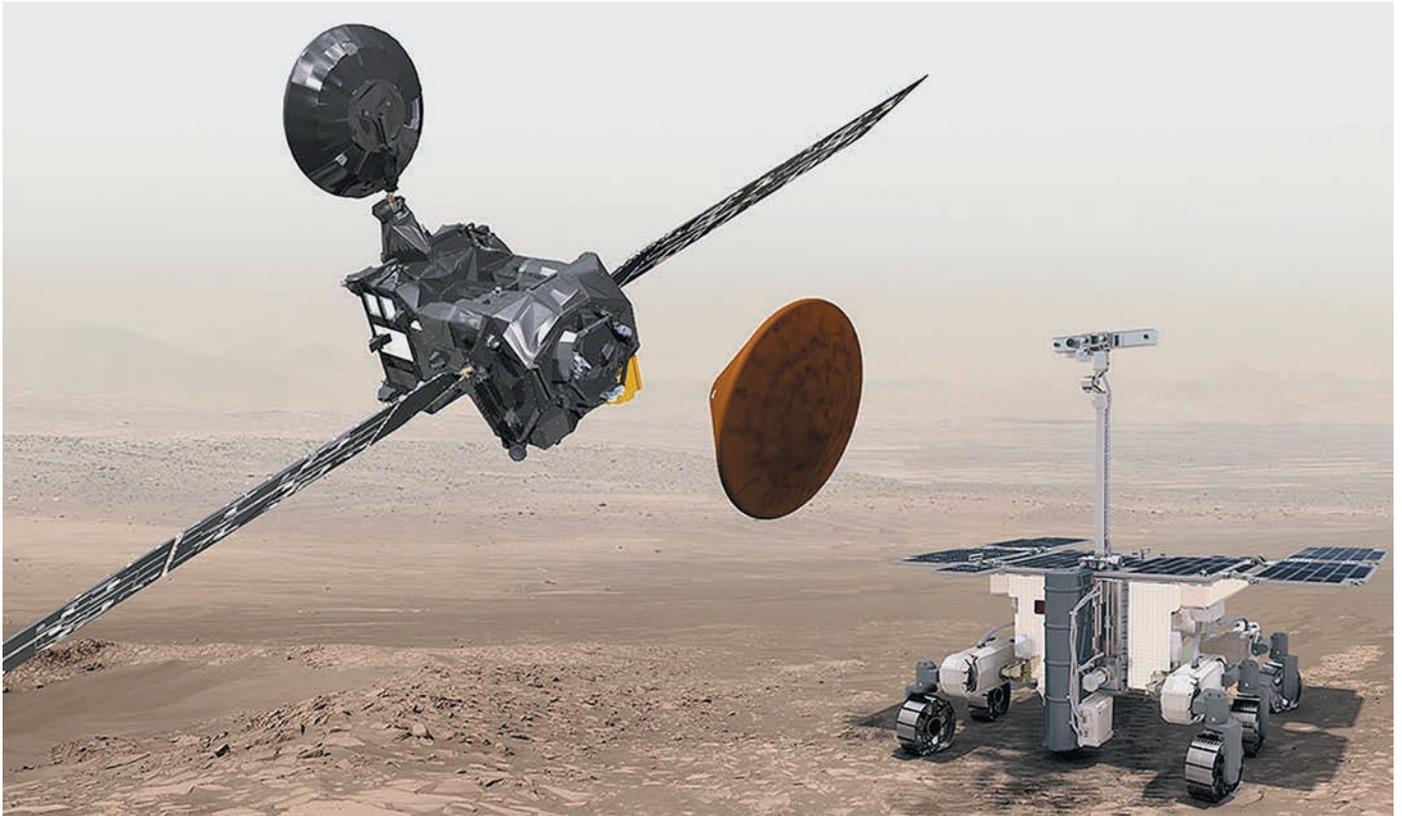


рисунок 18. Миссия КА «ЭКЗОМАРС-2020»

На среднесрочной перспективе, с учётом имеющегося проектно-конструкторского задела, в ОКБ НПО им. С.А. Лавочкина разрабатывается проект «БУМЕРАНГ» (рисунок 19), научными задачами которого являются:

- дистанционное исследование Деймоса и Фобоса, околомарсианского пространства;
- посадка на Фобос, его многостороннее изучение контактными методами, доставка образцов реликтового вещества на Землю (*Полищук Г.М., 2009; Polischuk G.M., 2011*).

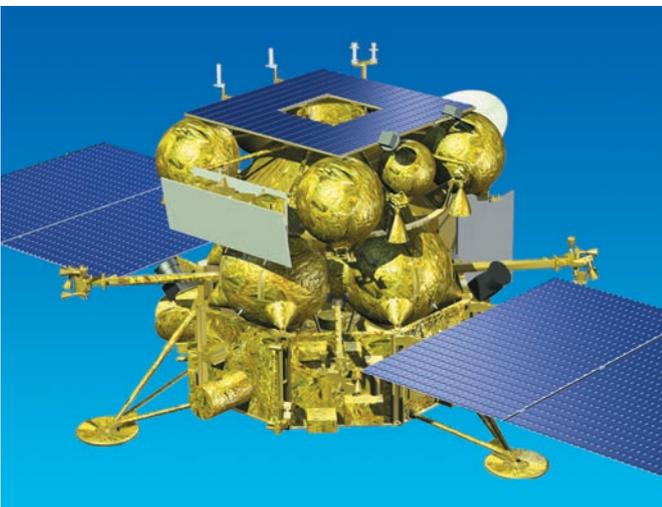


рисунок 19. Общий вид КА «БУМЕРАНГ»

8. Астрофизические исследования

Значительное место в НПО имени С.А. Лавочкина среди проектов КА для фундаментальных научных исследований занимают орбитальные астрофизические обсерватории (внеатмосферная астрономия). Первая отечественная обсерватория – «АСТРОН» (рисунок 20), запущенная в 1983 году, открыла эту новую страницу сотрудничества НПО и Российской академии наук.



рисунок 20. Общий вид КА «АСТРОН»

КА «АСТРОН» реализовал следующую научную программу:

- исследование в ультрафиолетовом диапазоне волн звёздных объектов;
- изучение рентгеновских источников и проведение обзора небесной сферы в рентгеновском диапазоне и др.

При этом были решены научные проблемы:

- исследование межзвёздной среды;
- изучение молодых звёзд большой массы;
- изучение перемешивания вещества в звёздах, установление места протекания ядерных реакций;
- изучение нестационарных ядер галактик;
- изучение круговорота материи (звёзды – межзвёздная среда – звёзды).

Второй созданной в СССР астрофизической внеатмосферной непилотируемой обсерваторией стал космический аппарат «ГРАНАТ» (рисунок 21), запущенный в 1989 году. КА предназначался для астрофизических исследований галактических источников космического излучения в рентгеновском и гамма-диапазонах электромагнитного спектров, в его задачи входило проведение детальных исследований компактных и протяжённых космических источников указанного диапазона излучений.



рисунок 21. Общий вид КА «ГРАНАТ»

Научная программа КА «ГРАНАТ» включала:

- построение изображения с высоким разрешением и чувствительностью участков небесной сферы в гамма- и рентгеновском диапазонах;
- исследование спектральных характеристик;
- патрульное слежение за небесной сферой с целью обнаружения и изучения источников рентгеновского и гамма- излучений.

С 1972 по 1996 годы в ОКБ НПО имени С.А. Лавочкина были созданы и запущены десять аппаратов серии «ПРОГНОЗ» и два аппарата «ИНТЕРБОЛ» для исследования солнечно-земных связей, солнечного ветра, космической плазмы и магнитосферы Земли.

На ближайшую и среднесрочную перспективу нами продолжают работы по разработке космических комплексов для фундаментальных и прикладных научных исследований.

В продолжение программы фундаментальных астрофизических космических научных исследований в 2011 году была запущена на высокоэллиптическую орбиту астрофизическая обсерватория «СПЕКТР-Р», работающая в радиодиапазоне электромагнитного излучения (рисунок 22).

Этот КА с установленным на нём радиотелескопом образует наземно-космическую систему радиоинтерферометрии со сверхдлинными базами, предназначенную для исследования структуры космических объектов со сверхвысоким угловым разрешением, благодаря огромным базам, достигающим порядка 360000 км. Наземное плечо интерферометра обеспечивают более 30 радиотелескопов России, Австралии, Великобритании, ЮАР, США и др. (Кардашев Н.С. и др., 2016).

В рамках научной программы изучаются в основном три группы небесных объектов: квазары – ядра далёких галактик; пульсары – нейтронные звёзды нашей галактики; мазеры – области образования звёзд.

Реализовано рекордное угловое разрешение, составляющее около 10 микросекунд дуги. Отработав на орбите более двух гарантийных сроков, КА «СПЕКТР-Р» в начале 2019 года достойно завершил свою работу.

В соответствии с Программой фундаментальных астрофизических космических научных исследований в НПО завершена разработка орбитальной астрофизической обсерватории, предназначенной для изучения Вселенной в рентгеновском диапазоне длин волн. Международный российско-германский проект «СПЕКТР-РГ» строится по модульному принципу, обладает хорошими характеристиками ориентации и стабилизации, позволяет в течение года наблюдать практически всю небесную сферу. КА несёт на борту телескопы: ART-XC (Россия), eRosita (Германия), рисунок 23.



рисунок 22. Общий вид КА «СПЕКТР-Р»

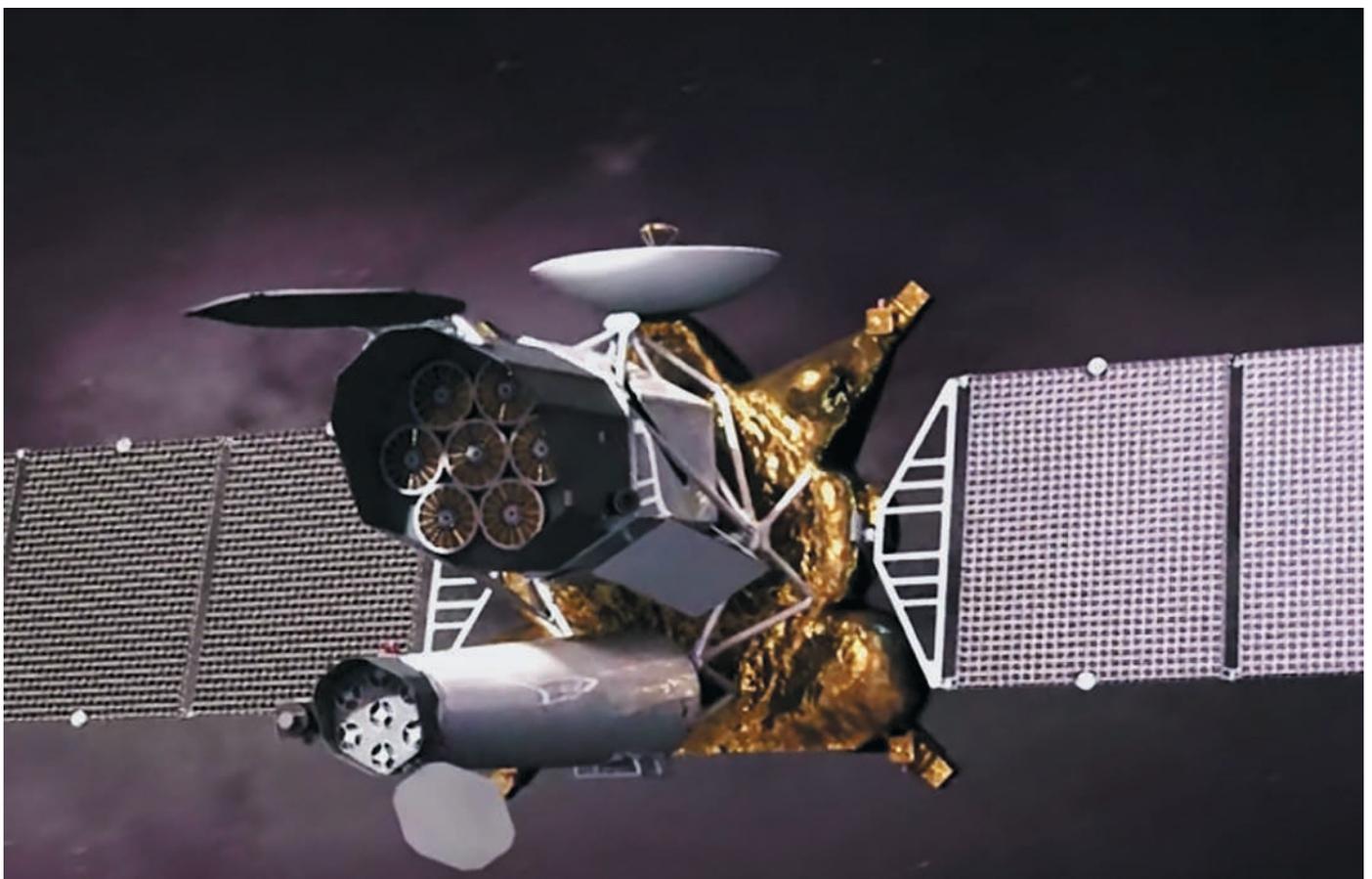


рисунок 23. Общий вид КА «СПЕКТР-РГ»

Запуск КА «СПЕКТР-РГ» запланирован на июнь 2019 года с выводением КА в окрестность точки Лагранжа L2 системы Солнце – Земля. Астрофизические исследования будут проводиться в течение 6,5 лет, из которых 4 года – в режиме сканирования звёздного неба, а 2,5 года – в режиме точечного наблюдения объектов во Вселенной по заявкам мирового научного сообщества.

Научные задачи проекта «СПЕКТР-РГ»:

- изучение переменности излучения сверхмассивных чёрных дыр;
- длительные непрерывные наблюдения источников со слабой рентгеновской светимостью;
- наблюдение вспышек Сверхновых с исследованием их эволюций;
- изучение чёрных дыр и нейтронных звёзд нашей Галактики;
- измерение расстояний и скоростей пульсаров и других галактических источников;
- исследование диффузных объектов, близких галактик;
- исследование формы спектра активных галактических ядер.

В 2025 году предполагается запуск космического аппарата «СПЕКТР-УФ» (рисунок 24), предназначенного для проведения фундаментальных астрофизических исследований в ультрафиолетовом диапазоне.

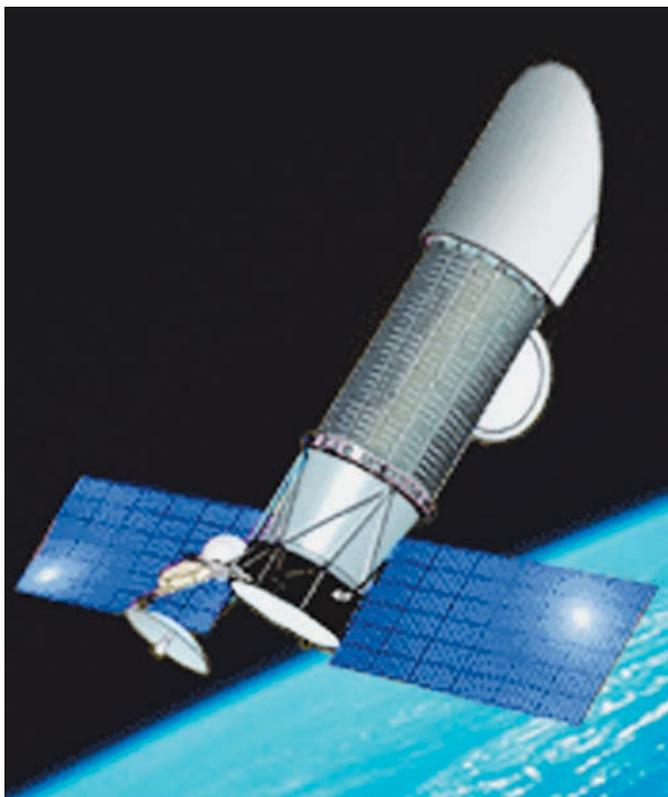


рисунок 24. Общий вид КА «СПЕКТР-УФ»

Основной целью и научной задачей исследований является получение новых данных фундаментального значения по следующим направлениям астрофизики:

- эволюция Вселенной – исследование природы темной энергии и темного вещества;
- поиск скрытого барионного вещества;
- звездообразование – химическая эволюция галактик в ближней Вселенной;
- аккреционные процессы в астрофизике – свойства аккреционных дисков в тесных двойных звёздах, активных галактических ядрах;
- межзвёздная среда – определение содержания дейтерия в локальной межзвёздной среде, ионизационная структура межзвёздной среды;
- физика звёзд – физика белых карликов, природа звёздного ветра у горячих звёзд, хромосферная активность звёзд;
- планетные системы – физические и химические свойства комет и планетных атмосфер, включая планеты вокруг других звёзд.

На более отдалённую перспективу запланированы работы по астрофизическим проектам «СПЕКТР-МИЛЛИМЕТРОН» и «ГАММА-400».

9. Программа по гидрометеорологии

По заказу Росгидромета в нашем объединении был создан гидрометеорологический геостационарный спутник нового поколения «ЭЛЕКТРО-Л» (рисунок 25). Запуск состоялся в 2011 году. «ЭЛЕКТРО-Л» входит в Глобальную Систему Наблюдений, развиваемую под эгидой Всемирной Метеорологической Организации. Второй спутник, «ЭЛЕКТРО-Л2», запущен в 2015 году. Всего программой предусмотрено увеличение группировки до пяти аппаратов.

Этот спутник, помимо Росгидромета, обеспечивает другие заинтересованные министерства и ведомства оперативной информацией в целях:

- анализа и прогноза погоды в региональном и глобальном масштабах;
- анализа и прогноза состояния акваторий морей и океанов, условий для полёта авиации;
- анализа и прогноза гелиогеографической обстановки в околоземном космическом пространстве, состояния ионосферы и магнитного поля Луны;
- экологического контроля окружающей среды и др.

В НПО имени С.А. Лавочкина развёрнуты работы по созданию спутниковых систем на высокоэллиптических орбитах для информационного обеспечения задач оперативной метеорологии, гидрологии, агрометеорологии, мониторинга климата и окружающей среды в арктическом регионе.



рисунок 25. КА «ЭЛЕКТРО-Л»

Два космических аппарата «АРКТИКА-М» в составе высокоэллиптической гидрометеорологической космической системы (ВГКС) «АРКТИКА-М» (рисунок 26) обеспечат круглосуточный всепогодный мониторинг поверхности Земли и морей Северного Ледовитого океана, а также постоянную и надёжную связь и другие телекоммуникационные услуги, что будет способствовать динамичному социально-экономическому развитию северных регионов нашей страны. Планируемый срок запуска первого космического аппарата «АРКТИКА-М» – 2020 год.



рисунок 26. КА «АРКТИКА-М»

На более отдалённую перспективу в ОКБ разрабатываются проекты:

- «РЕЗОНАНС» – для исследования магнитосферы Земли, солнечной плазмы и ветра;
- «ИНТЕРГЕЛИОЗОНД» для изучения Солнца с относительно близкого расстояния;
- «ЛАПЛАС» – для исследования системы Юпитера с возможной посадкой на один из спутников планеты и др.

В начале работ по космической тематике в ОКБ была принята концепция создания унифицированных

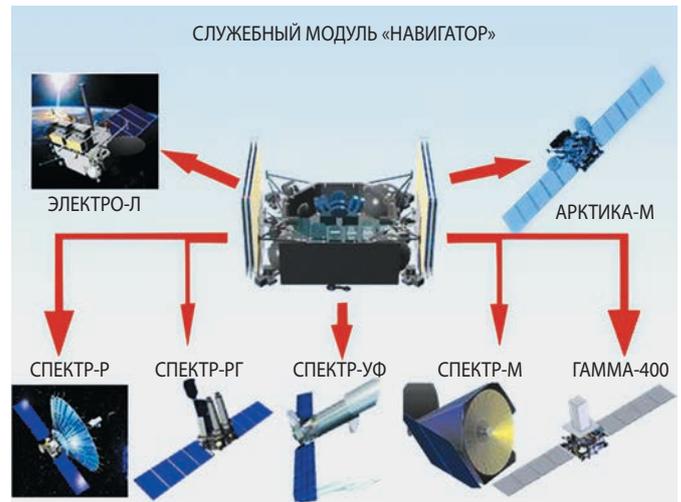


рисунок 27. Варианты применения служебной платформы «Навигатор»

космических служебных платформ для различных серий аппаратов. Основой служебной платформы являлись двигательная установка и комплекс бортовых служебных систем. Так, был создан лунный орбитально-посадочный блок первого и второго поколения. Он доставлял на Луну или в окололунное пространство различные полезные нагрузки: автономную лунную станцию (АЛС), луноходы, взлётные ракеты с возвращаемыми на Землю аппаратами, искусственные спутники Луны (ИСЛ) для дистанционного зондирования Луны и др.

Продолжительной оказалась судьба у служебных модулей первых марсианских аппаратов, они обеспечили жизнь проектам «МАРС-2,-3,-4,-5,-6», а также «ВЕНЕРА-9 ...-15», «ВЕГА-1,-2», «АСТРОН», «ГРАНАТ».

В настоящее время созданная и отработанная служебная платформа «Навигатор» (рисунок 27) является основой таких проектов, как «СПЕКТР-Р», «СПЕКТР-РГ», «СПЕКТР-УФ», «ЭЛЕКТРО-Л1...5», «АРКТИКА-М1, -2». Таким образом, принятая более полувека назад концепция создания унифицированных служебных платформ для различных серий КА позволяет уменьшить время и стоимость ОКР проектов, увеличить надёжность и обеспечить лучшее качество космической техники.

10. Средства выведения

В 1965 году в НПО имени С.А. Лавочкина вместе с космической тематикой от ОКБ С.П. Королёва был передан для изготовления разгонный блок «Л» – четвёртая ступень ракеты-носителя «Молния». За долгие годы производства и эксплуатации, начиная с 1966 года, блок доказал свою высокую надёжность: из 278 запусков 264 прошли успешно, вероятность безотказной работы составила 0,967.

В начале 90-х годов Роскосмосом и Министерством обороны РФ перед НПО им. С.А. Лавочкина была поставлена задача создания нового разгонного блока, применение которого должно повысить эффективность существующих и перспективных средств выведения. В создании разгонного блока, получившего наименование «Фрегат» (рисунок 28), совместно с НПО им. С.А. Лавочкина приняли участие: ФГУП «Научно-производственный центр автоматики и приборостроения им. академика Н.А. Пилюгина», КБ «Химического машиностроения им. А.М. Исаева», Российский научно-исследовательский институт космического приборостроения, акционерное общество «Ижевский радиозавод» и инженерная фирма «Орион-ХИТ».



рисунок 28. Разгонный блок «Фрегат»

Первый запуск РБ «Фрегат» состоялся в 2000 году. На сегодняшний день успешно отработали более 70 межорбитальных буксиров, выведено на орбиты искусственных спутников Земли и на отлётные траектории к другим планетам более 250 автоматических космических аппаратов как российских, так и зарубежных. Следует отметить, что «Фрегат» адаптирован к ракетам-носителям серий «Союз» и «Зенит», а пуски осуществляются с космодромов Байконур, Плесецк и Восточный, а также с космодрома Куру (Французская Гвиана).

Отмечая 80-летие ОКБ НПО им. С.А. Лавочкина, назовём имена тех, кто, взяв на себя величайшее бремя ответственности, на протяжении всего этого периода возглавлял работы конструкторского коллектива: С.А. Лавочкин, Г.Н. Бабакин, С.С. Крюков, В.М. Ковтуненко, С.Д. Куликов, К.М. Пичхадзе, Г.М. Полищук, В.В. Хартов, М.Б. Мартынов и А.Е. Ширшаков.

список литературы

Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований / Под общ. ред. Г.М. Полищука и К.М. Пичхадзе. 2010. 659 с.

Ваго Х., Витасс О., Бальони П., Хальдеманн А. и др. Проект «ЭКЗОМАРС»: ЕКА – следующий этап научных исследований Марса // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 2. С. 22-31.

Вайсберг О.Л. Проект «ВЕГА» – воспоминания участника (к 30-летию сближения КА с кометой Галлея) // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 2. С. 22-30.

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

Зеленый Л.М., Кораблев О.И., Родионов Д.С., Новиков Б.С. и др. Научные задачи комплекса научной аппаратуры посадочной платформы проекта «ЭКЗОМАРС-2018» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 2. С. 13-21.

Ивановский О.Г. и др. С.А. Лавочкин. 2000. 112 с.

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

Кардашев Н.С., Алакоз А.В., Андрианов А.С., Артюхов М.И. и др. «РАДИОАСТРОН» – итоги выполнения научной программы за 5 лет полёта // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 3. С. 4-24.

Космический полёт НПО им. С.А. Лавочкина / Под общ. ред. д-ра техн. наук, проф. К.М. Пичхадзе и д-ра техн. наук, проф. В.В. Ефанова. 2010. 692 с.

Полищук Г.М., Пичхадзе К.М., Ефанов В.В., Мартынов М.Б. Космические модули комплекса «ФОБОС-ГРУНТ» для перспективных межпланетных станций // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2009. № 2. С. 3-7.

Хартов В.В., Мартынов М.Б., Лукьянчиков А.В., Александров С.Н. Проектная концепция десантного модуля «ЭКЗОМАРС-2018», создаваемого НПО им. С.А. Лавочкина // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 2. С. 5-12.

Шавров В.Б. История конструкций самолётов в СССР (1938-1950). 1988. 218 с.

Якубович Н.В. Самолёты С.А. Лавочкина. М.: Русское авиационное общество, 2002. 160 с.

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

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

Статья поступила в редакцию 05.06.2019 г.

Статья после доработки 05.06.2019 г.

Статья принята к публикации 06.06.2019 г.

О ПРИМЕНЕНИИ НАДУВНЫХ ТОРМОЗНЫХ УСТРОЙСТВ В КОНСТРУКЦИИ АППАРАТОВ, ПРЕДНАЗНАЧЕННЫХ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ВЕНЕРЫ



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



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

В статье представлены особенности применения надувных тормозных устройств в конструкции аппаратов, используемых для исследования атмосферы Венеры. Приведены результаты расчётов аэротермодинамики и обоснования тепловой защиты аппаратов с тормозными устройствами, показаны их преимущества перед обычными спускаемыми аппаратами на этапах аэродинамического торможения в атмосфере планеты.

Ключевые слова: надувное тормозное устройство; спускаемый аппарат; тепловая защита; траектория; теплообмен.

DOI: 10.26162/LS.2019.44.2.002

ВВЕДЕНИЕ

Венера – одна из планет Солнечной системы, с которой связаны первые межпланетные исследования. На поверхность Венеры в 1970 году была впервые совершена мягкая посадка созданного руками человека аппарата (*Маров М.Я., Хантрес У.Т., 2013; Финченко В.С. и др., 2018*). Этот аппарат, передавший информацию о температуре и давлении атмосферы Венеры (в течение 53 минут при спуске на парашюте

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

ON THE USE OF INFLATABLE BRAKING DEVICES IN THE DESIGN OF DEVICES DESIGNED FOR THE STUDY OF VENUS



М.М. Голомазов²,
профессор,
доктор физико-
математических наук,
mmg@icad.org.ru;
M.M. Golomazov



С.И. Шматов¹,
кандидат
технических наук,
sivash2005@yandex.ru;
S.I. Shmatov

The article presents the features of the use of inflatable braking devices in the design of vehicles used to study the atmosphere of Venus. The results of calculations of aero-thermodynamics and justification of thermal protection of vehicles with braking devices are given, their advantages over conventional descent vehicles at the stages of aerodynamic braking in the planet's atmosphere are shown.

Key words: inflatable braking device; descent vehicle; thermal protection; trajectory; heat exchange.

и 20 минут, находясь на поверхности планеты), был доставлен отечественной автоматической межпланетной станцией (АМС) «ВЕНЕРА-7».

Венера имеет существенно более плотную, чем у Земли, атмосферу, состоящую более чем на 96% из углекислого газа. Давление атмосферы на поверхности составляет около 9.7 МПа, а средняя температура газа у поверхности ~735 К.

² Институт автоматизации проектирования РАН, Россия, г. Москва.

Institute of Design Automation of the Russian Academy of Sciences, Russia, Moscow.

Интерес к исследованию Венеры постоянно возрастает, и, несмотря на сложные условия в атмосфере и на поверхности, мировое сообщество ищет различные технические возможности и средства для будущих исследований этой планеты.

1. О конструкции аппаратов для исследования атмосферы Венеры

Использование в составе АМС «ВЕГА-1» и «ВЕГА-2» спускаемого аппарата (СА) в форме сферы диаметром 2.4 м не позволило разместить в нём наряду с посадочным аппаратом (ПА) аэростатный зонд (АЗ) большего размера. Вместе с тем, размещение на аппарате не только АЗ, но и других движущихся в атмосфере Венеры устройств, таких как, ветролёт, планер, надувной дирижабль и др., возможно обеспечить выбором входящих в атмосферу планеты отдельных капсул. Конфигурация и размеры одной из таких капсул вместе с расположенными в ней АЗ, системой наполнения газом, балластным грузом и парашютным отсеком приведены на рисунке 1.

Лобовая часть капсулы выполнена в виде шарового сегмента с отношением радиуса R к диаметру D , равным $R/D=1.5$. Коническая часть капсулы с углом полураствора 14° ограничивает объём полезной нагрузки, включающей оболочку аэростата, систему его надува, ряд других устройств, а также служебную и научную аппаратуру.

Донную часть капсулы ограничивает крышка – сферический сегмент радиусом 0.7 м, соединяемый с конической частью цилиндрической проставкой диаметром 0.55 м и высотой около 0.14 м.

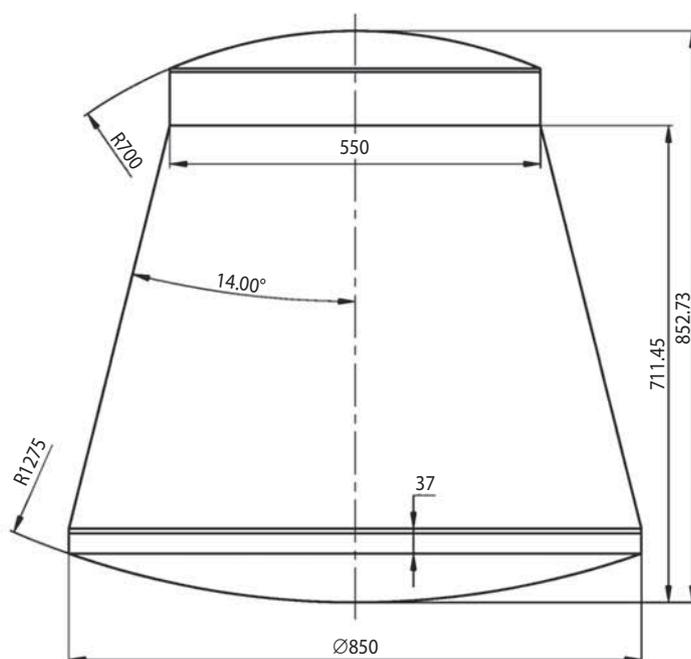
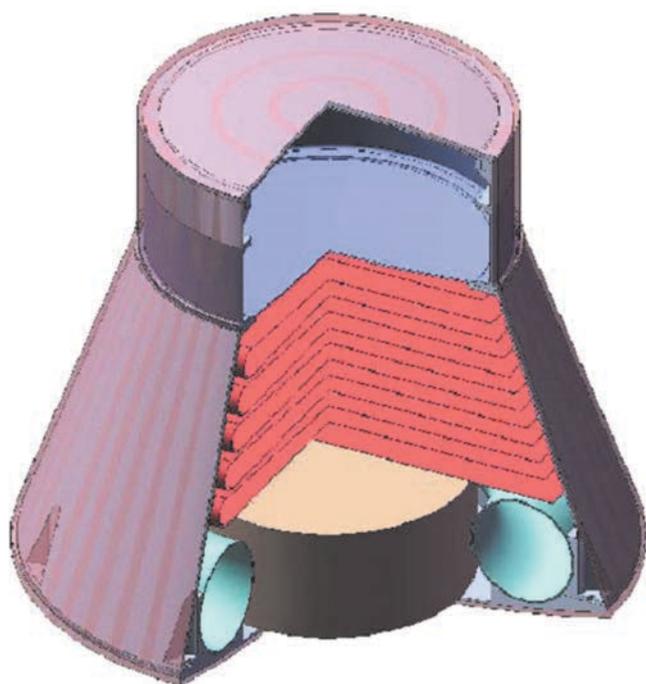
Аэродинамика аппаратов такой формы, спускаемых в атмосферах планет, к настоящему времени хорошо изучена и исследована в аэродинамических установках (Бойко А.С. и др., 1978).

На рисунке 2 показан общий вид перспективной АМС для доставки на Венеру описанными выше капсулами исследовательских зондов, функционирующих в атмосфере, и посадочного аппарата (находится в сфере над капсулами) на поверхность планеты. Дрейфующими зондами могут служить четыре или более движущихся в атмосфере устройств, размещаемых в каждой из капсул (Воронцов В.А. и др., 2010).

Зондом для исследований на поверхности планеты может служить модифицированный посадочный аппарат, аналогичный ПА последней отечественной миссии к Венере АМС «ВЕГА».

Каждая из спускаемых капсул с зондом с определённой задержкой по времени отделяется от АМС «ВЕНЕРА» при подлёте к планете и совершает автономный полёт до условной границы атмосферы, определяемой высотами 125...130 км над поверхностью с последующим входом в плотные слои атмосферы. Таким образом, образуется сеть дрейфующих и планирующих устройств в атмосфере планеты.

При планировании экспедиций к Венере возможно использование спускаемых в атмосферах планет аппаратов с надувными тормозными устройствами (СА с НТУ) (Землянский Б.А. и др., 2008; Финченко В.С., Пичхадзе К.М., 2013). Это позволит объединить успешный опыт решения задач миссий «ВЕГА-1», «ВЕГА-2» и преимущества технологии СА с НТУ, повысив при этом эффективность реализации проектов по контактному исследованию планеты Венера.



рисунк 1. Форма и размеры капсулы вместе с полезной нагрузкой



рисунок 2. Общий вид АМС «ВЕНЕРА» для доставки на планету исследовательских зондов

На рисунке 3 показан один из возможных способов стыковки НТУ с капсулой для доставки аэростатного зонда в атмосферу Венеры. НТУ диаметром 2.5 м, имеющее форму затупленного по сфере конуса с углом полураствора 70° , присоединяется к контуру жёсткого сегмента носовой части капсулы и при достижении необходимой высоты и скорости спуска отсоединяется от капсулы и сбрасывается.

Такая капсула с НТУ обладает рядом преимуществ по сравнению с обычной капсулой без надувного устройства, в числе которых более высокая степень статической и динамической устойчивости при аэродинамическом торможении, что обусловлено удалённым (за кормовой частью СА) расположением центра давления аэродинамической силы и близким расположением центра масс аппарата к носовой части СА.

Эти важные качества СА с НТУ обеспечиваются значительной площадью конической поверхности сформированного аэродинамического экрана, а смещение центра масс к носовой части аппарата обусловлено двумя факторами – уменьшением массы тепловой защиты на конической поверхности и задней крышке аппарата (капсула находится в аэродинамической тени) и переносом основной части массы теплозащитного покрытия на лобовую поверхность НТУ.

Кроме того, НТУ обеспечивает более эффективное торможение капсулы, причём скорость полёта, приемлемая для разворачивания аэростата, достигается на больших высотах. Это исключает необходимость торможения капсулы с помощью парашюта – необходим только малоразмерный парашют для вытягивания оболочки аэростата.

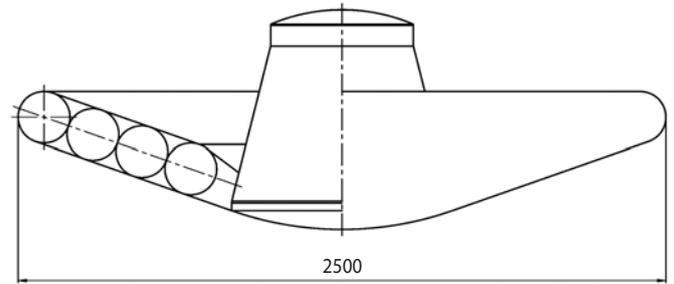


рисунок 3. Капсула для доставки аэростатного зонда в атмосферу Венеры, оснащённая надувным тормозным устройством

2. Результаты расчётов аэротермодинамики и тепловой защиты аппаратов для исследования Венеры

При входе капсулы в атмосферу Венеры и последующем спуске происходит её аэродинамическое торможение. Параметры аэротермодинамики, в том числе параметры траектории капсулы определяются по разработанной в НПО им. С.А. Лавочкина методике (Иванков А.А., 2010), реализованной в программно-вычислительном комплексе (Голомазов М.М., Иванков А.А., 2017). Наиболее подробно методика расчёта траектории движения космического аппарата (КА) в гравитационном поле планеты с атмосферой, расчёта силовых и тепловых нагрузок на поверхность КА, расчёта уноса массы тепловой защиты и прогрева конструкции аппарата описана в (Финченко В.С. и др., 2018).

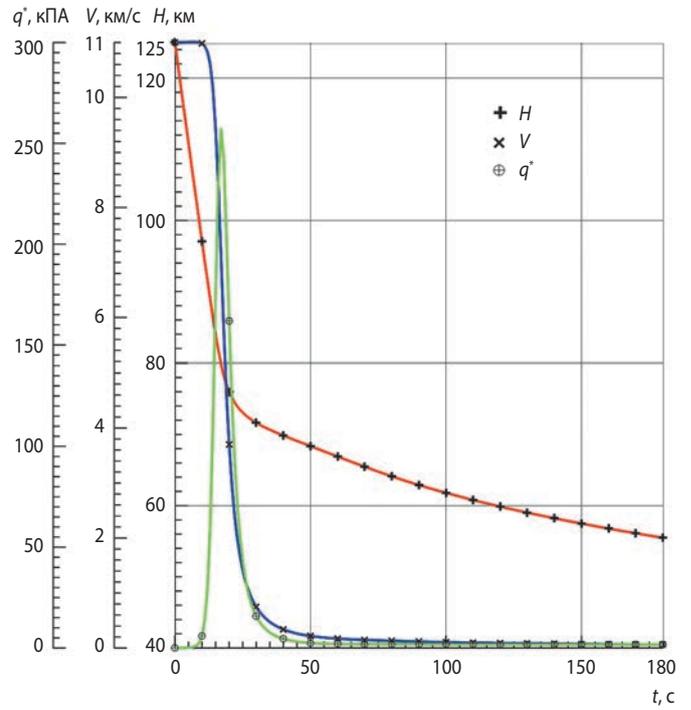
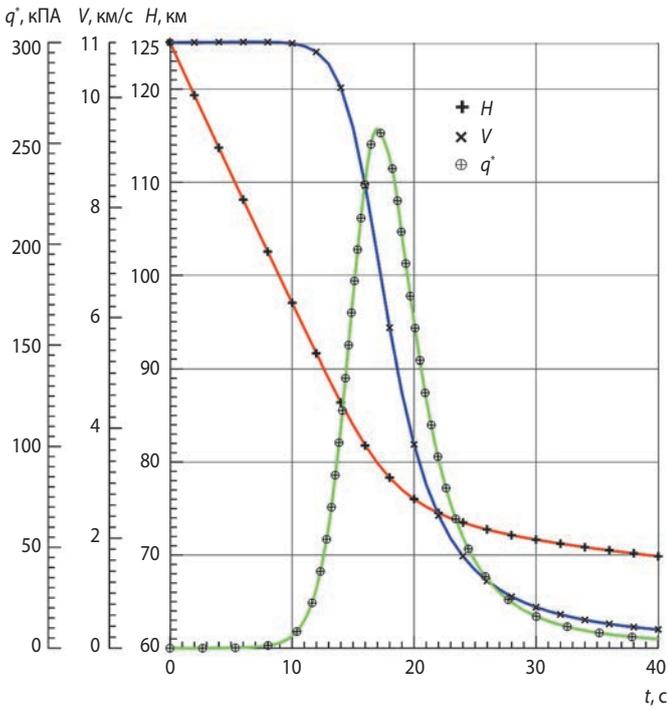
Основными исходными данными для решения задачи об аэротермодинамике аппарата, движущегося в атмосфере планеты, являются форма, массово-геометрические параметры, условия входа в атмосферу: высота H_0 , скорость V_0 , угол входа θ_0 , модель атмосферы, а также теплофизические свойства материалов, применяемых в конструкции аппарата.

Форма капсулы определяет значения её аэродинамических коэффициентов: сопротивления C_{xa} , подъёмной силы C_{ya} и поперечного момента m_z . Оценка вклада силы торможения капсулы при спуске в атмосферу Венеры до высоты 120 км проводится по методике работы (Финченко В.С., Шматов С.И., 2005).

Для расчётов принимаются следующие наиболее возможные для предполагаемых проектов по исследованию Венеры (Воронцов В.А. и др., 2010) исходные данные по начальным условиям входа капсулы (см. рисунок 1) в атмосферу Венеры: высота $H_0=130$ км, скорость $V_0=11$ км/с, угол входа $\theta_0=-15^\circ$. Масса капсулы без НТУ составляет $m=170$ кг.

Модель атмосферы Венеры принята в соответствии с результатами работы (Мороз В.И., 1967).

О ПРИМЕНЕНИИ НАДУВНЫХ ТОРМОЗНЫХ УСТРОЙСТВ В КОНСТРУКЦИИ АППАРАТОВ, ПРЕДНАЗНАЧЕННЫХ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ВЕНЕРЫ



а – до момента спуска $t=40$ с; **б** – до момента спуска $t=180$ с.

рисунок 4. Траекторные параметры при спуске капсулы без НТУ

Коэффициент аэродинамического сопротивления капсулы без НТУ указанной формы при расчётах параметров движения в атмосфере на участке с гипер- и сверхзвуковыми скоростями полёта в диапазоне углов атаки $0 \leq \alpha \leq 14^\circ$ принят равным $C_x=1.55$ (Бойко А.С. и др., 1978).

На рисунке 4а представлены результаты расчёта изменения высоты H , скорости V и скоростного напора q^* при спуске капсулы без НТУ в атмосфере Венеры от момента входа до 40-й секунды полёта, а на рисунке 4б эти же данные – до 180-й секунды полёта.

Из анализа графиков на рисунке 4а следует, что капсула достаточно быстро снижается и теряет скорость с воздействием на 18-й секунде полёта максимального скоростного напора $q^*=260$ кПа и к 40-й секунде полёта имеет высоту $H=70$ км и скорость около 300 м/с.

При дальнейшем движении на высоте 64 км к 80-й секунде полёта скорость капсулы достигает 165 м/с и дальше, через 100 секунд, становится равной 78 м/с на высоте 56 км. В проекте «ВЕГА» автономный полёт и функционирование АЗ начинались на высоте около 63 км при скорости 150 м/с. Эта дозвуковая скорость полёта является приемлемой для ввода тормозного парашюта и проведения операций по развёртыванию аэростатного зонда. Отметим, что в проекте «ВЕГА» ввод парашюта происходил на высоте $H=57$ км при скорости $V=32$ м/с. После этого происходило торможение аппарата в течение 180 с до значений скорости 7...9 м/с и затем – извлечение

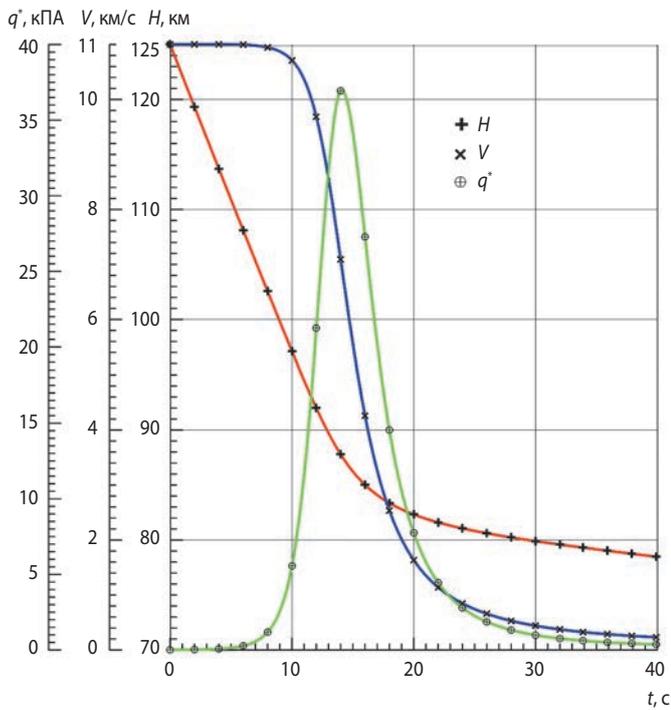
оболочки АЗ из капсулы в течение 20 секунд полёта. После этого начинался процесс наполнения оболочки газом в течение 230 секунд.

Из приведённых графиков рисунка 4 и сравнения с данными по проекту «ВЕГА» следует отметить более низкое положение капсулы по высоте (56 против 57 км) и достаточно высокая скорость движения (78 против 32 м/с) для ввода парашюта торможения и развёртывания оболочки АЗ. Учитывая, что суммарное время на дополнительное торможение до значения скорости 7...9 м/с и развёртывание АЗ в проекте «ВЕГА» составляло около 430 с, можно предположить, что момент ввода АЗ произойдёт ниже запланированных высот 53...55 км его дрейфа.

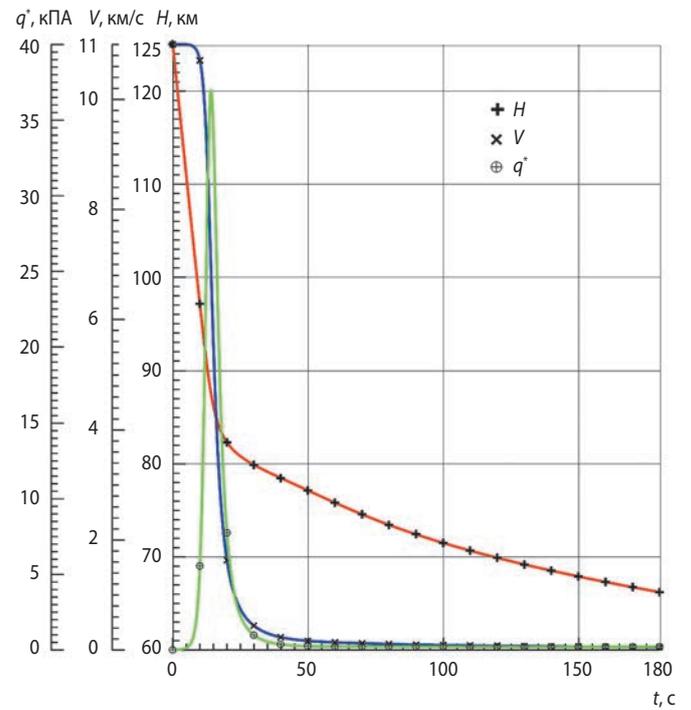
В связи с вышесказанным использование НТУ конической формы как средства более эффективно торможения аппарата (с учётом перечисленных выше преимуществ по аэродинамике над капсулой без НТУ) способствует повышению надёжности выполнения операций торможения и ввода АЗ, а также расширяет диапазон высот и интервалов времени на проведение этих операций.

Исследования по использованию НТУ для торможения спускаемых в атмосфере Венеры аппаратов проводились как у нас (Землянский Б.А. и др., 2001), так и за рубежом (McRonal A., 1999).

На рисунке 5 приведены графики изменения траекторных параметров по времени при спуске капсулы с НТУ диаметр 2.5 м (см. рисунок 3).



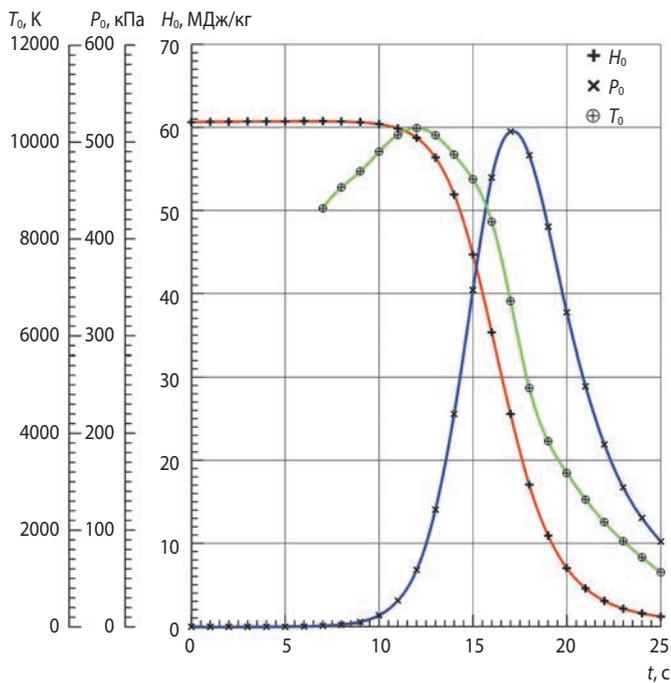
а



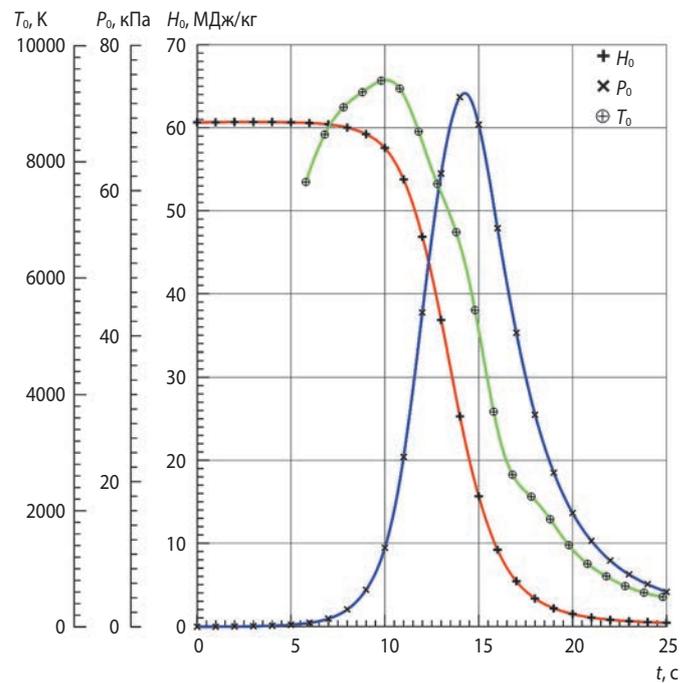
б

а – до момента спуска $t=40$ с; б – до момента спуска $t=180$ с.

рисунок 5. Траекторные параметры при спуске капсулы с НТУ



а



б

рисунок 6. Параметры торможения газового потока при спуске капсулы без НТУ (а) и с НТУ (б)

Из представленных графиков следует, что на высоте 78 км (40-я секунда полёта), которая на 11 км выше, чем в такой же момент времени для капсулы без НТУ, скорость полёта достигает 200 м/с, что соответствует дозвуковому режиму обтекания. Это означает, что на высоте 78 км можно начинать процесс

разгерметизации капсулы с извлечением оболочки АЗ и затем, в заданный момент времени, осуществить её наполнение газом.

Таким образом, использование капсулы с НТУ обеспечивает достаточный запас высоты для развёртывания и наддува аэростата без погружения ниже

О ПРИМЕНЕНИИ НАДУВНЫХ ТОРМОЗНЫХ УСТРОЙСТВ В КОНСТРУКЦИИ АППАРАТОВ, ПРЕДНАЗНАЧЕННЫХ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ВЕНЕРЫ

таблица 1 – Параметры торможения газового потока

параметр	капсула без НТУ			капсула с НТУ		
	величина	высота, км	τ_m , с	величина	высота, км	τ_m , с
H_{0m} , МДж/кг	60.5	97	≤ 9	60.5	106	≤ 5
T_{0m} , С°	10300	92	12	9400	97	10
P_{0m} , кПа	511	78	17	74	86	14

53 км – минимальной по высоте границы области дрейфа АЗ, реализованной в проектах «ВЕГА-1» и «ВЕГА-2».

Далее (см. рисунок 5б) до 180-й секунды полёта движение капсулы с НТУ начиная с высоты $H=70$ км (120-я секунда полёта) происходит со скоростью, монотонно уменьшающейся с увеличением плотности атмосферы, которая достигает значения $V=17$ м/с на высоте 67 км. На этом участке траектории полёта в заданном диапазоне высот 53...55 км можно начинать операции по подготовке к развёртыванию и в дальнейшем – к функционированию АЗ в атмосфере Венеры.

Определим эффективность применения капсулы с НТУ, оценивая параметры тепловой защиты, как самой капсулы, так и тепловой защиты НТУ, по сравнению с аналогичными данными капсулы без надувного устройства. Очевидно, что удельные тепловые нагрузки на лобовую и боковую поверхности капсулы с НТУ будут меньше по сравнению с конфигурацией одиночной капсулы.

Определим эффект снижения суммарной массы теплозащиты капсулы с НТУ. Ниже приводятся результаты расчётов аэротермодинамики капсулы с НТУ суммарной массы 180 кг. При этом масса НТУ сопоставима с массой парашютной системы.

На рисунке 6 для двух конфигураций капсулы (а – без НТУ и б – с НТУ) приведены рассчитанные с помощью названных выше методов и вычислительного комплекса распределения вдоль траекторий

полёта значений параметров торможения газового потока возле лобовой поверхности аппаратов: температуры T_0 , давления P_0 и энтальпии H_0 .

В таблице 1 приведены максимальные значения параметров торможения, достигаемые вдоль траекторий спуска, с указанием значений высоты и времени достижения этих максимальных значений. Сравнение этих результатов показывает, что значения нагрузок: энергетических H_0 , температурных T_0 и, в особенности, силовых P_0 на лобовую поверхность капсулы с НТУ меньше этих же значений для одиночной капсулы. Представленные в таблице 1 значения параметров торможения определяют уровень тепловых и силовых нагрузок на лобовую поверхность, которые должны уменьшаться с увеличением диаметра миделевого сечения СА.

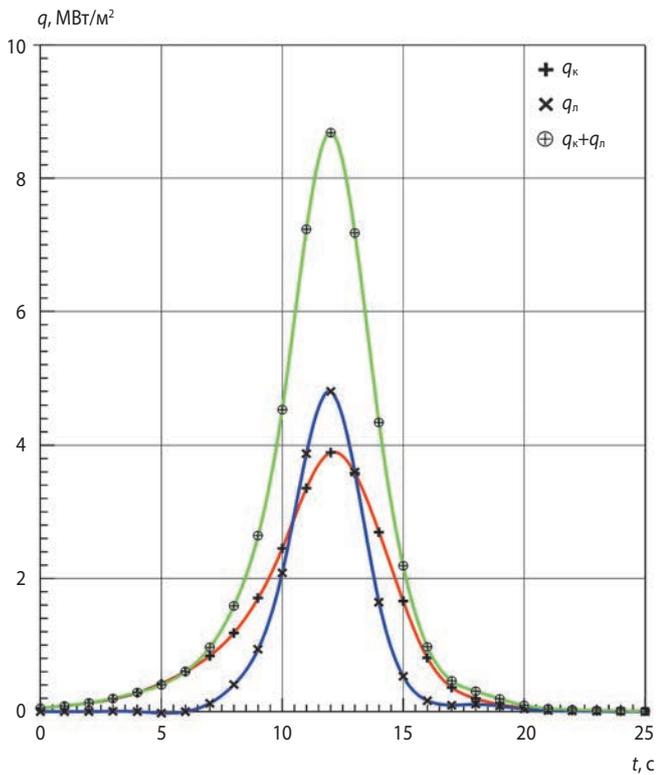
Это утверждение следует из таблицы 2, в которой при вариации диаметра НТУ в пределах $D=0...4.0$ м приведены результаты расчётов максимальной суммарной величины плотности теплового потока q_{ms} , момента времени t_{ms} достижения этого значения и интегрального теплового потока Q_s , воспринимаемых лобовой поверхностью капсулы. Видно, что с увеличением диаметра НТУ от 0 (аппарат без НТУ) до 4 м величины q_{ms} и Q_s снижаются более чем на порядок.

Ниже приводятся результаты расчётов, с использованием которых выбирается конструкция тепловой защиты НТУ.

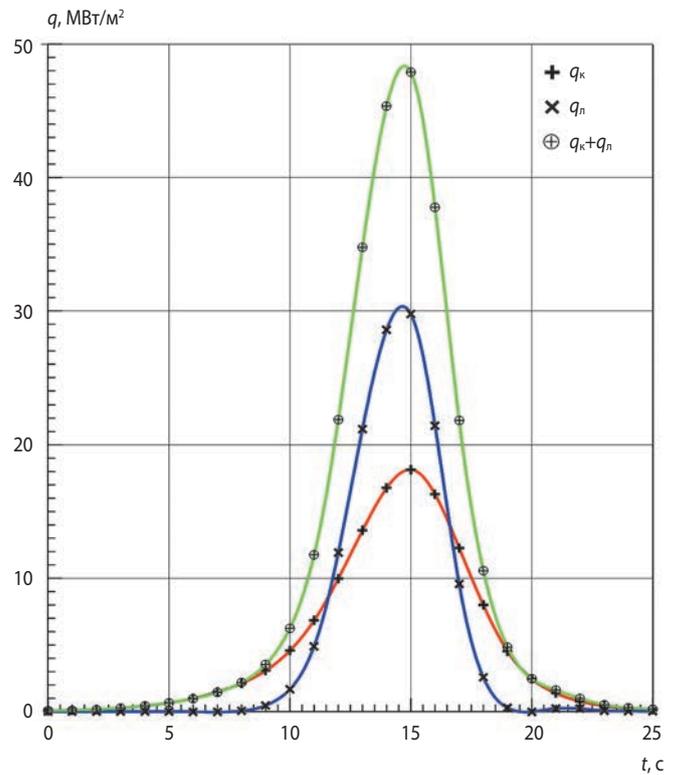
На рисунке 7а вдоль траектории спуска приведено распределение плотности удельных тепловых по-

таблица 2 – Тепловые нагрузки на поверхность капсулы с НТУ разного диаметра

№ п/п	D , м	m , кг	t_{ms} , с	q_{ms} , МВт/м ²	Q_s , МДж/м ²
1	0.85 (без НТУ)	170	14.7	48.4	258
2	1.7	170	12.9	15.5	78.6
3	2.5	180	12.0	8.7	43.2
4	4.0	210	11.1	4.8	23.5



а



б

рисунок 7. Тепловая нагрузка на лобовую поверхность капсулы с НТУ (а) и капсулы без НТУ (б)

токов: конвективного q_k , лучистого q_n и суммарного $q_s = q_n + q_k$ – в критическую точку аппарата, расположенную на жёсткой части лобового экрана. На поверхность части НТУ и корпуса капсулы, расположенных в донной области течения газа, приходится около 7...10% теплового потока, приходящего в критическую точку капсулы.

Как уже отмечалось, тепловые нагрузки на капсулу с НТУ снижаются с увеличением размеров устройства. Очевидно, что управлять уровнем тепловых нагрузок на аппарат (таблица 2) можно посредством выбора диаметра НТУ подходящей величины.

Представим конструкцию и характеристики тепловой защиты капсулы и НТУ с использованием рассчитанных значений тепловой нагрузки на аппарат.

На лобовую (жёсткую) часть капсулы наносится теплозащитное покрытие (ТЗП), состоящее из наружного слоя уносимого материала плотностью 1450...1500 кг/м, второго слоя из разреженного стеклотекстолита плотностью 950...1100 кг/м³ и внутреннего слоя теплоизоляции из стеклосотовой панели плотностью 80...90 кг/м³.

Поверхностная плотность ТЗП лобовой части капсулы с НТУ составляет от 20 до 22 кг/м².

Тепловая защита лобовой поверхности самого надувного устройства выполняется из гибких материалов – тканей, пропитанных уносимым веществом, которое после вулканизации приобретает свойства резины. Такая тепловая защита является гибкой и не препятствует укладке НТУ в компактный объём при размещении капсулы на борту АМС «ВЕНЕРА».

таблица 3 – Распределение по слоям тепловой защиты капсулы без НТУ

слой ТЗП	лобовая поверхность		коническая боковая поверхность		донная крышка	
	толщина, мм	плотность, кг/м ³	толщина, мм	плотность, г/м ³	толщина, мм	плотность, кг/м ³
наружный	30	1450...1500	15	1250...1300	10	1250...1300
средний	5	950...1100	5	950...1100	5	950...1100
нижний	15	80...90	10	80...90	10	80...90

О ПРИМЕНЕНИИ НАДУВНЫХ ТОРМОЗНЫХ УСТРОЙСТВ В КОНСТРУКЦИИ АППАРАТОВ, ПРЕДНАЗНАЧЕННЫХ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ВЕНЕРЫ

таблица 4 – Массовая сводка тепловой защиты капсулы

участок поверхности капсулы	площадь поверхности, м ²	капсула с НТУ	капсула без НТУ
лобовой сегмент капсулы	0.59	12.0...13.2	29.1...31.2
лобовая часть НТУ	1.72	10.2...11.9	–
донная часть НТУ	1.72	6.8...8.5	–
боковая часть капсулы	1.95	14.6...17.5	47.8...51.7
крышка капсулы в донной части	0.25	1.9...2.2	6.1...6.6
суммарная масса тепловой защиты	–	45.5...53.3	83.0...89.5

Система гибкой тепловой защиты (ГТЗ) НТУ состоит из теплозащитного и теплоизолирующего пакетов (Финченко В.С. и др., 2010). Теплозащитный пакет состоит из пяти слоев теплозащитного (уносимого) материала плотностью 1100 ± 100 кг/м³ с распределением материала по слоям (считая от внешней обтекаемой газом поверхности) $d_{\text{тзп}i} = 1.5, 1.3, 1.0, 0.8, 0.5$ мм, $i = 1 \dots 5$. Каждый слой теплозащитного материала наносится на термостойкую ткань плотностью 0.2 кг/м².

Теплоизолирующий пакет состоит из 20 слоёв экранно-вакуумной теплоизоляции марки ЭВТИ-И, заключённых в чехол из термостойкой облицовочной ткани. Поверхностная плотность 20-ти слоёв ЭВТИ составляет 0.64 кг/м², а облицовочной ткани – $0,3$ кг/м².

Таким образом, плотность ГТЗ лобовой поверхности НТУ капсулы, на которую воздействует интегральный тепловой поток величиной $43,2$ МДж/м², от 5.5 до 6.5 кг/м².

Донная поверхность НТУ защищена от воздействия интегрального теплового потока величиной 4.3 МДж/м² продолжением трёх последних слоев теплозащитного пакета лобовой поверхности с распределением теплозащитного материала по слоям $d_{\text{тзп}j} = 1.0, 0.8, 0.5$ мм, $j = 1 \dots 3$, и описанного выше теплоизолирующего пакета из 20-ти слоёв ЭВТИ-И, облицованных термостойкой тканью. Поверхностная плотность тепловой защиты донной части НТУ от 3.7 до 4.7 кг/м².

Поверхность конического корпуса и задней крышки капсулы может быть защищена нанесением теплозащитного покрытия из уносимого материала, имеющего плотность $500 \dots 600$ кг/м³. Поверхностная плотность этой теплозащиты от 7.5 до 9.0 кг/м².

Для сравнения с приведёнными выше параметрами тепловой защиты капсулы с НТУ были проведены аналогичные расчёты по определению тепловых нагрузок для одиночной капсулы (без НТУ).

Результаты расчётов изменения тепловой нагрузки вдоль траектории спуска в критическую точку лобовой поверхности капсулы приведены на рисунке 7б. Максимальные значения удельной и интегральной тепловой нагрузки для капсулы без НТУ приведены в первой строке результатов таблицы 2.

Продолжительность интенсивного теплового воздействия газового потока в этом расчётном случае составляет около 25 секунд, т.е. примерно до высоты 75 км (см. рисунок 4).

Максимальная плотность конвективного теплового потока к обратной конической и донной поверхностям капсулы принимается равной соответственно 5.4 и 1.8 МВт/м², т.е. около 30 и 10% от максимального конвективного теплового потока в передней точке лобового аэродинамического экрана капсулы (Иванков А.А., 2009).

Конструкция теплозащитного покрытия в системе тепловой защиты капсулы без НТУ выбрана исходя из рассчитанных значений тепловой нагрузки на поверхность её частей – лобовой, боковой, донной крышки – и допустимой температуры несущей конструкции капсулы.

В результате расчётов прогрева ТЗП и несущей конструкции капсулы, уноса массы теплозащитных материалов тепловая защита капсулы без НТУ представляет собой составную трёхслойную конструкцию на всех указанных участках поверхности.

В таблице 3 представлено распределение материалов ТЗП на участках поверхности капсулы без НТУ.

Из таблицы 3 следует, что поверхностная плотность ТЗП на лобовой поверхности капсулы составляет $48.5 \dots 52.0$ кг/м², на боковой поверхности капсулы и её крышки – $24.5 \dots 26.5$ кг/м². Уносимая толщина материала ТЗП в критической точке составляет около 10 мм.

В таблице 4 приводится сравнение массовых сводок гибкой тепловой защиты лобовой и донной поверхностей НТУ и тепловой защиты поверхностей

жёстких конструктивных частей (лобовой, боковой и донной) капсул с НТУ (см. рисунок 3) и без НТУ (см. рисунок 1).

Данные таблицы 4 свидетельствуют о почти двукратном превышении массы тепловой защиты капсулы без НТУ по сравнению с массой тепловой защиты капсулы с НТУ, т.е. аппарата, разработанного с использованием технологии спускаемых в атмосферах планет аппаратов с надувными тормозными устройствами.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Приведённые результаты свидетельствуют об эффективности применения НТУ в конструкции спускаемого аппарата, предназначенного для доставки аэростатного зонда в атмосферу Венеры. Преимущество применения НТУ состоит в более эффективном торможении аппарата при входе в атмосферу Венеры и последующем спуске на поверхность планеты, а также в снижении массы тепловой защиты капсулы с НТУ, используемого в качестве лобового аэродинамического экрана, что в конечном итоге приводит к снижению массы всего спускаемого аппарата.

Материалы в этой статье, предоставленные М.М. Голомазовым, относятся к работам выполненным в рамках государственного задания Института автоматизации проектирования РАН.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

Бойко А.С., Алексеева С.Г., Дегтярёва Л.А., Степениус К.А. Аэродинамика летательных аппаратов с тормозной и несущей лобовой частью: руководство для конструкторов. ЦНИИмаш. 1978. Т. 5. Кн. 2. 180 с.

Воронцов В.А., Лохматова М.Г., Мартынов М.Б., Пичхадзе К.М. и др. Перспективный космический аппарат для исследования Венеры. Проект «ВЕНЕРА-Д» // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2010. № 4. С. 62-67.

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.

Землянский Б.А., Иванков А.А., Устинов С.Н., Финченко В.С. Современное состояние вопроса о применении технологии надувных элементов конструкции в изделиях ракетно-космической техники, об использовании надувных тормозных устройств в конструкции спускаемых аппаратов и теплозащитные покрытия этих устройств // Вестник РФФИ. 2008. № 1. С. 38-64.

Землянский Б.А., Кнотько В.Б., Румынский А.Н., Акатьев О.Б. и др. Расчетные и экспериментальные исследования в обеспечение выбора теплозащиты десантного модуля с надувным тормозным устройством при аэроторможении в атмосфере Венеры // Космонавтика и ракетостроение. 2001. № 23. С. 94-102.

Иванков А.А. Расчетное определение тепломассообмена при проектировании космических спускаемых аппаратов. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2009614632 РФ. (ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» (RU)); Заявка: № 2009613552; 09.07.2009; Зарегистрировано в Реестре программ для ЭВМ: 31.08.2009.

Иванков А.А. Метод расчета параметров гибкой многослойной теплозащиты спускаемого аппарата с надувным тормозным устройством // Тепловые процессы в технике. 2010. Т. 2, № 7. С. 320-328.

Маров М.Я., Хантрес У.Т. Советские роботы в Солнечной системе. Технологии и открытия. М.: Физматлит, 2013. 612 с.

Мороз В.И. Физика планет. М.: Наука, 1967. 496 с.

Финченко В.С., Шматов С.И. Программный комплекс AIRSOL для расчёта аэродинамического и радиационного воздействия на космические летательные аппараты // Актуальные вопросы проектирования космических систем и комплексов: сб. науч. трудов НПО им. С.А. Лавочкина. 2005. Вып. 6. С. 394-401.

Финченко В.С., Пичхадзе К.М., Алексашкин С.Н., Поляков А.Б. Патент РФ № 2383476 на изобретение «Гибкая система тепловой защиты спускаемого космического аппарата». Приоритет 25 декабря 2008 г. Зарегистрировано в Государственном реестре изобретений РФ 10.03.2010.

Финченко В.С., Пичхадзе К.М. Основы проектирования надувных космических конструкций. Проектирование автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований / Под ред. В.В. Ефанова, К.М. Пичхадзе. М.: НПО им. С.А. Лавочкина, 2013. Т. 1. С. 430-489.

Финченко В.С., Котляров Е.Ю., Иванков А.А. Системы обеспечения тепловых режимов автоматических межпланетных станций / Науч. издание под ред. В.В. Ефанова и В.С. Финченко. Химки: Изд. АО «НПО Лавочкина», 2018. 400 с.

McRonald A. A Light-Weight Inflatable Hypersonic Drag Device for Venus Entry // Paper AAS. 1999. P. 99-355.

Статья поступила в редакцию 01.04.2019 г.

Статья после доработки 09.04.2019 г.

Статья принята к публикации 10.04.2019 г.

ОСНОВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ РАЗВИТИЯ ЗАРУБЕЖНЫХ ОПТИКО- ЭЛЕКТРОННЫХ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ (ОБЗОР)



К.А. Занин¹,
доктор технических наук,
rs4a@laspace.ru;
K.A. Zanin

PRINCIPLE DIRECTIONS OF DEVELOPMENT OF FOREIGN EARTH REMOTE SENSING ELECTRO-OPTICAL SPACE SYSTEMS (REVIEW)



И.В. Москатиньев¹,
miv@laspace.ru;
I.V. Moskatiniyev

В статье приводится обзор современных зарубежных космических систем дистанционного зондирования Земли (КС ДЗЗ) на базе нескольких разнотипных космических аппаратов с оптико-электронной аппаратурой. Рассмотрены базовые проектные решения и пути их модернизации.

Ключевые слова: космическая система дистанционного зондирования Земли; показатели качества; оптико-электронный комплекс; модернизация; разрешающая способность.

DOI: 10.26162/LS.2019.44.2.003

Развитие информационных технологий делает общедоступными данные со спутников, получающих изображения Земли в различных диапазонах спектра. Наиболее востребованной продукцией космических систем дистанционного зондирования Земли (КС ДЗЗ) будут цифровые изображения поверхности Земли с детальным разрешением лучше 1 м. Уже сегодня в общем доступе, например, на сайте www.maps.google.com можно найти снимки Земли, сделанные из космоса самыми различными аппаратами, с разрешением до 0,5 м.

С целью увеличения частоты наблюдения интересующих районов и производительности обычно используется несколько космических аппаратов,

The article presents a review of modern foreign Earth remote sensing space systems on the basis of the several different-type spacecraft with electro-optical equipment. The basic design solutions and the ways of their retrofit are considered.

Key words: Earth remote sensing space system; quality indicators; electro-optical system; retrofit; resolution.

объединяющихся в орбитальную группировку. Общемировой тенденцией является объединение разнотипных КА в единую КС ДЗЗ с объединённым информационным центром, предоставляющим потребителям не только готовые цифровые изображения, но и различные специализированные продукты на основе их обработки.

Совершенствование целевой аппаратуры КА ДЗЗ и создание единого информационного пространства позволило создать системы мониторинга Земли не только с высоким и детальным разрешением, но и высокой периодичностью наблюдения (*Бакланов А.И., 2010; Бакланов А.И. и др., 2016*).

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

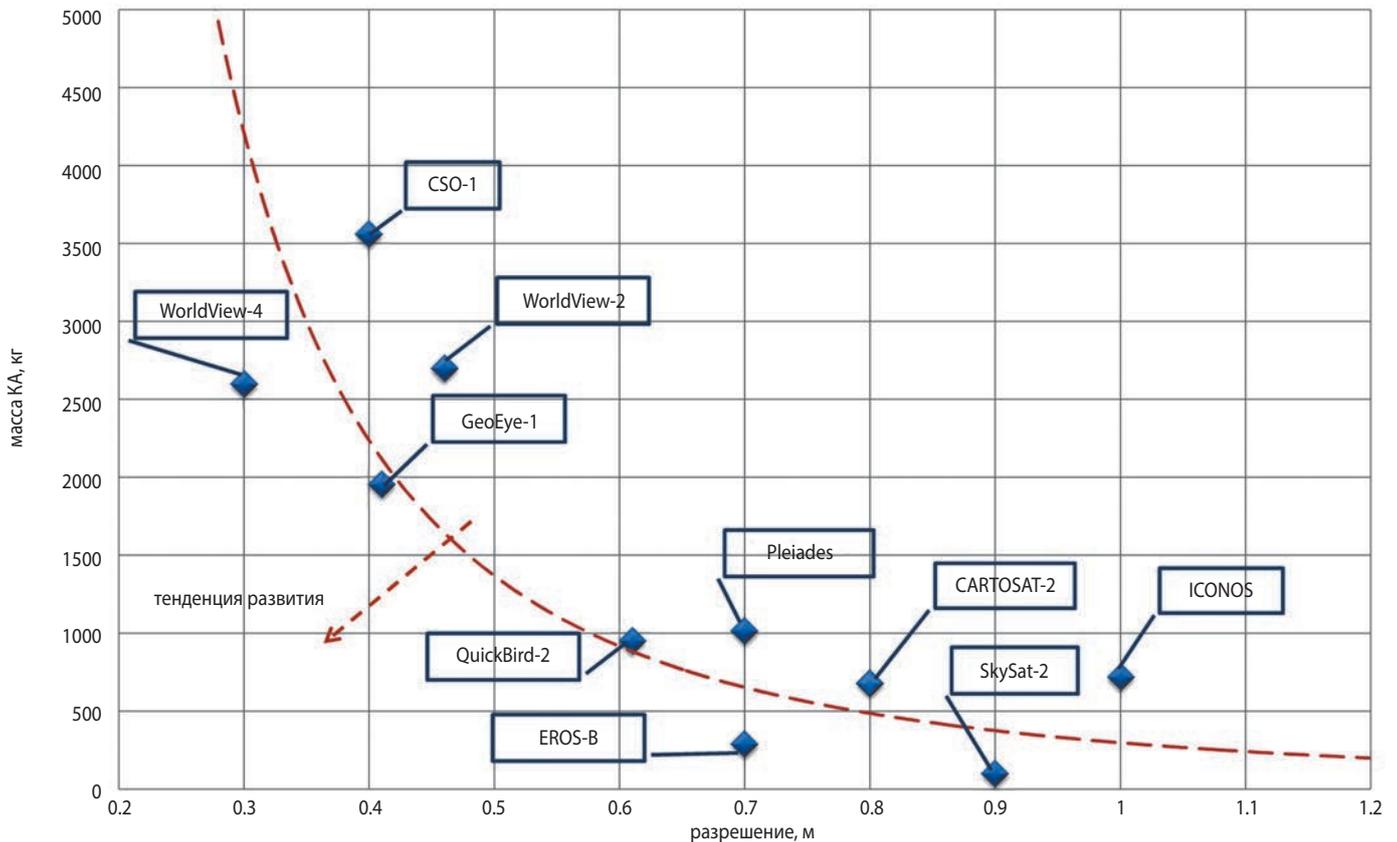


рисунок 1. Зависимость разрешающей способности от массы КА

На мировом рынке данных сформировался устойчивый класс космических аппаратов, формирующих наиболее востребованные данные дистанционного зондирования Земли с разрешением от 0,5 м и лучше. Сложившийся баланс тактико-технических характеристик, высоты орбиты и количества КА достигнут в результате работы по замене дорогостоящей группировки тяжёлых КА типа Key-Hole на серию КА различных производителей с упором на коммерческое распространение данных.

Отработка технологии малоразмерных КА ДЗЗ высокого разрешения началась в 1999 году на КА Iconos-2, успешно завершившем работу в 2015 году, и продолжилась на QuickBird с широкоугольной аппаратурой, запущенном в 2001 году. Указанные КА позволили получить высококачественные цифровые снимки с разрешением 1 м.

Достижение разрешающей способности в 0,5 м и лучше стало возможным на КА GeoEye-1 с четырёхзеркальной оптической системой 1,1 м. Далее последовали WorldView-2 и его модификация WorldView-3 (Geo-Eye-2).

В таблице 1 и 2 представлены КА ДЗЗ и характеристики оптико-электронных комплексов, разработанные в разное время и способные получать цифровые изображения Земли с высоким и детальным разрешением (<https://directory.eoportal.org>).

В настоящее время функционирует не менее шести зарубежных КА подобного класса (WorldView,

Pleiades, CSO-1, EROS, KazEOSat-2 и др.). Многие КА продолжают эксплуатироваться за пределами гарантийного срока. Масса КА этого класса не более 3000 кг. Высота полёта КА составляет от 600 до 800 км. Целевая аппаратура строится на основе зеркальной оптической системы диаметром от 0,7 до 1,3 м. На рисунке 1 показана зависимость разрешающей способности от массы КА.

Основными поставщиками данных дистанционного зондирования Земли являются корпорации GeoEye и DigitalGlobe. С 2013 года корпорация GeoEye объединилась с DigitalGlobe. Создание КА проводится в рамках частно-государственного партнёрства. Основное бюджетное финансирование покупки данных осуществляется по программе EnhancedView для задач геопрограммной разведки США. В объединённой орбитальной группировке Digital Globe (таблица 3) основные этапы развития КА ДЗЗ прослеживаются наиболее наглядно.

Первоначально для замены тяжёлых КА ДЗЗ разработаны КА Iconos метрового разрешения (разработчик Lockheed Martin и Ratheon) и Early Bird обзорного наблюдения. Для обеспечения большой полосы захвата Early Bird оснащался полноапертурным сканирующим зеркалом. Первый КА Iconos был потерян в результате аварии ракеты-носителя, а Early Bird отказал в первые дни после запуска.

ОСНОВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ РАЗВИТИЯ ЗАРУБЕЖНЫХ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫХ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ (ОБЗОР)

таблица 1 – Зарубежные оптико-электронные КА ДЗЗ высокого и детального разрешения

наименование параметра	IKONOS	QuickBird-2	GeoEye -1	WorldView-2, -3	WorldView-4	Pleiades-1, -2	CSO-1	SkySat
год запуска	1999	2004	2008	2009	2016	2011	2018	2013
страна	США	США	США	США	США	Франция	Франция	США
высота солнечно-синхронной орбиты, км	681	450	684	770 (WV-2) 617 (WV-3)	618	695	800	578 и 637
разрешающая способность, м*	1,0	0,6	0,4	0,5 и 0,4	0,3	0,7	0,4	0,9
полоса захвата, км	11,3	16,5	15,2	16,4 и 13,1	13,1	20	16	8
масса ка, кг	720	951	1955	2700	2600	1015	3565	100
космическая платформа	LM900	BCP 2000	SA-200 HP	BCP 5000	LM900	AstroSat 1000	-	Skybox
скорость радиолинии, Мбит/с	320	320	740	800 (1200)	800	465	-	450
ёмкость ЗУ, Гбит	64	128	1200	2200	3200	600	-	0,75
система съёмки	трёхосная	трёхосная	трёхосная	трёхосная	трёхосная	трёхосная	трёхосная	трёхосная
скорость перенацеливания на 200 км, с	18	38	20	10	11	11		
погрешность стабилизации угловой скорости, 10 ⁻⁴ град/с	1	1	0,5	0,5	0,5	1	0,5	1

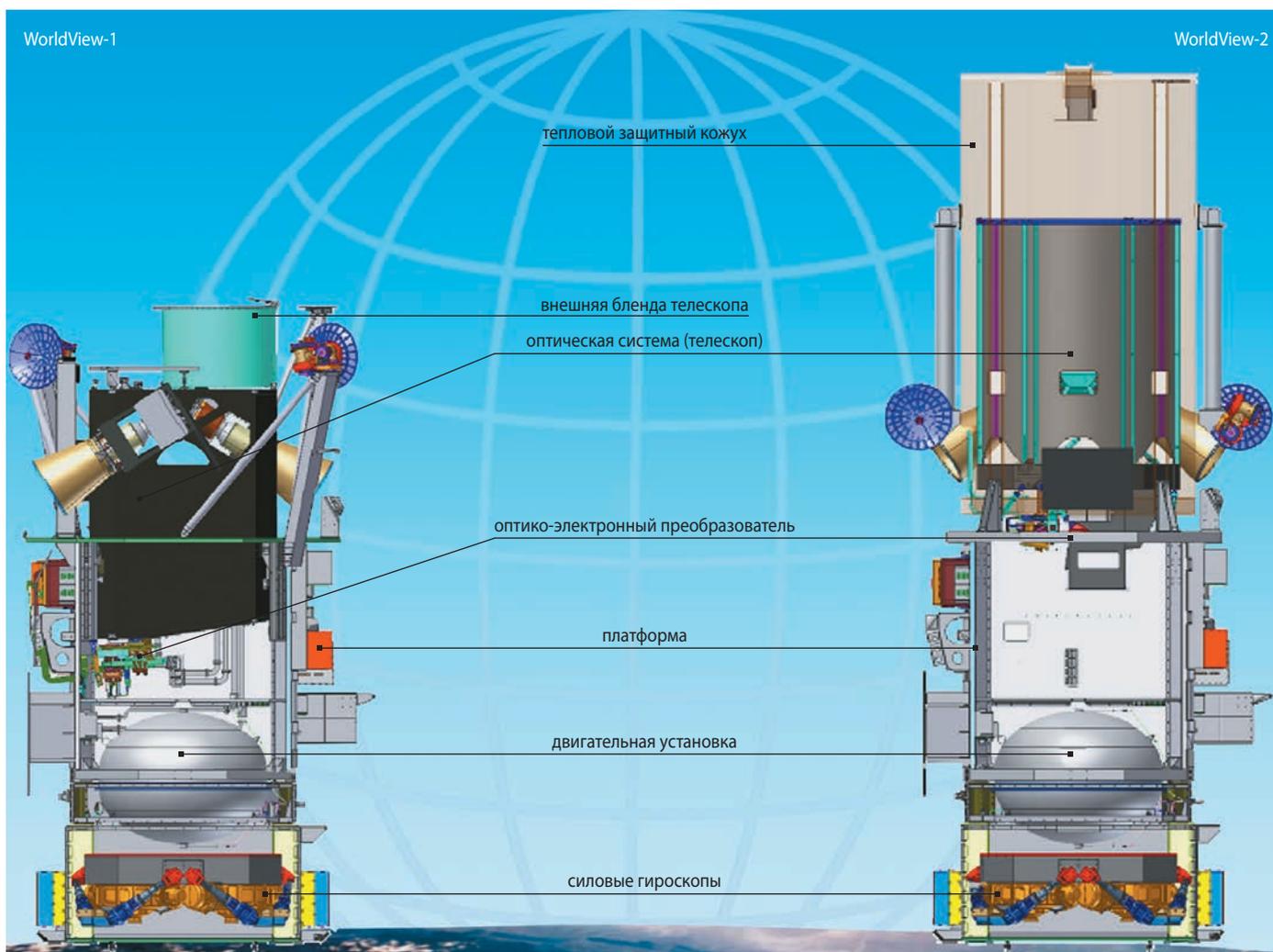
* под разрешением в данной таблице понимается проекция элемента разложения на поверхность Земли (в английской литературе более известно как Ground Sample Distance GSD)

таблица 2 – Основные характеристики зарубежных оптико-электронных комплексов КА ДЗЗ

наименование параметра	IKONOS	QuickBird-2	WorldView-1	WorldView-2, -3	GeoEye-1, WorldView-4	Pleiades	CSO-1	SkySat
диаметр объектива, м	0,7	0,6	0,7	1,1	1,1	0,65	1,3	~0,36
фокусное расстояние, м	10	8,8	5,6	13,3	13,3	13	26	3,6
размер пикселя, панхром, мкм	12	12	8,0	8,0	8,0	13,0	13,0	6,5
размер пикселя, мультиспектр, мкм	48	48	32	32	32	52	–	6,5
относительное фокусное расстояние	14,3	14,6	12	12	12	20	20	10
отношение размера пикселя к диаметру кружка рассеивания	1,3	1,2	1,2	1,0	1,0	1,0	1,0	1,0
оптическая схема	Корша	Кука	Корша	Корша	Корша	Корша	Корша	Ричи – Кретьен
количество каналов	Пан+4МС	Пан+4МС	Пан	Пан+8МС Пан+16МС	Пан+4МС	Пан+4МС	Пан+4МС	Пан+4МС
количество пикселей, панхром	13500	27000	35000	35420	35000	30000	30000	3 CMOS матрицы 2560'1080
количество пикселей, мультиспектр	3375	6500	нет	8881	8000	7500	–	
масса оэж, кг	171	380	380	470	470	195	–	~40

таблица 3 – Этапы развития КА компании Digital Glob

наименование КА	IKONOS	QuickBird-2	GeoEye-1	WorldView-1	WorldView-2	WorldView-3	WorldView-4
космическая платформа							
	LM900	BCP 2000	SA-200 HP	BCP 5000	BCP 5000	BCP 5000	LM900+
модификация	базовая	увеличение массы	увеличение массы и мощности	однотипная платформа			увеличение мощности
				увеличение массы	–	–	
масса полезной нагрузки, кг	171	380	452	>470			
мощность, кВт	1,5	1,5	3,75	3,5			3,7
исполнительные органы	двигатели маховики, угловое ускорение перенацеливания до 0,20° с ²			гиродины, угловое ускорение перенацеливания до 2,3° с ²			
оптическая система							
модификация	базовая I	базовая II	базовая III	базовая II+	базовая III		
		увеличение поля зрения	увеличение диаметра		однотипная		
разработчик	Kodak	Bell	ITT	Bell	ITT		
тип	Корша	внеосевой зеркальный анастигмат Кука	Корша	внеосевой зеркальный анастигмат Кука	Корша		
диаметр, м	0,7	0,6	1,1	0,7	1,1		
поле зрения, °	1,3	2,2	1,2	2,2	1,3		
оптико-электронный преобразователь							
модификация	однотипный (поколение I)		однотипный (поколение II)				
	базовая	удвоение количества пикселей	базовый, уменьшение размера пикселя	упрощённый, только панхром	удвоено количество МС каналов	добавлено 4ИК канала	базовый вариант 4МС канала
размер пикселя, мкм	12		8,0				
ширина, пикселей	13500	27000	35000				
количество каналов	1П+4МС	1П+4МС	1П+4МС	1П	1П+8МС	1П+8МС+8ИК	1П+4МС
запоминающее устройство и радиолиния							
модификация	однотипное (поколение I)		однотипное (поколение II)				
	базовая	удвоенное ЗУ	базовая	увеличено ЗУ		увеличена скорость РЛ	увеличено ЗУ
объём ЗУ, Гбайт	64	128	1200	2200	2200	2200	3200
скорость передачи данных, Мбит/с	320		740	800	800	до 1200	800



рисунки 2. Размещение двух типов оптико-электронных комплексов КА WorldView-1, -2, -3 на унифицированной платформе

Обработка оптико-электронного комплекса метрового разрешения с компактным трёхзеркальным анастигматом Корша и приёмником изображения Kodak на матрицах временной задержки и накопления успешно проведена на КА Iconos-2.

Разрешение в 0,6 м в полосе захвата 16,5 км впервые обеспечил КА Quick Bird-2 при помощи оптико-электронного комплекса (ОЭК) VHRC60 фирмы Bell. Отказаться от сканирующего зеркала позволил внеосевой зеркальный анастигмат Кука с полем зрения 2,12 градуса. В качестве приёмников изображения применялся отработанный на Iconos-2 приёмник изображения с удвоенной шириной и количеством элементов. Для обеспечения требуемой пропускной способности скорость радиосвязи и ёмкость запоминающего устройства КА Quick Bird-2 увеличены в два раза по сравнению с КА Iconos-2.

Космические платформы КА Iconos и Quick Bird» обеспечивали прецизионные режимы съёмки с трёхосным отслеживанием, что позволяло снимать сложные полигональные площади. Динамические харак-

теристики указанных КА были невелики. В качестве исполнительных органов системы ориентации применялись двигатели маховики.

Эксплуатация Quick Bird показала возможность достижения высокого разрешения в широкой полосе захвата. Усовершенствованный внеосевой зеркальный анастигмат Кука WV100 фирмы Bell был установлен на КА WorldView-1 с лучшими динамическими характеристиками.

Улучшение пространственного разрешения до 0,3–0,5 м достигнуто в результате создания корпорацией ИТТ и входящей в неё Harris трёхзеркального анастигмата Корша с диаметром 1,1 м и полем зрения до 1,3°. Одновременно в указанной компании создан оптико-электронный преобразователь с размером пикселя 8 мкм и шириной 35000 пикселей. Оптико-электронный комплекс Harris SpaceView 110 с апертурой 1,1 м впервые применён на КА GeoEye-1, что позволило улучшить пространственную разрешающую способность до 0,4 м. С минимальными изменениями SpaceView 110 применяется на КА WorldView-2, -3, -4.

Увеличение габаритов ОЭК потребовало применения более тяжёлых космических платформ. КА GeoEye-1 разработан фирмой ИТТ с интегральной компоновкой на основе платформы SA-200 HP фирмы General Dynamics. Недостатком GeoEye-1 являлась невысокая скорость перенацеливания.

КА фирмы Bell WorldView-1, -2, -3 созданы на однотипной платформе ВСП-5000 (рисунок 2). Динамические характеристики этой серии КА существенно улучшены за счёт применения силовых гироскопов.

В дальнейшем на WorldView-4 корпорация ИТТ также применила усовершенствованную платформу LM900 фирмы Lockheed Martin с увеличенной мощностью системы энергоснабжения и силовыми гироскопами в качестве исполнительных органов.

Увеличение апертуры позволило повысить высоту орбиты до 800 км и отказаться от использования сложного внеосевого анастигмата Кука для решения задач, требующих большой полосы захвата при умеренном разрешении.

В результате на WorldView-2 достигнута такая же полоса захвата, как и у QuickBird и WorldView-1, при несколько лучшем разрешении. Улучшение динамических характеристик платформ позволило снимать маршруты и площади за счёт перенацеливания КА. Последующие КА WorldView-2, -3, -4 запущены на более низкую орбиту для наблюдения с разрешением 0,4 м и лучше.

Совершенствование оптико-электронного преобразователя проводится увеличением количества каналов, скорости радиолинии и емкости запоминающего устройства. Например, для КА GeoEye-1, WorldView-1, -2, -3, -4 применён однотипный оптико-электронный преобразователь (ОЭП) с различным количеством мультиспектральных каналов. На КА WorldView-1 установлен только панхроматический приёмник. В WorldView-2 по сравнению с GeoEye-1 увеличено количество мультиспектральных диапазонов с 4 до 8. На КА WorldView-3 дополнительно добавлено 8 каналов ближнего инфракрасного диапазона.

Развитие твердотельных запоминающих устройств позволило увеличить ёмкость запоминающего устройства до 2200 Гбит. Скорость радиолинии увеличена до 800 Мбит/с. Большое количество каналов в ОЭП WorldView-3 потребовало в единичном случае установки радиолинии 1200 Мбит/с.

Анализ данных, приведённых в таблицах 1, 2 и 3, показывает, что развитие и модернизация КА ДЗЗ, используемых компанией DigitalGlobe, осуществляется за счёт совершенствования оптико-электронного преобразователя (увеличения количества каналов) и радиолинии (увеличение скорости) вместе с применением уникальной крупногабаритной оптической системы (ОС) и отработанных космических платформ.

При этом повышение производительности и оперативности осуществляется, в основном, за счёт наращивания орбитальной группировки КА ДЗЗ. Требуемая детальность изображения обеспечивается двумя КА на орбите с высотой 620 км. Как минимум один КА такого же типа находится на повышенной до 770–800 км высоте орбиты с целью наблюдения с большей шириной полосы захвата и оперативностью.

Таким образом, можно обозначить подход при создании КА ДЗЗ, при котором в составе КА есть переменная (динамическая) составляющая (ОЭП, ЗУ, высокоскоростная радиолиния) и консервативная составляющие (крупногабаритная оптическая система, космическая платформа).

В таблице 4 и на рисунке 3 приводится статистика массы современных оптико-электронных комплексов.

Пространственное разрешение в оптико-электронных комплексах наблюдения определяется дальностью наблюдения и угловым разрешением. Совершенствование КС ДЗЗ идёт в направлении улучшения угловой разрешающей способности до уровня лучше 0,2 угл. с путём увеличения диаметра ОС (GeoEye-1, CSO-1). Это обусловлено тем, что КС ДЗЗ, имеющие ОС большого диаметра, имеют лучшее линейное разрешение на местности с большей высоты полёта и соответственно более высокую периодичность наблюдения и оперативность доставки информации (Тимофеев В.Н., 2003; Ефанов В.В. и др., 2009; Ефанов В.В. и др., 2017). Кроме того, крупногабаритные ОС позволяют приблизить пространственное разрешение к ограничению, обусловленному турбулентностью атмосферы (рисунок 4).

Методическое обеспечение создания КА ДЗЗ является сложной научно-технической проблемой (Золотой С.А., 2017), требующей увязки характеристик составляющих элементов космической системы. Увеличение диаметра ОС требует улучшения точности стабилизации.

Большинство ОЭК построено на основе оптической системы трёхзеркального анастигмата Корша (ТМА) с относительным фокусным расстоянием не менее 12. Невысокое относительное фокусное расстояние определяется крупным размером пикселя приёмника изображения менее 8–13 мкм. Использование достаточно крупного размера ячеек приёмника изображения обусловлено требованием обеспечения достаточной потенциальной ямы для накопления сигнала обеспечения радиометрической чувствительности (Хартов В.В. и др., 2010). Кроме этого, обеспечивается ограничение на смаз изображения от вибраций, вызванных работой исполнительных органов системы стабилизации (Макриденко Л.А. и др., 2017).

ОСНОВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ РАЗВИТИЯ ЗАРУБЕЖНЫХ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫХ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ (ОБЗОР)

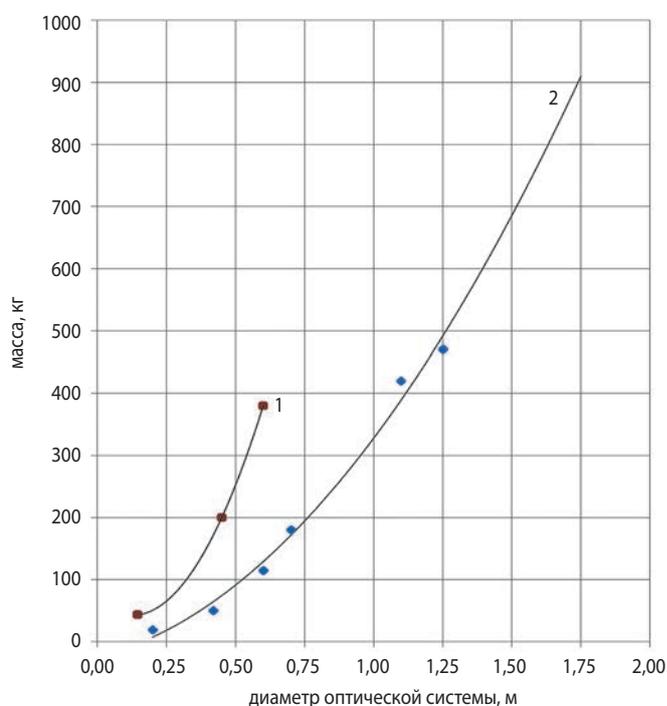
таблица 4 – Масса оптико-электронных комплексов КА ДЗЗ

название КА	оптическая схема	диаметр, м	масса, кг
TopSat	внеосевой триплет	0,200	32
RapidEye	внеосевой триплет	0,145	43
IRS-P5	внеосевой триплет	0,450	200
WorldView-1	внеосевой триплет	0,600	380
QuickBird-1	внеосевой триплет	0,600	380
Iconos-2	Корша	0,700	171
Formosat-2	Корша	0,600	114
Cartosat-2	Ричи – Кретьена	0,700	120
KompSAT-3	Корша	0,800	150
Alsat-2	Корша	0,200	18,5
Dubaisat-2	Корша	0,420	50
KazEOSSat-1	Корша	0,640	150
Pleiades-1,2	Корша	0,700	195
Razaksat-1	Ричи – Кретьена	0,200	42
TacSAT-3	Ричи – Кретьена	0,350	170
PRISMA	внеосевой триплет	0,200	90
GeoEye-1	Корша	1,100	470
WorldView-2, -3, -4	Корша	1,100	470

Согласование размера пикселя и относительного фокусного расстояния для большинства современных высокоразрешающих ОЭК производится по принципу равенства радиуса кружка рассеивания и размера пикселя. Дальнейшее увеличение фокусного расстояния теоретически может повысить разрешающую способность, однако на практике систематические и случайные смазы изображения, остаточная расфокусировка не позволяет этого сделать. Одновременно увеличение относительного отверстия более рациональных значений существенно снижает освещённость ячеек приёмника изображения и радиометрическую чувствительность.

Увеличение диаметра апертуры оптической системы позволило улучшить периодичность и производительность путём увеличения высоты орбиты до 770–800 км (WorldView-2 и CSO-1). С целью улучшения разрешающей способности одновременно применяются КА на высотах 617–680 км (WorldView-3, -4 и Pleiades-1, -2).

Количество одновременно функционирующих однотипных КА в орбитальной группировке увеличивается от двух-трёх в Pleiades и WorldView до планируемых четырёх в CSO. Увеличение численности орбитальной группировки возможно в результате сокращения сроков производства КА с 3–4 лет до 2–3 лет.



1 – детального наблюдения с полем зрения до 1,5 угловых градусов (схемы Кассегрена, Корша, Ричи – Кретьена);
2 – широкоугольные комплексы на основе внеосевых триплетов с полем зрения до 3 угловых градусов.

рисунок 3. Масса оптико-электронных комплексов

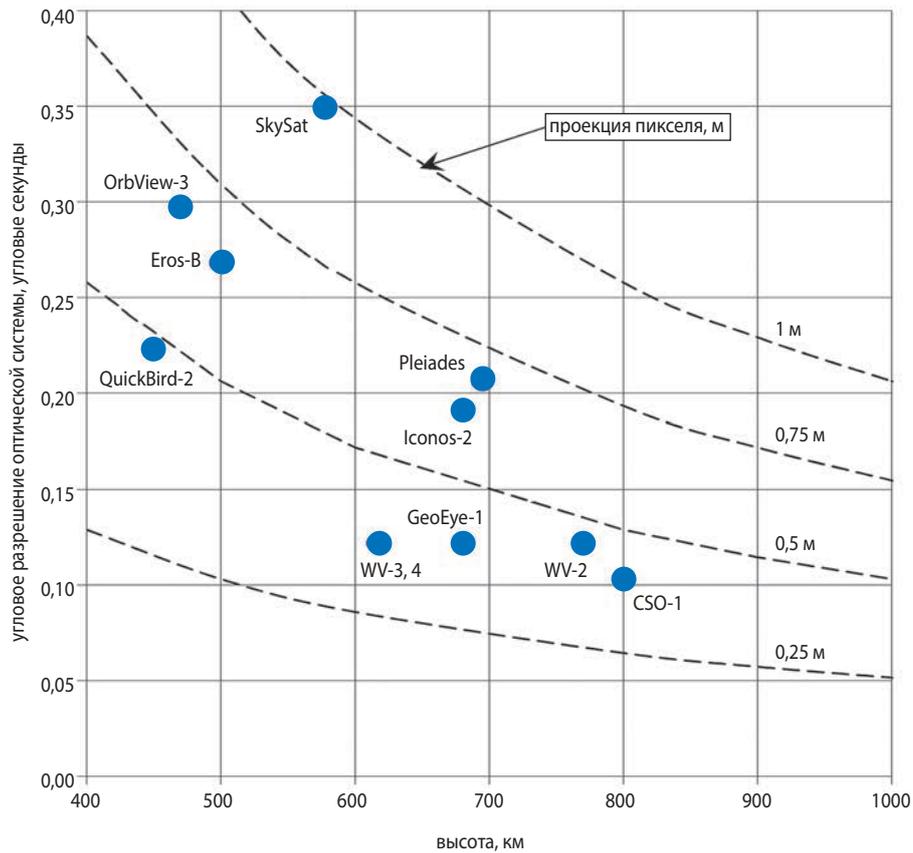


рисунок 4. Угловое и пространственное разрешение оптико-электронных комплексов

Альтернативный путь развития КА ДЗЗ продемонстрирован фирмой Airbus Defence (бывшая Astrium) при переходе от КА Pleiades-1, -2 (Lamard J. et al., 2004) к КА с крупногабаритным ОЭК «CSO-1» (Costes V. et al., 2012). На Pleiades-1, -2 была отработана методология и технология создания КА с интегральной компоновкой и крупногабаритным ОЭК. В КА CSO-1 отсутствует деление на модуль целевой аппаратуры и служебную платформу. Сохранились отработанные принципы интегральной компоновки КА типа Pleiades-1, -2 (рисунок 5).

Переход от диаметров 0,7 м к 1,3 м производился без изменения основных расчётных параметров и относительного фокусного расстояния ОС.

Массовые характеристики оптической системы вероятнее всего были улучшены за счёт применения карбида кремния SiC в зеркалах телескопа и нитрида кремния SiN в элементах конструкции. Удельная масса главного зеркала Pleiades-1, -2 с оправой составляет около 68 кг/м². В космической обсерватории Euclid установлена ОС типа Корша с диаметром 1,25 м, с предположительно являющаяся аналогом ОС CSO-1. Удельная масса 1,25 м зеркала Euclid равна 30 кг/м².

Зарубежные КА ДЗЗ с диаметрами оптической системы в 0,3...0,4 м получили развитие в направлении упрощённых малых КА типа SkySat с массой

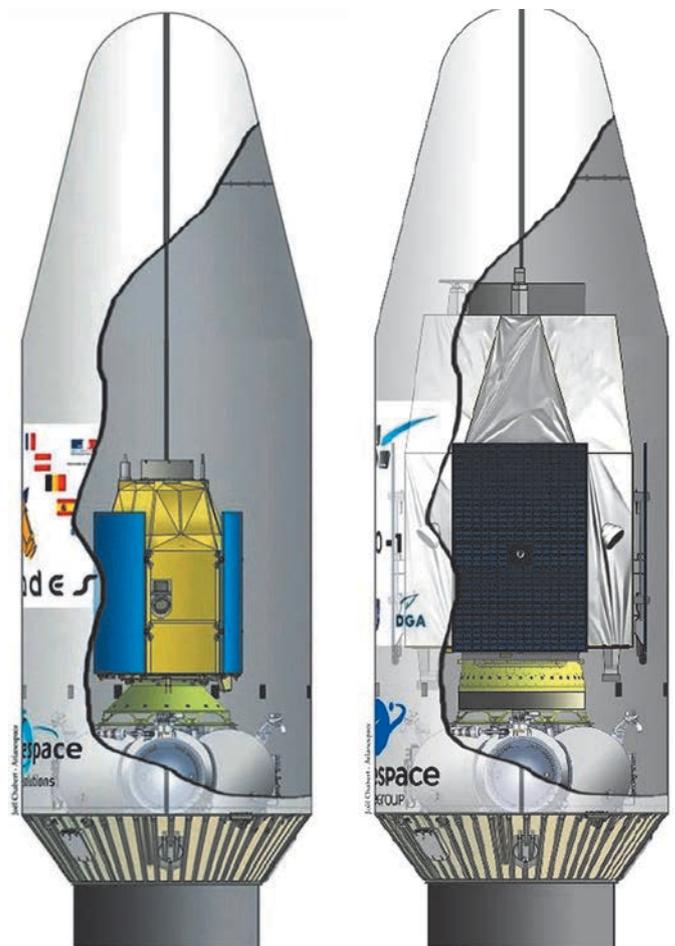


рисунок 5. Сравнение КА Pleiades и CSO

не более 100 кг. Разрешающая способность таких КА составляет 1,0–2 м. Количество КА в группировке более двадцати, что обеспечивает высокую периодичность наблюдения. Сравнение SkySat с остальными КА на рисунке 4 показывает, что он не демонстрирует каких-либо выдающихся характеристик.

В условиях планов развёртывания группировок КА типа SkySat применение сложных высокопрецизионных платформ для установки целевой аппаратуры диаметром 0,3...0,4 м уже не имеет смысла.

Готовые оптико-электронные комплексы диаметром до 0,7 м предлагаются на коммерческом рынке. Аналогичная Ikonos-2 коммерческая модификация ОЭК Kodak-1000TMA может быть изготовлена за 2 года по цене около 1 млн. долл. Разработчик целевой аппаратуры для КА WorldView-1, -2 и -3 Harris Corporation предлагает ряд ОЭК трёх типоразмеров: с диаметром 25, 35 и 40 см для малых КА и 65, 50, 70 и 110 см – для больших КА. Существуют предложения готовых КА, например, упрощённая копия КА Pleiades типа KazEOSat-2 предлагается Airbus defence and space (Astrium).

заключение

Существенное улучшение пространственной разрешающей способности до 0,3–0,5 м зарубежных КА ДЗЗ достигнуто за счёт применения новых крупногабаритных оптико-электронных комплексов. В силу уникальности таких ОЭК Harris и Astrium построение КА производится путём выбора служебной платформы с требуемыми характеристиками по динамике и точности стабилизации от различных производителей или путём интегральной компоновки КА со служебными системами.

В настоящее время наибольшим диаметром ОС типа Корша до 1,3 м обладает КА CSO-1. Дальнейшее совершенствование ОС продолжится в направлении создания трёхзеркальных анастигматов Корша с диаметром 1,5–2 м с зеркалами и элементами конструкции из карбида с массой от 500 до 800 кг.

Увеличение диаметра апертуры до 1,5–2 м позволит создать два типа КА: для решения задач в полосе обзора до 25–30 км с разрешением 0,5 м на высоте выше 1200 км и для детального наблюдения с полосой захвата 15 км и пространственным разрешением лучше 0,25 м на высоте 700–800 км.

Увеличение размеров фокальной плоскости таких ОС потребует создания следующего поколения ОЭК с количеством пикселей более 40000. В орбитальном построении неизменным является использование солнечно-синхронных орбит. В будущем можно прогнозировать создание КА на наклонных орбитах для улучшения периодичности наблюдения определённых широтных поясов.

список литературы

Бакланов А.И. К вопросу о пространственном разрешении и точности привязки изображений космических систем наблюдения высокого разрешения // Геоматика. 2010. № 3. С. 25-30.

Бакланов А.И., Блинов В.Д., Горбунов И.А., Забиякин А.С. и др. Аппаратура высокого разрешения для перспективного космического аппарата «Ресурс-ПМ» // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2016. Т. 15, № 2. С. 30-35.

Ефанов В.В., Клименко Н.Н., Семункина В.И., Шостак С.В. Космическая система дистанционного зондирования Земли на базе космического аппарата «Аркон»: к 20-летию первого запуска // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 4. С. 25-34.

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

Золотой С.А. Методические основы научного сопровождения процессов создания космических систем дистанционного зондирования Земли // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 1. С. 83-86.

Хартов В.В., Ефанов В.В., Занин К.А. Основы проектирования орбитальных оптико-электронных комплексов: учеб. пособие. М: Изд-во МАИ, 2011. 127 с.

Маκριденко Л.А., Волков С.Н., Геча В.Я., Жилинев М.Ю. и др. Основные источники снижения качества изображения Земли, получаемых при орбитальной оптической съёмке с борта МКА // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. 2017. Т. 160, № 5. С. 3-19.

Тимофеев В.Н. Основные принципы создания современных информационных космических систем оптико-электронного наблюдения поверхности Земли // Космонавтика и ракетостроение. 2003. № 3(32). С. 42-48.

Lamard J., Gaudin-Delrieu C., Valentini D., Renard C. et al. Design of the high resolution optical instrument for the Pleiades HR Earth observation system // 5th International conference on Space Optics (ICSO 2004), Toulouse, France, 2004. P. 149-156.

Costes V., Cassar G., Escarrat L., Conseil S. Optical design of a compact telescope for the next generation earth observation system // International conference on Space Optics (ICSO 2012), Ajaccio-Corsica, France, 2012. <https://doi.org/10.1117/12.2309055> (дата обращения: 31.03.2019).

Статья поступила в редакцию 01.04.2019 г.

Статья после доработки 02.04.2019 г.

Статья принята к публикации 02.04.2019 г.

СИСТЕМНЫЕ ВОПРОСЫ СОЗДАНИЯ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ СВЕРХЛЁГКОГО КЛАССА

SYSTEM LEVEL ISSUES OF THE ULTRALIGHT CLASS LAUNCHERS DEVELOPMENT



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



А.А. Позин²,
доктор технических наук,
pozin@rpatyphoon.ru;
A.A. Pozin



В.М. Шершаков²,
доктор технических наук,
post@rpatyphoon.ru;
V.M. Shershakov

Рассмотрены системные вопросы создания ракеты-носителя сверхлёгкого класса как модификации базовой метеорологической ракеты. Определены рациональные параметры сверхлёгкой ракеты-носителя такого типа, показана возможная экономическая эффективность реализации проекта.

Ключевые слова:
сверхлёгкая ракета-носитель (СЛРН);
системный анализ; модификация;
проектная задача; параметрические исследования;
экономическая эффективность.

DOI: 10.26162/LS.2019.44.2.004

В последнее время в области создания и эксплуатации ракетно-космической техники (РКТ) отчётливо наблюдается динамика развития сегмента малых космических аппаратов (МКА) (Камнев П., Коберниченко А., Позин А., Шершаков В., 2016; Ключников В.Ю., Позин А.А., Шершаков В.М., Шувалов В.А., 2017; Данилюк А.Ю., Ключников В.Ю., Кузнецов И.И., Осадченко А.С., 2015; Ключников В.Ю., Кузнецов И.И., Медведев А.А., Осадченко А.С., 2018). Ожидается увеличение запусков МКА, по оценкам специалистов, в 2017–2020 гг.

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

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

The article covers system level issues of the ultralight class launcher development as modification of base meteorological rocket. Rational parameters of ultralight LV of such type are defined, the prospective cost-effectiveness of the project implementation is shown.

Key words:
ultralight launch vehicle (UL LV);
system analysis; modification;
project challenge; parametric studies;
cost-effectiveness.

ежегодно будет запускаться от 300 до 500 микро- и наноспутников, при этом более половины из них придётся на многоспутниковые группировки численностью от нескольких десятков до нескольких сотен аппаратов. Классификация МКА представлена на рисунке 1.

Анализ показывает, что в ближайшей перспективе будут создаваться МКА мониторинга Земли, связи, исследовательских и др. массой от 1 до 50 кг. Объём рынка МКА в 2018–2026 гг. может составить порядка \$30,1 млрд.

² ФГБУ «Научно-производственное объединение «Тайфун», Россия, Калужская область, г. Обнинск.

FSBI «Research and Production Association «Typhoon», Russia, Kaluga region, Obninsk.

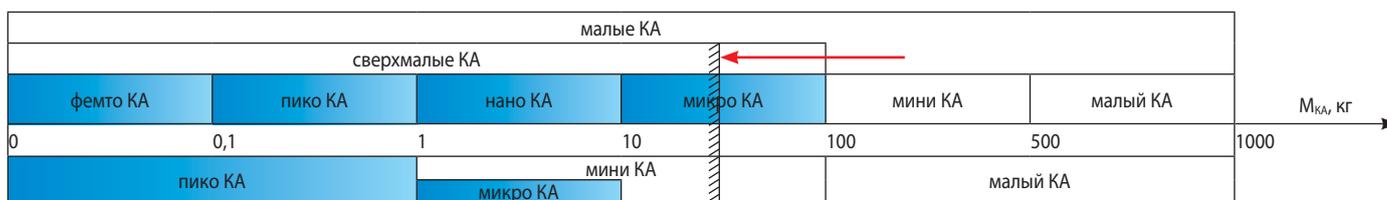


рисунок 1. Классификация МКА

Мировые космические державы проявляют интерес к созданию МКА размерности нано (до 10 кг) и пико (до 1 кг) с целью снижения затрат на получение информации с околоземной орбиты. Однако в России имеется ряд известных проблем, затрудняющих их применение, и в первую очередь ограниченный набор целевой аппаратуры, измерительных средств, которые могут быть размещены на таком спутнике, вследствие определённого отставания в областях микромеханики и микроэлектроники.

Если запуски отдельных МКА, а также развёртывание орбитальных группировок (ОГ), могут осуществляться путём попутного, с крупногабаритными космическими аппаратами (КА), выведения с использованием существующих ракет-носителей (РН) среднего и лёгкого классов, то для поддержания таких группировок в ближайшее время могут потребоваться специализированные малоразмерные относительно дешёвые РН сверхлёгкого класса (СЛ РН) (Клюшников В.Ю., Позин А.А., Шершаков В.М., Шувалов В.А., 2017).

В различных странах мира сейчас интенсивно прорабатывается порядка полутора десятков проектов микроРН для выведения на орбиту полезных грузов массой от 15 кг и выше.

Анализ известных зарубежных исследований по созданию микроракетного комплекса показывает, что в настоящее время РН сверхлёгкого класса для запуска наноаппаратов у них тоже пока не существует. Определённые результаты достигнуты в создании наноносителя в Японии, проведён успешный запуск такого носителя, созданного на базе двухступенчатой метеорологической твёрдотопливной ракеты (Камнев П., Коберниченко А., Позин А., Шершаков В., 2016).

Учитывая зарубежный опыт, а также многолетний отечественный опыт разработок и применения более чем 50 модификаций исследовательских метеорологических ракет (ИМР), авторами предложена концепция создания собственной независимой системы запуска МКА (Матвеев Ю.А., Позин А.А., Шершаков В.М., 2017).

В основе концепции заложены принципы эффективной модернизации ракетной системы мониторинга и организации соответствующего информационного обеспечения на всех этапах жизненного цикла МРК (Костев Ю.В., Мезенова О.В., Позин А.А., Шершаков В.М., 2016).

Реализация концепции создания независимой системы запуска МКА на основе модернизации геофизического ракетного комплекса позволит:

- рассматривать средства запуска МКА как многофункциональные и независимые от объектов наземной космической инфраструктуры. Пуски таких ракет проводятся по месту фактической дислокации соответствующих структурных подразделений. Например, станция ракетного зондирования СРЗА «Тикси» Росгидромета, расположенная вне известных космодромов и полигонов, может быть использована для запуска сверхмалых РН. При этом затраты на запуск микроракеты будут порядка 40...60 млн. руб.;
- снизить экологическую нагрузку на природную среду, в том числе и в районах падения (РП) отделяющаяся часть ракеты-носителя, а также не увеличивать объёмом космического мусора;
- создавать оперативные резервы РН для запуска МКА на случаи чрезвычайных ситуаций оперативного развёртывания орбитальной группировки или её наращивания при резком изменении потребностей.

ИМР «МН-300», которой оснащён РК «МР-30», представляет собой неуправляемую твёрдотопливную одноступенчатую баллистическую ракету, предназначенную для доставки в верхние слои атмосферы (до 300 км) комплекта научной аппаратуры.

Основные характеристики ракеты «МН-300» представлены в таблице 1, общий вид – на рисунке 2.

таблица 1 – Основные характеристики метеорологической ракеты «МН-300»

наименование параметра	значение
длина ракеты, мм	8012
диаметр ракеты, мм	445
площадь мишени, м ²	0,155
стартовая масса, кг	1558,34
масса полезной нагрузки, кг	50-150
внутренний объём корпуса (герметичный отсек), м ³	90·10 ⁻³
высота вершины траектории, км	300
минимальная высота выполнения научных экспериментов, км	60
скорость вращения (имеется парирующая система), об/с (не более)	5-7
масса топлива двигателя, кг	1039,8
время работы двигателя, с	23
удельная тяга, кг×с/кг	248

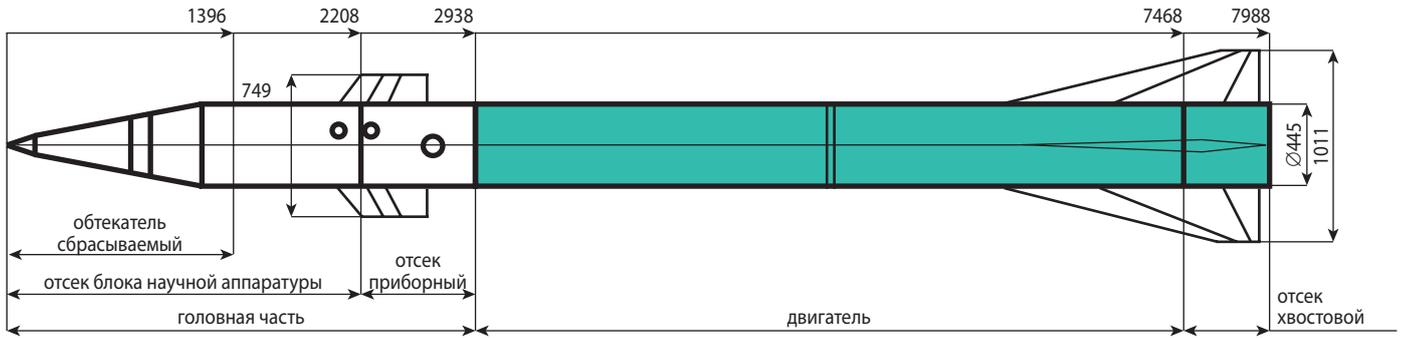


рисунок 2. Общий вид и габаритные размеры метеорологической ракеты «МН-300»

Остановимся ниже на вопросах оптимизации параметров модификации СМ РН, создаваемый на базе ИР «МН-300».

При создании базовой одноступенчатой ИР «МН-300» использовались перспективные конструкторско-технологические решения (КТР), что позволило обеспечить высокую тактико-техническую и технико-экономическую эффективность базовой ИР и РБ. Поэтому, с тем чтобы сократить затраты на разработку в рассматриваемых вариантах конструктивно-компоновочной схемы (ККС) модификации СМ РН, используется РБ1 (базовой ИР) без изменений как унифицированный РБ. При существующих (и перспективных) энергетических характеристиках РДТТ для выполнения транспортной операции ($m_{\text{ПГ}}^{30}, H_{\text{П}}^{30}$) количество ступеней модификации СМ РН $n_{\text{СТ}}^{\text{М}} \geq 3$. Возможны тандемные и пакетные схемы построения многоступенчатых РН. Анализ показывает, что использование пакетной схемы СМ РН с унифицированным РБ может позволить увеличить $m_{\text{ПГ}}$ (приведёт к увеличению стартовой массы, габаритов СМ РН, однако, одновременно потребуются новые НК, НКУ). Состав заменяемых подсистем в РК увеличится, и значительно вырастут затраты на проект (трудоемкость работы в том числе). При существующих ограничениях, по-видимому, рациональным

будет использование тандемной схемы построения многоступенчатой СМ РН и обеспечение калибра $РБ_i \leq РБ_1 \forall i=2, 3$.

Перспективным представляется реализация двухступенчатой схемы СМ РН с РДТТ в случае значительного улучшения характеристик РБ2 (увеличения $P_{\text{уд}}$) и снижения массы конструкции РБ2 и ГЧ (при использовании новых КТР и материалов), а также использование апогейной ДУ.

На рисунке 3 приведена компоновочная схема второй ступени модификации СМ РН, формируемая на основе базовой ИР «МН-300». Объём блока научной аппаратуры (БНА) и приборного отсека ГЧ ИР МН-300 используется для размещения ДУ РБ2 и системы управления. В подстворочном пространстве ГЧ размещается также МКА.

В таблице 2 приведены расчётные данные двухступенчатой модификации СМ РН, которая может обеспечить доставку микроспутника на базовую орбиту (при наличии апогейной ступени).

Тактико-технические характеристики двухступенчатой модификации СМ РН могут быть улучшены, если использовать схему выведения КА с двумя пассивными участками и дополнительную апогейную ступень до разгона (по существу, РБ3). Остановимся на этом вопросе подробнее.

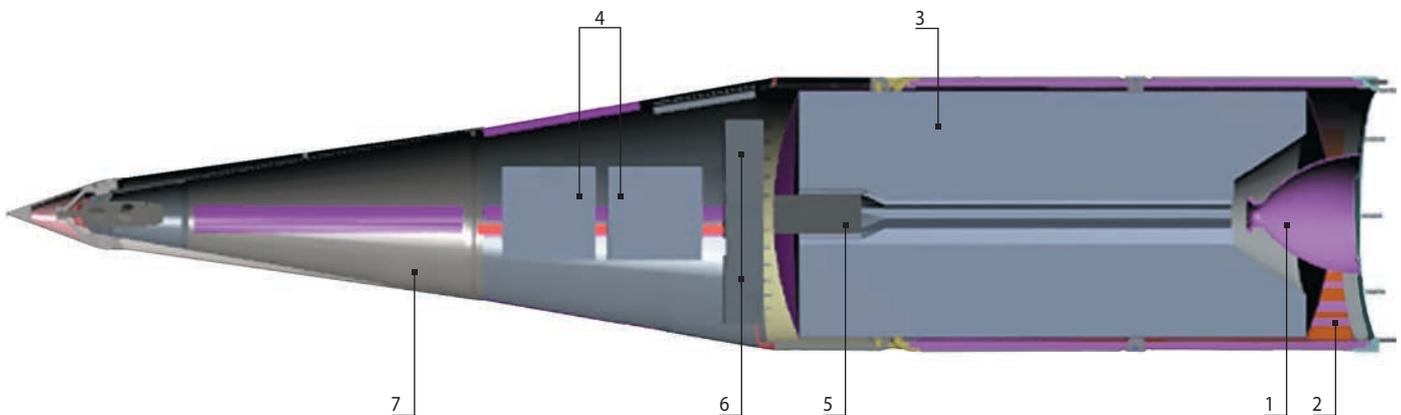


рисунок 3. Компоновочная схема второй ступени МРК
1 – сопло двигателя второй ступени; 2 – переходный отсек; 3 – топливо; 4 – полезная нагрузка с апогейным блоком; 5 – воспламенитель; 6 – приборы системы управления; 7 – головной обтекатель.

рисунок 3. Компоновочная схема второй ступени МРК

таблица 2 – Основные массово-энергетические характеристики микроракеты

наименование параметра	значение	примечание
начальная масса, кг	1558,34	
начальная тяговооружённость, б/р	7,09	
масса полезного груза, кг	0.1	наноспутники
количество ступеней	2+	
длина, мм	8012	
параметры ракетного блока первой ступени		
тип топлива	СТТ	смесевое твёрдое топливо
масса топлива, кг	1039,8	
удельная тяга двигателя (земная), с	248	
время работы двигателя, с	23	
диаметр первой ступени, мм	445	
масса разгонного блока, кг	1281,34	
масса конструкции, кг	241,54	
параметры ракетного блока второй ступени		
тип топлива	СТТ	смесевое твёрдое топливо
масса топлива, кг	245	
удельная тяга двигателя (земная), с	274	
время работы двигателя, с	25,0	
диаметр первой ступени, мм	445	
масса разгонного блока, кг	267	
масса конструкции, кг	22	

Задача оптимизации тактико-технических характеристик двухступенчатой модификации СМ РН с апогейной ступенью

Рассмотрим задачу оптимизации параметров модификации. Используя данные, приведённые в (Камнев П., Коберниченко А., Позин А., Шершаков В., 2016), проведём оценку характеристик модификации СМ РН. Одновременно рассмотрим возможности повышения массовой эффективности (повышения $m_{ПГ}$ на заданной орбите), а также определим базовые (ключевые) технологии, реализация которых будет способствовать повышению эффективности.

В случае когда СМ РН формируется как модификация двухступенчатой ИР «МН-300», параметры разгонных блоков РБ1, и РБ2, должны быть заданы. Основные параметры РБ, $i=1, 2$ включают:

$$P_{РБi} = (m_{РБi}, P_{РБi}, P_{удi}, m_{Ti}(T_i), m_{TOi}, m_{ПРi}, d_i, l_{yTi}, P_{ki}),$$

Здесь $m_{РБi}$ – масса РБ $_i$, $m_{РБi} = m_{Ti} + m_{TOi} + m_{ПРi}$; m_{Ti} – масса топлива РБ $_i$; m_{TOi} – масса топливного отсека (двигателя) РБ $_i$; $m_{ПРi}$ – масса прочих элементов (узлы крепления); $P_{РБi}, P_{удi}$ – тяга и удельная тяга ДУ $_i$; d_i – диаметр (калибр) ДУ $_i$; l_{yTi} – длина утопленной части сопла; P_{ki} – расчётное давление в камере сгорания.

На рисунке 4 приведены структура и состав основных подсистем модификации СМ РН. Траектория движения включает два участка с работающими ДУ РБ1, РБ2, два участка с неработающими ДУ (баллистический полёт). В верхней точке траектории (точка А) включается апогейный двигатель РБ3, который доразгоняет КА (полезную нагрузку) до круговой

скорости движения по орбите с высотой орбиты $H_A = r_A - R_3$. На всех участках стабилизация обеспечивается за счёт вращения КА вокруг оси.

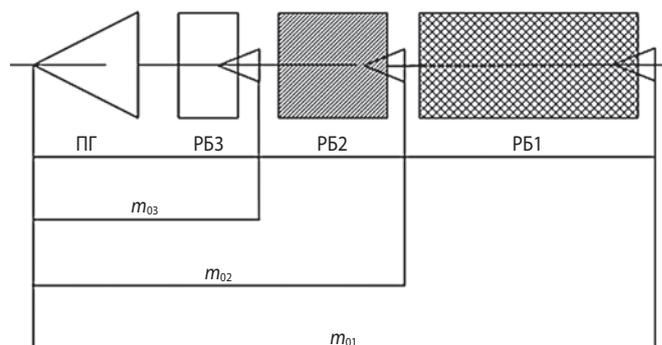


рисунок 4. Структура, состав модификации СМ РН. Заштрихованы РБ1 – разгонный блок базовой одноступенчатой ИР «МН-300»; РБ2 – разгонный блок модификации ИР «МН-300» (двухступенчатый вариант)

Угол наклона траектории θ_{ki} – на участке 1 постоянен ($\theta_1 \sim 90^\circ$). В таком случае при проектировании СМ РН как модификации базовой ИР МН-300 сводится к определению параметров РБ3 и массы ПН.

Задача оптимизации параметров модификации СМ РН (и тактико-технических характеристик СМ РН) записывается следующим образом:

Определить:

m_{03} – стартовую (начальную) массу РБ3;

$\mu_{ТЗ}, n_{03}, P_{уд3}$ – относительную массу топлива, начальную перегрузку (тяговооружённость) и удельную тягу ДУ РБ3;

θ_1 и t_{22} – угол наклона траектории при работе РБ1 и время паузы до включения ДУ РБ2 такие, чтобы масса доставляемой полезной нагрузки на орбиту была максимальная и выполняла условия по высоте орбиты, стартовой массе СМ РН, габаритам и др., т.е.

$$m_{\text{ПН}}(m_{03}, \mu_{\text{ТЗ}}, n_{03}, P_{\text{УДЗ}}, t_{22}, \beta(t_{\text{пр}})) \rightarrow \max \quad (1)$$

$$\begin{aligned} m_{\text{ПН}}(P_3) &\geq m_{\text{ПГ}}^{\text{ЗЛ}}, \\ H_{\frac{\pi}{\alpha}}(P_3) &\geq H_{\frac{\pi}{\alpha}}^{\text{ЗЛ}}, \\ P_{\text{РБ1}} &= P_{\text{РБ1}}^{\text{ЗЛ}}, \\ P_{\text{РБ2}} &= P_{\text{РБ2}}^{\text{ЗЛ}}, \\ C_{\text{р/с}}(P_3) &\leq C_{\text{р/с}}^{\text{ЗЛ}}, \\ m_{01}(P_3) &\leq m_{01}^{\text{ЗЛ}}, \\ \Gamma_{01}(P_3) &= \Gamma_{01}^{\text{ЗЛ}}, \end{aligned} \quad (2)$$

$$P_3 = (m_{03}, \mu_{\text{ТЗ}}, n_{03}, P_{\text{УДЗ}}, \theta_1, t_{22}).$$

Здесь $\beta(t_{\text{пр}})$ – вектор статических коэффициентов массовых и габаритных соотношений, определяемых к моменту прогноза $t_{\text{пр}}$; $C_{\text{р/с}}(P_3)$ – затраты на разработку и создание (производство заданной номенклатуры) модификации СМ РН.

При решении задачи (1) будем полагать, что

$$\begin{aligned} \beta(t_{\text{пр}}) &= (a_{\text{ТОЗ}}, \mu_{\text{ПРЗ}}, \gamma_{\text{ДУЗ}}) \text{ и } \beta(t_{\text{пр}}) = \beta(t_{\text{пр}})^{\text{ЗЛ}}, \\ n_{03} &= n_{03}^{\text{ЗЛ}}, \\ P_{\text{УДЗ}} &= P_{\text{УДЗ}}^{\text{ЗЛ}}. \end{aligned}$$

Тогда выбираемыми параметрами будут m_{03} , θ_1 , t_{22} . Область допустимых решение (допустимых значений m_{03} , θ_1 , t_{22}) определяет функциональные ограничения задачи (2), а также параметрические ограничения, задающие верхнее и нижнее допустимые значения варьируемых (выбираемых) параметров:

$$\begin{aligned} \underline{m_{03}} < m_{03} < \overline{m_{03}}, \\ \underline{\theta_1} < \theta_1 < \overline{\theta_1}, \\ \underline{t_{22}} < t_{22} < \overline{t_{22}}. \end{aligned}$$

В качестве метода оптимизации может быть использован случайный поиск, покоординатный спуск, метод «сеток» и др.

На каждом шаге итерационного поиска решения при заданных m_{03} , θ_1 , t_{22} проводятся следующие расчёты.

Блок 1. Расчёт параметров движения в конце работы РБ1. Определяются значения $V_{\text{К1}}$, $\theta_{\text{К1}}$, $H_{\text{К1}}$, $L_{\text{К1}}$, m_{02} .

Блок 2. Расчёт параметров движения на пассивном участке траектории. Находятся значения V_2 , θ_2 , H_2 , L_2 .

Блок 3. Расчёт параметров движения на 2-м активном участке (при работе РБ2). Определяют значения $V_{\text{К2}}$, $\theta_{\text{К2}}$, $r_{\text{К2}}$ ($H_{\text{К2}}$, $L_{\text{К2}}$).

Блок 4. Расчёт параметров движения в т. А. Определяют значения $V_{\text{А}}$, $r_{\text{А}}$, $\theta_{\text{А}}=0$.

Блок 5. Определение параметров РБ3. Проводится расчёт

$$\begin{aligned} \Delta V &= V_{\text{кр}}(H_{\text{А}}) - V_{\text{А}}; \\ \Delta V &= -P_{\text{УДЗ}} \cdot g \cdot \ln(\mu_{\text{КЗ}}); \\ \mu_{\text{ТЗ}} &= 1 - \mu_{\text{КЗ}}; \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \mu_{\text{ТЗ}} &= \frac{m_{\text{ТЗ}}}{m_{03}}; m_{\text{ТЗ}} = \mu_{\text{ТЗ}} \cdot m_{03}; \\ m_{\text{ТОЗ}} &= a_{\text{ТОЗ}} \cdot m_{\text{ТЗ}}; \\ \mu_{\text{ПРЗ}} &= \mu_{\text{ПРЗ}} \cdot m_{03}. \end{aligned}$$

Блок 6. Проводится определение массы ПГ на орбите:

$$m_{\text{ПГ}} = m_{03} - m_{\text{ТЗ}} - m_{\text{ТОЗ}} - m_{\text{ПР}}; m_{\text{КА}} = k \cdot m_{\text{ПГ}}, k \leq 1.$$

На рисунках 5–8 приведены графики результатов расчёта.

На рисунке 5 показано, что при заданных $\theta_1=80^\circ$ и $t_{22}=60$ с существует $m_{03}^{\text{омТ}}$, при котором масса полезного груза на орбите максимальна. При $m_{03} < m_{03}^{\text{омТ}}$ масса $m_{\text{ПГ}}$ падает, т.к. требуется топливо для доразгона ПН модификации СМ РН. В случае $m_{03} > m_{03}^{\text{омТ}}$ уменьшение массы $m_{\text{ПГ}}$ происходит из-за увеличения $\Delta V^{\text{АД}}$ и, следовательно, увеличения $m_{\text{ТЗ}}$, $m_{\text{ТОЗ}}$. В случае увеличения t_{22} ($t_{22}=80$ с) $m_{03}^{\text{омТ}}$ уменьшается, одновременно $m_{\text{ПГ}}$ возрастает (рисунок 6).

Основные характеристики модификации СМ РН приведены ниже.

На рисунке 7 показано изменение тактико-технических характеристик модификации СМ РН при увеличении времени задержки запуска ДУ РБ2 (t_{22}). С увеличением t_{22} уменьшаются $\theta_{\text{К2}}$ и высота $H_{\text{А}}$, одновременно увеличивается масса ПГ на орбите.

В случае уменьшения $\theta_{\text{К2}}$ (угла наклона траектории) значение $m_{\text{ПГ}}^{\text{омТ}}$ увеличивается, однако высота орбиты снижается (рисунок 8).

Параметрический анализ позволяет определить рациональные значения проектных параметров m_{03} , θ_1 , t_{22} , для которых выполняются условия задачи и $m_{\text{ПГ}}$ имеет максимальное значение, а также может быть оценено влияние научно-технического прогресса и совершенствования конструкторско-технологических решений на результат (в модели это учитывается изменением изменение $\beta(t_{\text{пр}})$).

Основные характеристики модификации СМ РН с апогейным РБ3 при рациональных значениях m_{03} , θ_1 , t_{22} :

$$\begin{aligned} m_{03} &= 200 \text{ кг}, m_{01} = 1736,128 \text{ кг}, \\ n_{01} &= 6,72; n_{02} = 4,96; m_{\text{ПГ}} = 6,8 \text{ кг}; n_{\text{СТ}} = 2+1 \text{ ан}; l \cong 8 \text{ м}. \end{aligned}$$

РБ1: тип топлива СТТ

$$\begin{aligned} m_{\text{Т1}} &= 1039,8 \text{ кг}; \\ P_{\text{УД1}} &= 250 \text{ с}; t_1 = 23 \text{ с}; d_1 = 445 \text{ м}; \\ m_{\text{РБ1}} &= 1281,34 \text{ кг } m_{\text{ПР1}} = 100 \text{ кг}; \\ P_{01} &= 116660 \text{ Н}. \end{aligned}$$

РБ2: тип топлива СТТ

$$\begin{aligned} m_{\text{Т2}} &= 245 \text{ кг}; \\ P_{\text{УД2}} &= 250,2 \text{ с}; t_2 = 25 \text{ с}; l_2 = 4,5 \text{ м}; \\ m_{02} &= 481,95 \text{ кг } m_{\text{РБ2}} = 281,95 \text{ кг}; m_{\text{ТО2}} = 26,95 \text{ кг}; \\ m_{\text{ПР}} &= 10 \text{ кг}. \\ P_{02} &= 23904,7 \text{ Н}. \end{aligned}$$

РБ3: тип топлива СТТ

$$\begin{aligned} m_{\text{ТЗ}} &= 171,198 \text{ кг}; \\ P_{\text{УДЗ}} &= 280 \text{ с}; t_3 = 40 \text{ с}; l_3 = 3,14 \text{ м}; \\ m_{03} &= 200 \text{ кг } m_{\text{ТЗ}} = 171,976 \text{ кг}; m_{\text{ТОЗ}} = 17,198 \text{ кг}; \\ m_{\text{ПРЗ}} &= 4 \text{ кг}; P_{03} = 12000 \text{ Н}; \mu_{\text{ТЗ}} = 0,86. \end{aligned}$$

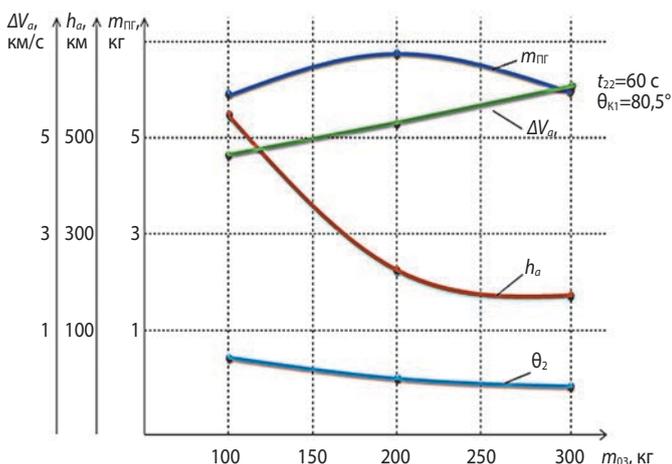


рисунок 5. Изменение характеристик СМ РН при увеличении массы третьей ступени при $\theta_1=80^\circ$, $t_{22}=60$ с

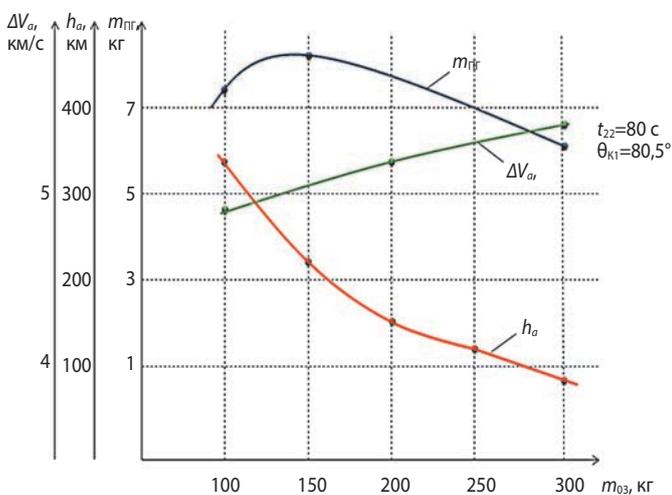


рисунок 6. Изменение ТТХ модификации СМ РН при увеличении массы 3 ступени при $t_{22}=80$ с, $\theta_{к1}=80,5^\circ$

Системные вопросы технико-экономической эффективности модификаций СМ РН

В настоящее время стоимость одного пуска РК «МР-30» оценивается 55÷60 млн. руб. Полезная нагрузка составляет ~150 кг и выводится на высоту 300 км. Тогда стоимость доставки 1 кг груза на эту высоту составляет ~400÷500 тыс. руб.

После модернизации РК СМ РН стоимость доставки 1 кг полезной нагрузки на опорную орбиту, по оценкам 2016 года, будет составлять ~600÷700 тыс. руб. Эти стоимостные оценки несопоставимы с доставкой грузов на ТГК «Прогресс» (~50÷60 тыс. руб. за кг)

Несложный анализ показывает, что если проводить сравнение способов выведения малых и сверхмалых КА на орбиту (а именно, попутное выведение малых КА и выведение малых КА с помощью СМ РН)

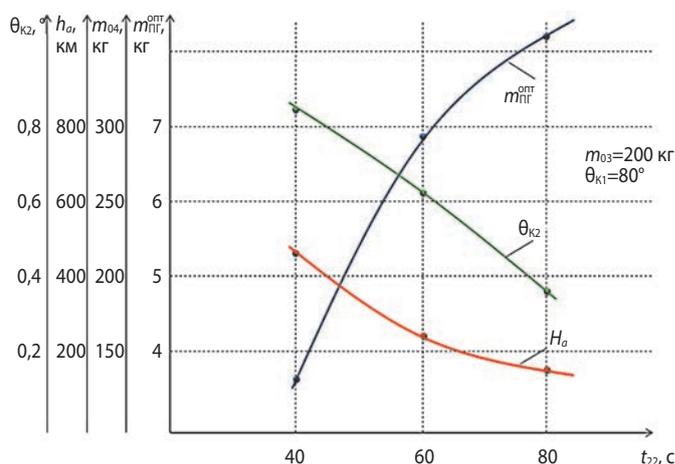


рисунок 7. Изменение ТТХ модификации СМ РН при увеличении времени задержки запуска ДУ РБ2

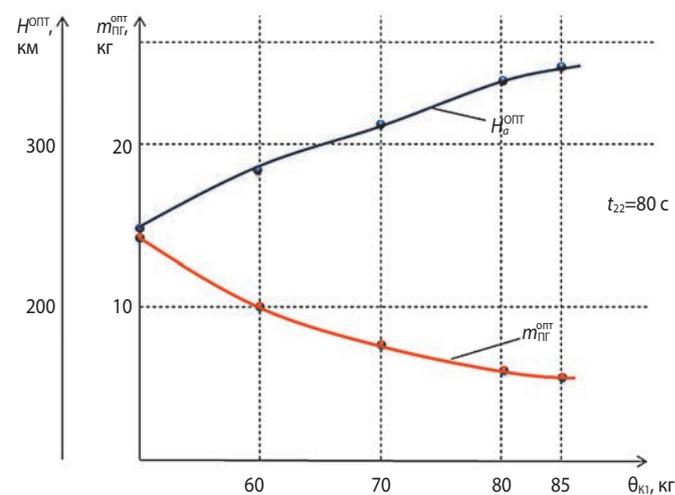


рисунок 8. Изменение $m_{ПР}^{опт}$ и $H_{ор}^{опт} \equiv H_{орб}$ при увеличении $\theta_{к1}$ (угол наклона траектории РБ1) при заданных t_{22} , m_{03}

и в качестве показателя эффективности использовать критерий стоимости доставки кг груза на орбиту, то при попутном выведении стоимость транспортной операции будет на порядок ниже. Отсюда определенное недоверие к необходимости создания СМ РН.

Однако надо иметь в виду, что указанный критерий справедлив при отсутствии каких-либо ограничений на сроки выполнения транспортной операции, количество выводимых последовательно объектов, траекторные особенности и пр. Можно показать, что если использовать критерий более высокого уровня – оценивать суммарные затраты на выполнение транспортных операций и обеспечение эффективного функционирования группировки КА на орбите в заданные сроки, то применение СМ РН при определенных условиях будет целесообразным.

Действительно, ракетный комплекс РК СМ РН входит в систему транспортных средств, обеспечивающих гарантированную доставку грузов на орбиты

для поддержания обороноспособности (конкурентоспособности) и заданной производительности космической информационной системы. Речь идёт о космической информационной системе (КИС), построенной на базе малых и микро-КА (например, КА ДЗЗ). Группировка КА должна обеспечить требуемый информационный поток в течение всего срока эксплуатации. Уменьшение информационного потока (что связано с выбытием малых КА) приводит к потерям надсистемы (государства).

Пусть существует зависимость дополнительных затрат надсистем от величины информационных потерь (ΔI): $\Delta C = f(\Delta I)$. (Например, для компенсации потерь (ΔI) придется проводить дополнительные закупки информации). Можно записать: $\Delta I = I_1 \cdot N \cdot T$, где I_1 – информационный поток, обеспечиваемый одним КА; N , T – соответственно количество потерянных КА и срок до восстановления группировки. Тогда можно записать: $\Delta C_1 = C_1(I_1 \cdot N)T$. Если нет резерва КА на орбите, то проводятся работы по восстановлению группировки.

Рассматриваются две альтернативы решения такой задачи. Первая – попутное выведение КА на орбиту по цене C_1 с задержкой запуска T_1 месяцев, вторая – выведение КА на орбиту с помощью СМ РН по цене $C_2 \gg C_1$, но в сроки $T_2 < T_1$.

В первом случае имеем затраты

$$C_1(I_1 \cdot N)T_1 + C_1N = \Delta C_1;$$

во втором случае имеем

$$C_2(I_1 \cdot N)T_2 + C_2N = \Delta C_2.$$

Если T_1 и $C_1(I_1 \cdot N)$ велики, то второй путь может быть лучше, т.е. затраты будут меньше, хотя стоимость одного пуска C_2 дороже (в 10 раз). Т.е. при выборе способа доставки КА на орбиту надо проводить сравнение:

$$C_1(I_1 \cdot N)T_1 + C_1N \leq C_2(I_1 \cdot N)T_2 + C_2N.$$

Таким образом, если использовать главный критерий – показатель функциональной эффективности космической информационной системы при ограниченных затратах в заданные сроки эксплуатации и учитывать затраты на восстановление КИС (на запуск дополнительных КА) и финансовые потери от неполучения необходимой информации при задержке запусков КА, то в случае значительных потерь от отсутствия необходимой информации использование сверхмалых РН для восстановления КИС будет экономически целесообразным.

закключение

Рассмотрены системные вопросы реализации проекта создания СМ РН для доставки микроКА на орбиту вокруг Земли. Дана оценка возможности реализации предложенной ранее концепции создания

сверхмалой ракеты-носителя (СМ РН) как модификации базовой исследовательской ракеты носителя «ИР-300» и использования модернизированного геофизического ракетного комплекса «МК-30». В случае когда используются унифицированные ракетные блоки РБ1 и РБ2, задача сводится к определению рациональных параметров РБ3 (апогейной ступени), параметров траектории выведения с двумя пассивными участками, при которых обеспечивается доставка максимальной массы полезного груза на околоземную орбиту при наличии ограничений. Проектные исследования показали, что существуют оптимальные значения выбираемых параметров: массы третьей ступени, времени задержки запуска второй ступени и начального угла наклона траектории, при которых обеспечивается доставка максимальной массы полезного груза на орбиту.

список литературы

Данилюк А.Ю., Ключников В.Ю., Кузнецов И.И., Осадченко А.С. Требования к облику и основным проектным параметрам микроракетного комплекса, предназначенного для запуска малых летательных аппаратов размерностей «нано», «пико» и «фемто» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 3. С. 107-113.

Камнев П., Коберниченко А., Позин А., Шершаков В. База для геофизических исследований. Многоцелевой исследовательский ракетный комплекс МР-30 // Новости космонавтики. 2016. Т. 96, № 9. С. 43-44.

Ключников В.Ю., Кузнецов И.И., Медведев А.А., Осадченко А.С. Концепция космической leap-системы // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 3. С. 65-75.

Ключников В.Ю., Позин А.А., Шершаков В.М., Шувалов В.А. Системные проблемы создания средств запуска малых космических аппаратов для проведения низкоорбитальных научно-прикладных исследований и экспериментов // Материалы 52-х Циолковских чтений. Калуга: Изд-во АКФ «Политоп», 2017. 516 с.

Костев Ю.В., Мезенова О.В., Позин А.А., Шершаков В.М. Система запуска малых космических аппаратов // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. 2016. № 6. С. 482-488.

Матвеев Ю.А., Позин А.А., Шершаков В.М. Ракетные технические средства геофизического мониторинга, их развитие и возможности // Общероссийский научно-технический журнал «Полёт». 2017. № 8. С. 26-31.

Статья поступила в редакцию 24.04.2019 г.

Статья после доработки 29.04.2019 г.

Статья принята к публикации 30.04.2019 г.

**АНАЛИТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ
ДЛЯ ОЦЕНИВАНИЯ ВОЗМОЖНОСТЕЙ
НИЗКООРБИТАЛЬНЫХ
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ
ПО ОБНАРУЖЕНИЮ, ГЕОЛОКАЦИИ
И ИДЕНТИФИКАЦИИ СТАНЦИЙ
СПУТНИКОВОЙ СВЯЗИ
С-, X-, K_U-, K_A-ДИАПАЗОНОВ.
ЧАСТЬ 4. АНАЛИТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ
ОРБИТАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКИ
НИЗКООРБИТАЛЬНЫХ КА
И ПСЕВДОКОСМИЧЕСКИХ
АППАРАТОВ ДЛЯ НАБЛЮДЕНИЯ
СТАНЦИЙ СПУТНИКОВОЙ СВЯЗИ
В ЛОКАЛЬНЫХ РАЙОНАХ***

**ANALYTICAL MODELS
FOR ESTIMATION
OF LEO SATELLITES
CAPABILITIES TO DETECT,
GEOLOCATE AND IDENTIFY
C-, X-, K_U-, K_A-BAND
SATELLITE COMMUNICATIONS
TERMINALS.
PART 4. ANALYTICAL MODEL
OF LEO SATELLITES AND
PSEUDO-SATELLITES
CONSTELLATION FOR
SURVEILLANCE OF SATELLITE
COMMUNICATIONS TERMINALS
IN LOCAL AREAS**



Н.Н. Клименко¹,
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.

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.

* Начало статьи см. в журнале «Вестник «НПО им. С.А. Лавочкина». Ч. 1. 2018. № 3. С. 37-46; Ч. 2. 2018. № 4. С. 54-59; Ч. 3. 2019. № 1. С. 20-26.

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

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

DOI: 10.26162/LS.2019.44.2.005

7. Аналитическая модель для оценивания условий наблюдения ССС в заданном локальном районе

Рассматриваемая модель иллюстрируется рисунками 16–18. Предположим, что ССС развёртываются в произвольном локальном районе с центром в точке T с координатами λ_T, L_T . Пусть КА ГСО находится в точке S и его подспутниковая точка имеет долготу λ_{GSO} такую, что $|\lambda_{GSO} - \lambda_T| = \Delta\lambda$, т.е. точка T удалена от подспутниковой точки КА ГСО на $\Delta\lambda$ (рисунок 16а).

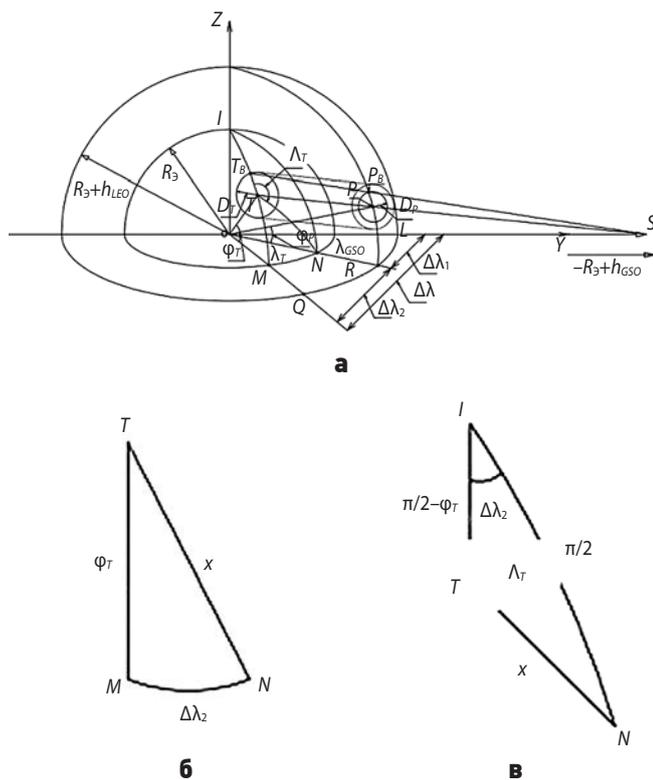


рисунок 16. К оцениванию условий наблюдения ССС в заданном районе

Отметим, что если ССС находится к северо-западу от подспутниковой точки, то $\lambda_{GSO} - \lambda_T = \Delta\lambda$,
если к северо-востоку – то $\lambda_T - \lambda_{GSO} = \Delta\lambda$.

(111)

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

Пусть наблюдаемый район ограничен окружностью с угловым радиусом D_T , равным соответствующему геоцентральному углу, определённом в радианах. Пусть в точке T находится ССС, работающая через КА ГСО. Тогда, как показано на рисунке 16а, главный луч ДНА ССС направлен вдоль оси OS , положение которого характеризуется азимутом Λ_T и углом места ε_T , определёнными в подразделе 3.4. (Клименко Н.Н., 2018):

$$\varepsilon_T = \arctg \frac{\cos \varphi_T \cos \Delta\lambda - \frac{R_E}{R_E + h_{GSO}}}{\sqrt{1 - (\cos \varphi_T \cos \Delta\lambda)^2}}; \tag{112}$$

$$\Lambda_T = \pi - \alpha_T (NE), \Lambda_T = \pi + \alpha_T (NW),$$

$$\alpha_T = \arctg \frac{\tg \Delta\lambda}{\sin \varphi_T}. \tag{113}$$

Отметим, что при нахождении ССС в любой точке в пределах наблюдаемого района их ДНА будут также направлены в направлении точки S . Точка P – это проекция точки T на орбитальную сферу радиусом $R_E + h_{LEO}$. Напомним, что, по определению, любой точке наблюдаемого района соответствует её проекция на поверхности орбитальной сферы, как показано на рисунке 16а. По существу, участок орбитальной сферы с центром в точке P и угловым радиусом D_P представляет собой геометрическое место точек, соответствующих центрам эллипсов обнаружения ССС, развёртываемых в рассматриваемом районе. Поэтому можно утверждать, что при попадании НОКА РЭН, находящегося на орбите высотой h_{LEO} и наклонением i , в окрестности точки P и при выполнении ранее рассмотренных условий положительного решения целевой задачи для отдельных ССС имеет место положительный результат наблюдения района, где потенциально могут быть развёрнуты ССС. Широта точки P определяется в соответствии с (16), см. (Клименко Н.Н., 2018):

$$L_P = \arcsin(\cos \theta_\varepsilon \sin \varphi_T + \sin \theta_\varepsilon \cos \varphi_T \cos \Lambda_T),$$

$$\theta_\varepsilon = \frac{\pi}{2} - \gamma_T + \varepsilon_T;$$

$$\gamma_T = \arcsin\left(\frac{R_E}{R_E + h_{LEO}} \cos \varepsilon_T\right).$$

АНАЛИТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ ДЛЯ ОЦЕНИВАНИЯ ВОЗМОЖНОСТЕЙ НИЗКООРБИТАЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПО ОБНАРУЖЕНИЮ, ГЕОЛОКАЦИИ И ИДЕНТИФИКАЦИИ СТАНЦИЙ СПУТНИКОВОЙ СВЯЗИ С-, X-, Ku-, Ka-ДИАПАЗОНОВ. ЧАСТЬ 4

Определим долготу точки P , воспользовавшись рисунками 16а и 16б. В сферическом треугольнике MTN по теореме косинусов с учётом того, что поверхностный угол $M = \frac{\pi}{2}$, имеем

$$\cos x = \cos \angle ITN = \cos \varphi_T \cos \Delta \lambda_2. \quad (114)$$

По теореме косинусов для сферических треугольников:

$$\cos \Delta \lambda_2 = \cos \varphi_T \cos x + \sin \varphi_T \sin x \cos \alpha, \quad (115)$$

где $\alpha = \angle MTN$ и определяется по теореме синусов для сферических треугольников:

$$\frac{\sin \alpha}{\sin \Delta \lambda_2} = \frac{1}{\sin x}; \quad (116)$$

$$\sin \alpha = \frac{\sin \Delta \lambda_2}{\sin x}. \quad (117)$$

Подстановкой (111) в (115) получим

$$\begin{aligned} \cos \Delta \lambda_2 &= \cos \varphi_T \cos x + \sin \varphi_T \sin x \frac{\sin \Delta \lambda_2}{\sin x} = \\ &= \cos \varphi_T \cos x + \sin \varphi_T \sin \Delta \lambda_2. \end{aligned} \quad (118)$$

Подстановкой (114) в (118) получим:

$$\cos \Delta \lambda_2 = \cos^2 \varphi_T \cos \Delta \lambda_2 + \sin \varphi_T \sin \Delta \lambda_2. \quad (119)$$

Делением левой и правой части (119) на $\cos \Delta \lambda_2 \neq 0$ получим:

$$1 = \cos^2 \varphi_T + \sin \varphi_T \operatorname{tg} \Delta \lambda_2;$$

$$\operatorname{tg} \Delta \lambda_2 = \frac{1 - \cos^2 \varphi_T}{\sin \varphi_T} = \sin \varphi_T;$$

$$\Delta \lambda_2 = \operatorname{arctg}(\sin \varphi_T).$$

Окончательно из рисунка 16 получим соотношения, связывающие долготу точки T (ССС), её проекции на орбитальную сферу точки P и долготу подспутниковой точки КА ГСО:

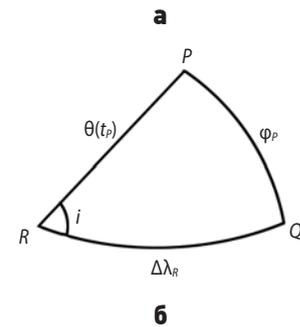
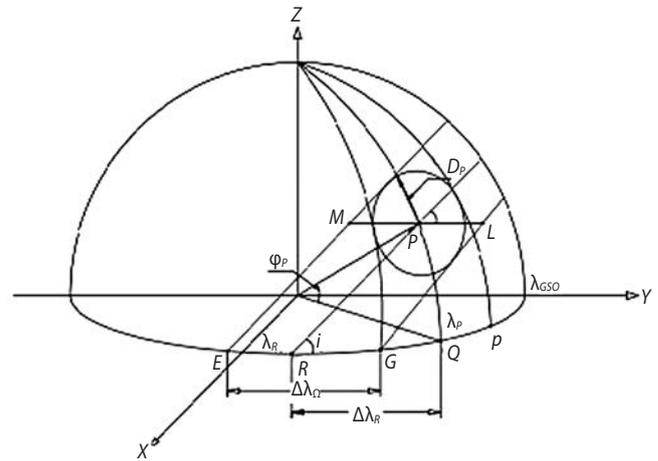
$$\lambda_P = \lambda_T + \Delta \lambda_2;$$

$$\lambda_P = \lambda_{GSO} - \Delta \lambda + \Delta \lambda_2.$$

Воспользовавшись рисунком 17, определим, при каких соотношениях между долготой подспутниковой точки КА ГСО и долготой восходящего узла НОКА РЭН происходит его попадание в окрестности точки P на орбитальной сфере, соответствующей району развёртывания ССС на земной поверхности с центром в точке T с координатами λ_T , φ_T и угловым радиусом D_T .

На рисунке 17а пунктиром обозначены трассы НОКА РЭН, проходящие через центр рассматриваемой области на поверхности орбитальной сферы в точке T и через крайние точки этой области. Пусть НОКА РЭН проходит путь от экватора (точка R) до точки T за время t_P . Тогда длина дуги RT (в радианах) и соответствующий центральный угол равны:

$$\theta(t_P) = \omega_{LEO} t_P,$$



рисунк 17. К определению условий попадания НОКА РЭН в эллипс обнаружения ССС

где ω_{LEO} – угловая скорость НОКА РЭН относительно вращающейся Земли.

Для восходящего СВ из сферического треугольника RPQ по теореме косинусов

$$\cos \varphi_P = \cos \Delta \lambda_R^a \cos \omega_{LEO} t_P + \sin \Delta \lambda_R^a \sin \omega_{LEO} t_P \cos i, \quad (120)$$

где $\Delta \lambda_R^a$ соответствует дуге RQ и соответствующему центральному углу, выраженному в радианах, на восходящем СВ. При этом долгота восходящего узла НОКА РЭН в точке R

$$\lambda_R^a = \lambda_P - \Delta \lambda_R^a.$$

Отметим, что в точке P

$$\sin \varphi_P = \sin \varphi_{LEO} = \sin \omega_{LEO} t_P \sin i.$$

$$\omega_{LEO} t_P = \arcsin \frac{\sin \varphi_P}{\sin i}; \quad (121)$$

$$\operatorname{tg} \lambda_P = \operatorname{tg} \omega_{LEO} t_P \cos i;$$

$$\omega_{LEO} t_P = \operatorname{arctg} \frac{\operatorname{tg} \lambda_P}{\cos i}. \quad (122)$$

Обозначив в (120) $b = \cos \omega_{LEO} t_P$, $a = \sin \omega_{LEO} t_P \cos i$, получим

$$\begin{aligned} \cos \varphi_P &= b \cos \Delta \lambda_R^a + a \sin \Delta \lambda_R^a = \\ &= \sqrt{a^2 + b^2} \sin (\Delta \lambda_R^a + \varphi), \end{aligned} \quad (123)$$

$$\text{где } \varphi = \operatorname{arctg} \frac{b}{a} = \frac{\cos \omega_{LEO} t_P}{\sin \omega_{LEO} t_P} \cos i = \frac{1}{\operatorname{tg} \omega_{LEO} t_P \cos i};$$

8. Формирование орбитальной группировки НОКА РЭН для наблюдения локальных районов развёртывания ССС

Методологические и методические подходы к формированию орбитальной группировки для наблюдения локальных районов предложены в (Xin Luo et al., 2017; Ulivieri C. et al., 1997; Li T. et al., 2016; Аверкиев Н.Ф. и др., 2018). Они ориентированы на наблюдение в надир, в том числе с применением манёвра КА для увеличения числа проходов КА над заданным районом и хотя напрямую не подходят для решения рассматриваемой задачи, однако могут быть использованы для получения более точных и корректных результатов по сравнению с приближенными ориентировочными результатами, полученными ниже в рамках предлагаемого подхода. Приближённый характер результатов обусловлен тем, что такие параметры, как количество СВ, количество суток, количество КА в орбитальной группировке – это по определению целые числа, однако их значения, получаемые в результате вычислений, как правило, дробные числа, округляемые до целых чисел. В рамках рассматриваемого подхода эти дробные остатки не принимаются во внимание в расчётах, что делает расчёты неточными и ориентировочными. Это сделано для упрощения аналитических выкладок без потери смысла выводов, которые могут быть сделаны на их основании. Чтобы получить более корректные результаты с учётом полученных при округлении дробных остатков, например при разработке специального программного обеспечения, целесообразно воспользоваться методическими приёмами из приведённых выше источников информации.

В разделе 7 было показано, что необходимым (но ещё недостаточным) условием наблюдения ССС в локальном районе является попадание восходящих узлов СВ НОКА РЭН в области, определяемые выражениями (124). Эти области равнозначны и имеют размеры на экваторе $\Delta\lambda_\Omega$ (далее для краткости определим их как «область $\Delta\lambda_\Omega$ ») по долготе. Пусть

первоначально один из восходящих узлов одного из СВ НОКА РЭН попадает в начало области $\Delta\lambda_\Omega$ (точка A на рисунке 19), что соответствует прохождению НОКА РЭН через область в окрестности точки P (рисунок 18). Последующий СВ пройдёт через точку B (рисунок 19) и отстоит от предшествующего СВ на межвитковое расстояние $\Delta\lambda_{RNS}$.

Как известно, вследствие несферичности Земли восходящие узлы, равно как и нисходящие узлы орбиты, испытывают так называемые вековые возмущения, приводящие к их перемещению в сторону, противоположную вращению Земли (к западу) в случае прямых орбит, т.е. для $i < \frac{\pi}{2}$. Это явление получило название прецессии орбиты. В результате i -й и $i+1$ -й СВ (рисунок 19) через сутки последовательно смещаются к западу относительно Земли на величину суточной прецессии $\Delta\lambda_{np}$. Очевидно, что в результате прецессии орбиты $i+1$ -й СВ «займёт место» i -го СВ через D_{np} суток, количество которых определяется из соотношения

$$D_{np} = \text{entier}\left(\frac{\Delta\lambda_{RNS}}{\Delta\lambda_{np}}\right), \quad (126)$$

где $\text{entier}(X)$ – операция выделения целой части числа X .

В дальнейшем для упрощения, не принимая во внимание дробную часть в (126), будем, как отмечалось выше, использовать значение

$$D_{np} = \frac{\Delta\lambda_{RNS}}{\Delta\lambda_{np}}.$$

Это позволит получить ориентировочные оценки без усложнения аналитических выражений. Для более точных результатов с использованием теории целых чисел можно применять методические подходы, приведённые в упомянутых выше источниках информации, учитывающие отдельно целые и дробные части числа в правой части (126). Из рисунка 19 также следует, что в течение

$$D_\Omega = \text{entier}\left(\frac{\Delta\lambda_\Omega}{\Delta\lambda_{np}}\right) \approx \frac{\Delta\lambda_\Omega}{\Delta\lambda_{np}}.$$

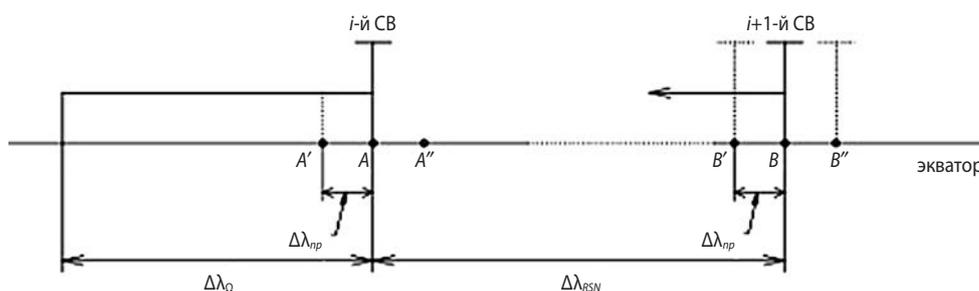


рисунок 19. К определению условий наблюдения ССС с учётом прецессии орбиты НОКА РЭН

суток восходящий узел i -го СВ будет находиться в пределах области $\Delta\lambda_\Omega$ и, следовательно, НОКА РЭН будет пересекать область в окрестности точки P (см. рисунок 18), соответствующую наблюдаемому району на поверхности Земли. В результате в течение этих суток НОКА РЭН окажется в окрестности точки P $m = \text{entier}\left(\frac{\Delta\lambda_\Omega}{\Delta\lambda_{np}}\right)$ раз на восходящих участках

i -го СВ и столько же раз – на нисходящих участках. В то же время в последующие $D_{np} - D_\Omega$ сутки до замещения i -го СВ $i+1$ -м СВ трасса НОКА РЭН не будет проходить через рассматриваемую зону $\Delta\lambda_\Omega$. Для исключения перерыва в наблюдении рассмотрим применение орбитальной группировки из N НОКА РЭН со сдвигом плоскости их орбит относительно друг друга на величину

$$\Delta\Omega = \Delta\lambda_{np}.$$

Пусть начальный восходящий узел первого НОКА РЭН совмещён с точкой A (рисунок 19). Тогда под воздействием прецессии плоскости орбиты НОКА РЭН будут смещаться ежесуточно на величину $\Delta\lambda_{np}$ на запад (влево на рисунке 19). Восходящий узел i -го СВ первого НОКА РЭН переместится из точки A в точку A' , а его $i+1$ -й СВ – из точки B в точку B' . При этом i -й СВ второго НОКА РЭН переместится из точки A'' в точку A' , а его $i+1$ -й СВ – из точки B'' в точку B' . Такой эффект «замещения» приведёт к тому, что в зоне $\Delta\lambda_\Omega$ будет ежесуточно находиться хотя бы один НОКА РЭН, так как в конце цикла из D_p суток в точку A придёт $i+1$ -й СВ первого НОКА РЭН и цикл прохождения данного НОКА РЭН возобновится. При этом их количество в орбитальной группировке

$$N = \text{entier}\left(\frac{\Delta\lambda_{RNS}}{\Delta\lambda_{np}}\right) \approx \frac{\Delta\lambda_{RNS}}{\Delta\lambda_{np}}.$$

Для уменьшения количества НОКА РЭН в орбитальной группировке можно сократить избыточность в многократном многосуточном пересечении зоны $\Delta\lambda_\Omega$, увеличив величину сдвига плоскостей орбит соседних НОКА РЭН до величины $\Delta\Omega_k = k\Delta\lambda_{np} < \Delta\lambda_\Omega$, которая обеспечивает ежесуточное двукратное (с учётом восходящих и нисходящих участков СВ) наблюдение рассматриваемого района. При этом орбитальная группировка может быть уменьшена в k раз до значения

$$N_k = \text{entier}\left(\frac{\Delta\lambda_{RNS}}{\Delta\Omega_k}\right) \approx \frac{\Delta\lambda_{RNS}}{k\Delta\lambda_{np}},$$

$$\text{где } k = 1, 2, \dots, \text{entier}\left(\frac{\Delta\lambda_\Omega}{\Delta\lambda_{np}}\right).$$

Увеличенный сдвиг между восходящими узлами соседних НОКА РЭН в орбитальной группировке

предпочтителен с точки зрения их разведения после выведения на орбиту. Повышение периодичности наблюдения заданного района может быть обеспечено за счёт применения нескольких НОКА РЭН в каждой плоскости орбит. Так, при размещении в каждой плоскости m НОКА РЭН наблюдение рассматриваемого района будет иметь место $2m$ раз с учётом нисходящих СВ. При этом периодичность наблюдения

$$T_R = \frac{T}{2m},$$

где T – длительность суток.

При заданной периодичности наблюдения T_R^* требуемое значение

$$m^* = \text{entier}\left(\frac{T}{2T_R^*}\right) \approx \frac{T}{2T_R^*},$$

а требуемое количество НОКА РЭН в орбитальной группировке

$$N^* = m^* N_R = n \frac{\Delta\lambda_\Omega}{\Delta\lambda_{RNS}} m^*.$$

Определим величины $\Delta\lambda_{RNS}$, $\Delta\lambda_{np}$, входящие в приведённые выше выражения. Межвитковое расстояние равно

$$\Delta\lambda_{RNS} = \frac{360^\circ}{Q},$$

где Q – количество СВ,

$$Q = \text{entier}\frac{T(\text{минут})}{T_{RNS}(\text{минут})} \approx \frac{T}{T_{RNS}}. \quad (127)$$

Величина периода обращения НОКА РЭН вокруг Земли

$$T_{RNS}(\text{минут}) = 84,4 \left(\frac{R_E + h_{LEO}}{R_E} \right)^{\frac{3}{2}}. \quad (128)$$

Подстановкой (127) с учётом (128) и T (минут) = 1440 минут, получим

$$\Delta\lambda_{RNS} = 21,1 \left(\frac{R_E + h_{LEO}}{R_E} \right)^{\frac{3}{2}}. \quad (129)$$

Угловая скорость суточной прецессии НОКА РЭН определяется выражением (<https://docplayer.net/53847922-15-03-1430-lecture-3-chapter2-2.html>)

$$\omega_{np} \left(\frac{^\circ}{\text{сутки}} \right) = 9,97 \left(\frac{R_E}{R_E + h_{LEO}} \right)^{\frac{3}{2}} \cos i. \quad (130)$$

Условие того, что через D_{np} суток i -й СВ под воздействием прецессии сменится $i+1$ -м СВ, можно записать в следующем примерном виде:

$$\begin{aligned} \omega_{np} D_{np} &= \Delta\lambda_{RNS}, \\ D_{np} &\approx \frac{\Delta\lambda_{RNS}}{\omega_{np}}. \end{aligned} \quad (131)$$

АНАЛИТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ ДЛЯ ОЦЕНИВАНИЯ ВОЗМОЖНОСТЕЙ НИЗКООРБИТАЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПО ОБНАРУЖЕНИЮ, ГЕОЛОКАЦИИ И ИДЕНТИФИКАЦИИ СТАНЦИЙ СПУТНИКОВОЙ СВЯЗИ С-, X-, Ku-, Ka-ДИАПАЗОНОВ. ЧАСТЬ 4

Подстановкой (130) и (129) в (131) после элементарных преобразований получим

$$D_{np} = \text{entier} \frac{1,7 \left(\frac{R_E + h_{LEO}}{R_E} \right)^2}{\cos i}.$$

Полученные в разделах 7 и 8 результаты позволяют определить исходные данные для формирования облика орбитальной группировки НОКА РЭН для наблюдения локальных районов развёртывания ССС. Предложенный в разделе 8 вариант формирования облика орбитальной группировки ориентирован на недорогостоящие МКА РЭН микро- или нанокласса, аналогом которых могут быть перспективные МКА РЭН Hawk, разработанные компанией HE 360 (Клименко Н.Н., 2018). Орбитальную группировку таких МКА РЭН со сроком активного существования до 1 года целесообразно развёртывать для наращивания возможностей постоянно действующей группировки в особые периоды времени. Ресурс такой орбитальной группировки рационально сосредоточить на наблюдении локальных районов или регионов, где потенциально возможно массированное развёртывание ССС С-, X-, Ku-, Ka-диапазонов.

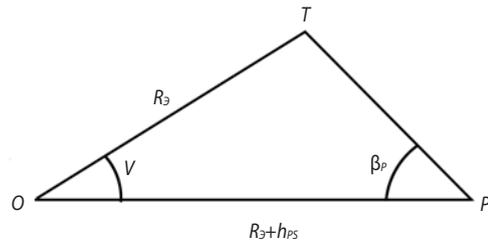
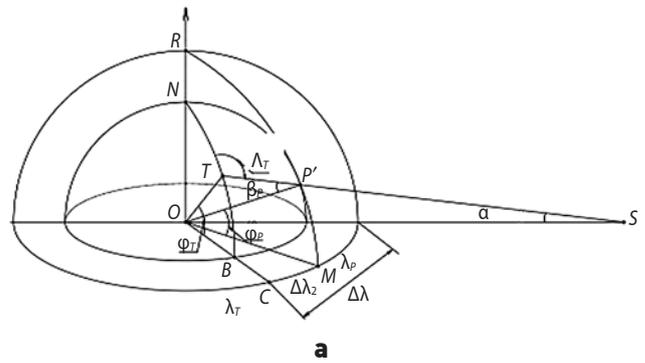
9. Аналитическая модель применения псевдокосмических аппаратов для наблюдения ССС в локальных районах

Псевдокосмические аппараты – перспективное направление развития воздушно-космической техники. ПКА занимают промежуточное положение между традиционными КА и БЛА, преимущество их состоит в возможности длительное время осуществлять беспосадочный полёт и наблюдение локального района по аналогии с КА ГСО. При этом ПКА, барражируя на высоте 18–25 км, обеспечивают выигрыш в энергетике радиолинии более чем на 30 дБ по сравнению с КА ГСО и более чем на 15 дБ – по сравнению с НОКА, без ограничений на длительность радиоконтакта. Это создаёт объективные предпосылки для применения ПКА для эффективного наблюдения ССС в локальных районах.

Аналитическая модель ССС, приведённая в разделе 8, в основном применима и в рассматриваемом случае. Обратимся к рисунку 20.

Пусть ССС расположена в точке T с координатами λ_T, φ_T . Тогда ДНА ССС, направленная на КА ГСО (точка S), пройдёт через орбитальную сферу на высоте h_{PS} в точке P с координатами φ_P, L_P . Координаты этой точки можно определить в соответствии с выражениями

$$L_P = \arcsin(\cos \theta_\varepsilon \sin \varphi_T + \sin \theta_\varepsilon \cos \varphi_T \cos \Lambda_T,$$



б

рисунок 20. К определению условий наблюдения ССС ПКА

$$\theta_\varepsilon = \frac{\pi}{2} - \gamma_T + \varepsilon_T;$$

$$\gamma_T = \arcsin \left(\frac{R_E}{R_E + h_{LEO}} \cos \varepsilon_T \right),$$

$$\varepsilon_T = \arctg \frac{\cos \varphi_T \cos(\lambda_T - \lambda_{GSO}) - \frac{R_E}{R_E + h_{GSO}}}{\sqrt{1 - [\cos \varphi_T \cos(\lambda_T - \lambda_{GSO})]^2}};$$

$$\Lambda_T = \pi + \alpha_T, \quad \alpha_T = \arctg \frac{\text{tg} \Delta \lambda}{\sin \varphi_T};$$

$$\Delta \lambda = \lambda_{GSO} - \lambda_T.$$

При этом, как показано в разделе 8,

$$\varphi_P = \lambda_P = \lambda_T + \Delta \lambda_2, \quad \Delta \lambda_2 = \arctg(\sin \varphi_T).$$

Определим параметры зоны обзора ПКА на высоте h_{PS} (рисунок 21).

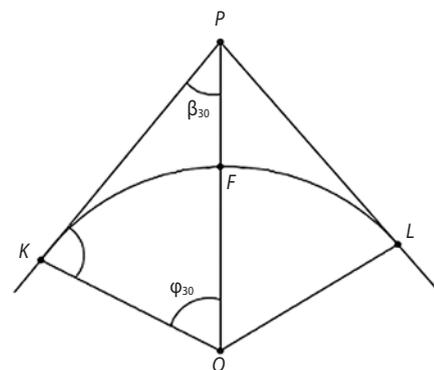


рисунок 21. К определению параметров зоны обзора ПКА

Центральный угол ϕ_{30} , соответствующий зоне обзора, равен $\phi_{30} = \arccos \frac{R_E}{R_E + h_{PS}}$.

Радиус зоны обзора, определяемый дугой $KF=FL$, равен $R_{30}=R_E\phi_{30}$ (рад).

Угол зрения ПКА, определяющий размеры зоны обзора, равен $\beta_{30} = \arcsin \frac{R_E}{R_E + h_{PS}}$, $\beta_{30} + \phi_{30} = \frac{\pi}{2}$.

Пусть ПКА барражирует в окрестности точки P на направлении максимума ДНА ССС и пусть ДНА ПКА направлена в надир. Тогда необходимое (но ещё недостаточное) условие обнаружения ССС в точке T состоит в том, чтобы зона видимости ПКА «накрыла» ССС, т.е. должно выполняться неравенство

$$R_{30} > FP', \quad \phi_{30} > \nu = \angle TOP', \quad (132)$$

а усиление ДНА ПКА в направлении $\theta^* = \beta_T = \angle TPO$ удовлетворяло условию обеспечения ЭМД, сформулированному в подразделе 3.2. (Клименко Н.Н., 2018). Угол $\phi_T - \phi_P \nu = \angle TPO'$ определяется через скалярное произведение единичных векторов, совпадающих по направлению с OT и OP :

$$\cos \nu = \cos \phi_T \cos L_P \cos(\lambda_T - \phi_P) + \sin \phi_T \sin L_P.$$

Определим угол $\beta_T = \theta^*$ из треугольника OTP (рисунки 20а) по теореме синусов

$$\frac{R_E}{\sin \beta_P} = \frac{TP}{\sin \nu} \sin \beta_P = \frac{R_E}{TP} \sin \nu \sin \beta_P = \frac{R_E}{TP} \sin \nu. \quad (133)$$

По теореме косинусов

$$TP = R_E \sqrt{1 + \left(1 + \frac{h_{PS}}{R_E}\right)^2 - 2 \left(1 + \frac{h_{PS}}{R_E}\right) \cos \nu}. \quad (134)$$

При выполнении рассмотренных условий ПКА РЭН будет обеспечивать наблюдение ССС в локальном районе с центром в точке T .

Полученные соотношения достаточно сложные для анализа особенностей применения ПКА для наблюдения ССС. Без потери общности выводов рассмотрим «плоскую» модель процесса наблюдения, как показано на рисунке 22. В треугольнике PSO по теореме синусов

$$\frac{ST}{\sin \phi_T} = \frac{R_E}{\sin \alpha} = \frac{R_E + h_{GSO}}{\sin \angle STO}, \quad ST = d_{GSO},$$

$$\sin \alpha = \frac{R_E}{d_{GSO}} \sin \phi_T.$$

Пусть $h_{PS}=18$ км, $h_{GSO}=35780$ км, $R_E=6378$ км. По теореме косинусов

$$d_{GSO} = ST = \sqrt{1 + \left(1 + \frac{h_{GSO}}{R_E}\right)^2 - 2 \left(1 + \frac{h_{GSO}}{R_E}\right) \cos \phi_T} = R_E \sqrt{44,7 - 13,2 \cos \phi_T};$$

$$\sin \alpha = \frac{\sin \phi_T}{\sqrt{44,7 - 13,2 \cos \phi_T}}.$$

В треугольнике SPO по теореме синусов

$$\frac{\sin \alpha}{R_E + h_{PS}} = \frac{\sin \angle SPO}{R_E + h_{GSO}};$$

$$\sin \angle SPO = \frac{R_E + h_{GSO}}{R_E + h_{PS}} \sin \alpha = \frac{6,6 \sin \phi_T}{\sqrt{44,7 - 13,2 \cos \phi_T}}. \quad (135)$$

Так как угол SPO – тупой, то из (135) имеем

$$\angle SPO = \pi - \arcsin \frac{6,6 \sin \phi_T}{\sqrt{44,7 - 13,2 \cos \phi_T}}.$$

В соответствии с известным свойством углов в треугольнике SPO $\alpha + \phi_P + \angle SPO = \pi$ можно определить

$$\alpha + \phi_P + \angle SPO = \pi$$

$$\phi_P = \pi - \angle SPO - \alpha = \arcsin \frac{6,6 \sin \phi_T}{\sqrt{44,7 - 13,2 \cos \phi_T}} -$$

$$- \arcsin \frac{\sin \phi_T}{\sqrt{44,7 - 13,2 \cos \phi_T}}.$$

При этом из рисунка 22 следует

$$\angle SPO + \beta = \pi, \quad \beta = \pi - \angle SPO = \alpha + \phi_P.$$

В таблице 2 приведены результаты расчётов для $h_{PS}=18$ км.

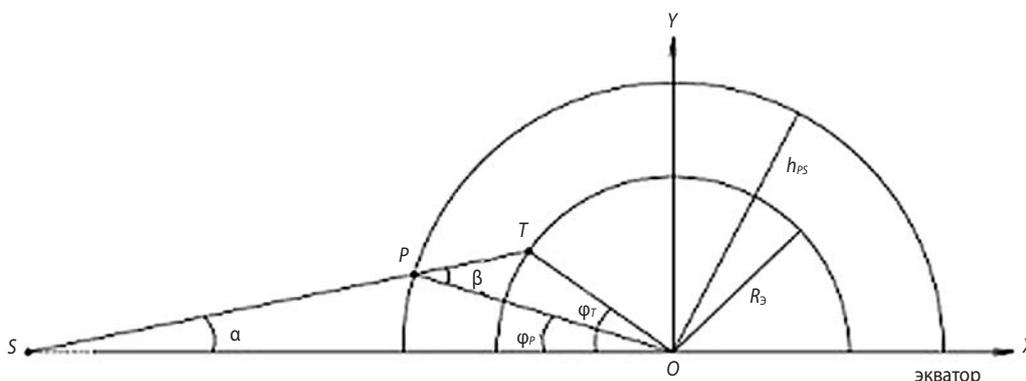
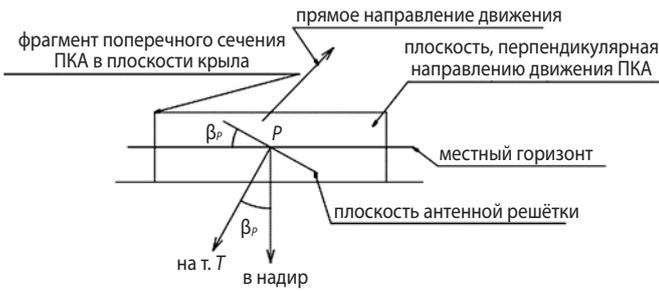
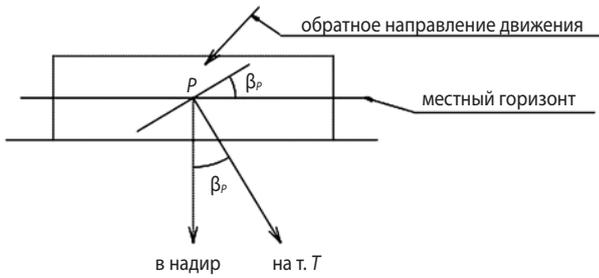


рисунок 22. К определению условий наблюдения ССС при её нахождении на долготе полёта ПКА

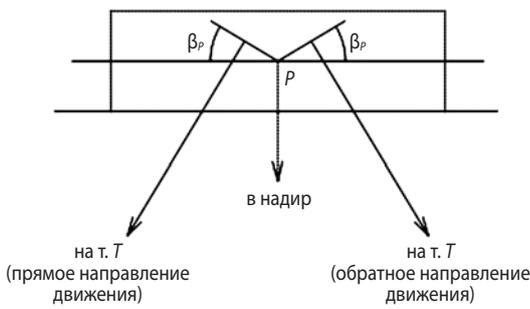
АНАЛИТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ ДЛЯ ОЦЕНИВАНИЯ ВОЗМОЖНОСТЕЙ НИЗКООРБИТАЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПО ОБНАРУЖЕНИЮ, ГЕОЛОКАЦИИ И ИДЕНТИФИКАЦИИ СТАНЦИЙ СПУТНИКОВОЙ СВЯЗИ С-, X-, K_u-, K_a-ДИАПАЗОНОВ. ЧАСТЬ 4



а



б



в

рисунок 23. К определению параметров установки антенной решётки

таблица 2 – Результаты расчёта параметров, характеризующих взаимное положение ПКА и ССС

ϕ_T°	ϕ_p°	α°	$\beta^\circ = \phi_p + \alpha$	$\phi_T - \phi_p^\circ$
45	44,89	6,82	51,71	0,11
60	59,63	8,06	67,69	0,37
70	69,23	8,52	77,75	0,77

При этом центральный угол зоны прямой видимости ПКА $\phi_{30} = 4,28$ град $= 0,075$ радиан, диаметр зоны обзора $D_{30} = 2R_{30} = 952$ км, $\beta_{30} = 85,7$ град. Очевидно, что условие (132) выполняется во всей зоне обзора КА ГСО и во всех диапазонах частот ССС с учётом ограничений, приведённых в разделе 6. При этом ПКА обеспечивает наблюдения ССС в зоне обзора диаметром 952 км. Следует отметить, что при увеличении высоты полёта ПКА до 25 км диаметр зоны обзора ПКА увеличивается до 1125 км, а угол ϕ_{30} – до 5,1 град. Однако, как показано в разделе 6, с учётом ограничений на минимальный угол места ϵ_{\min}

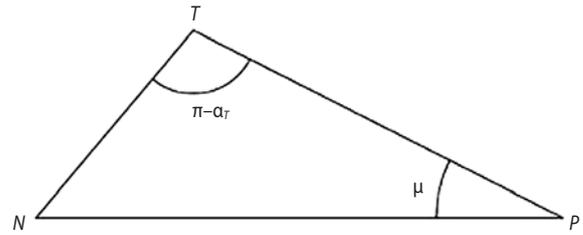


рисунок 24. К определению параметров движения ПКА

для ССС С-, X-, K_u-, K_a-диапазонов зона обзора ПКА резко уменьшается до значений $\phi_{30} = 0,57 \dots 2,24$ град. С учётом этого направленность ДНА ПКА в надир не обеспечивает необходимые условия наблюдения.

Выходом из положения может быть установка антенны на борту ПКА таким образом, чтобы главный луч ДНА был направлен в точку T, а направление барражирования было таким, чтобы плоскость ПКА, обращённая к Земле, составляла с радиус-вектором TP прямой угол, т.е. чтобы линия визирования ПКА на точку T совпала с направлением в надир. Установку плоской антенной решётки целесообразно осуществить так, как показано на рисунке 23: антенну установить с наклоном к местному горизонту на угол β_p , определяемый выражением (133), в плоскости, перпендикулярной направлению движения ПКА. Поскольку барражирование ПКА осуществляется в прямом и обратном направлении, как правило, по траектории «восьмёрки» (Клименко Н.Н., Гончаров К.А., 2016), то необходимо предусмотреть соответствующую направленность антенны либо её поворотом, как показано на рисунке 23б, либо с использованием двух антенных решёток, как показано на рисунке 23в.

Для определения рационального направления движения ПКА относительно точки T рассмотрим модель этого процесса. Из рисунка 24 следует, что направление барражирования ПКА должно отклоняться от северного направления местного меридиана на угол μ на восток при нахождении точки T к северо-востоку от подспутниковой точки КА ГСО и на запад – при нахождении точки T к северо-западу от подспутниковой точки КА ГСО.

Для определения угла μ рассмотрим треугольник NTP, из которого по теореме синусов следует:

$$\frac{\sin \mu}{NT} = \frac{\sin(\pi - \alpha_T)}{NP} = \frac{\sin \alpha_T}{NP},$$

где

$$\alpha_T = \Lambda_T - \pi = \arctg \frac{\text{tg} \Delta \lambda}{\sin \phi_T}; \quad (136)$$

$$\mu = \arcsin \frac{NT}{NP}.$$

АНАЛИТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ ДЛЯ ОЦЕНИВАНИЯ ВОЗМОЖНОСТЕЙ НИЗКООРБИТАЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПО ОБНАРУЖЕНИЮ, ГЕОЛОКАЦИИ И ИДЕНТИФИКАЦИИ СТАНЦИЙ СПУТНИКОВОЙ СВЯЗИ С-, X-, K_u-, K_a-ДИАПАЗОНОВ. ЧАСТЬ 4

- Приём на ПКА РЭН сигналов ГЛОНАСС и ретрансляция его фрагмента, соответствующего моменту приёма сигнала ССС. Одновременно осуществляется приём фрагмента сигналов ГЛОНАСС, соответствующего моменту приёма сигнала ССС, и на НОКА РЭН. По этим измерительным сигналам определяется разность времён приёма сигналов ССС на оба носителя.
- Синхронизация бортовых шкал времени ПКА РЭН и НОКА РЭН перед сеансами наблюдения с использованием специальных синхросигналов, передаваемых с наземных специальных комплексов через КА ГСО, и с передачей в обратном направлении эфемерид обоих носителей, вычисляемых на определённое время. При этом привязка моментов приёма сигналов ССС к бортовым шкалам времени позволяет определять разность между ними при наземной обработке бортовой информации.
- Комбинированные методы с использованием элементов приведённых выше методов.

Отметим, что вопросы определения координат ССС при совместном применении ПКА РЭН и НОКА РЭН – предмет отдельного исследования.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Обнаружение, геолокация и идентификация ССС С-, X-, K_u-, K_a-диапазонов при их развёртывании в локальных районах в особые периоды обстановки – актуальная и очень сложная научно-техническая задача. Применение НОКА и ПКА РЭН для решения этой задачи – многообещающее, но нетривиальное направление развития систем космического наблюдения, требующее предварительного всестороннего оценивания их возможностей.

Разработанные аналитические модели для оценивания возможностей НОКА и ПКА РЭН по наблюдению ССС в локальных районах позволяют сформировать облик орбитальной группировки и определить рациональные параметры орбитального построения, а также определить требования как к космическим платформам, так и к полезной нагрузке – бортовой аппаратуре РЭН. В основе аналитических моделей известная конфигурация линий спутниковой связи, построенная на прогнозируемом направлении ДНА ССС на КА ГСО, положение которого априорно известно или измерено и прогнозируется средствами СККП. Это позволяет аналитическим путём спрогнозировать и определить такое положение НОКА (ПКА) РЭН на орбите, при котором обеспечиваются наилучшие условия для приёма сигналов ССС по основному или соседним боковым лепесткам ДНА. Введены понятия орбитальной сферы и эллипса обнаружения ССС на орбитальной сфере, попадание в пределы которого в течение требуемого для решения целевой задачи минимального времени эквивалентно условию её решения с положительным

результатом. Для оценивания возможностей НОКА РЭН по наблюдению локальных районов развёртывания ССС получена модель формирования на орбитальной сфере области, представляющей геометрическое место точек, соответствующих центрам эллипсов обнаружения ССС в заданном локальном районе. С использованием такой модели получены соотношения для формирования рационального облика орбитальной группировки НОКА РЭН, условий барражирования ПКА РЭН, а также для разработки исходных данных в интересах планирования их применения по целевому назначению.

В рамках разработанных моделей не были рассмотрены процессы геолокации и идентификации ССС – это предмет дальнейших исследований.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

Аверкиев Н.Ф., Власов С.А., Салов В.В., Киселев В.В. Маневрирование КА с целью улучшения характеристик наблюдения локального района поверхности Земли // Известия ВУЗов Приборостроения. 2018. Т. 59, № 10. С. 835-842.

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 1. Аналитическая модель станций спутниковой связи как объекта наблюдения // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 3. С. 37-46.

Клименко Н.Н., Гончаров К.А. Предварительное проектирование экспериментальных псевдокосмических аппаратов на солнечной энергии для валидации длительного беспосадочного полёта // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 4. С. 81-89.

Li T., Xiang J., Wang Z., Zhang Y. Circular Revisit Orbits for Responsive Mission over a Single Target // Acta Astronautica. 2016. V. 127. P. 219-225. DOI: 10.1016/j.actaastro.2016.05.037.

Ulivieri C., Laneve G., M. Hejazi M. Small satellites constellation for continuous regional surveillance // 12th Int. Symposium on Space Flight Dynamics, Germany, Jun. 1997. P. 485-491. URL: http://www.academia.edu/18515089/Small_satellites_constellations_for_continuous_regional_surveillance (дата обращения: 26.07.2018).

URL: <https://docplayer.net/53847922-15-03-1430-lecture-3-chapter2-2.html> (дата обращения: 26.07.2018).

Xin Luo, Maocai Wang, Guangming Dai, Xiaoyu Chen. A Novel Technique to Compute the Revisit Time of Satellites and its Optimization in Remote Sensing Satellite Optimization Design // International Journal of Aerospace Engineering. 2017. Article ID 6469439. 9 p. DOI: 10.1155/2017/6469439.

Статья поступила в редакцию 26.07.2018 г.

Статья после доработки 26.07.2018 г.

Статья принята к публикации 26.07.2018 г.

АНАЛИЗ КЛЮЧЕВЫХ ТЕХНОЛОГИЙ КОСМИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА ДЛЯ ГЕОФИЗИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ. ТРЕБУЕМЫЕ ТОЧНОСТИ И ТЕХНИЧЕСКИЕ РЕШЕНИЯ

В.К. Милуков¹,
доктор физико-
математических наук,
milyukov@sai.msu.ru;
V.K. Milyukov

А.В. Бурданов²,
burdanovav@tsniimash.ru;
A.V. Burdanov

О.А. Ивлев¹,
кандидат технических наук,
spectralab@yandex.ru;
O.A. Ivlev

И.М. Нестерин³,
nesterin@laspace.ru;
I.M. Nesterin

Представлен анализ отечественного научно-технического потенциала, необходимого для реализации космического комплекса для прецизионного мониторинга гравитационного поля Земли. Показано, что ряд технологий, имеющихся у отечественных производителей, отвечает требованиям проекта, однако в целом для достижения высоких технических требований проекта уровень современных технологий должен быть существенно повышен. Тем не менее, имеющийся потенциал позволяет уверенно прогнозировать осуществимость такого проекта на отечественной технологической базе.

Ключевые слова: космическая гравиметрия; орбитальная группировка КА; лазерная интерферометрия.

DOI: 10.26162/LS.2019.44.2.006

ВВЕДЕНИЕ

Для повышения точности измерения геодезических и гравитационных эффектов применяются кластеры космических аппаратов (КА) (как минимум два), связанных между собой радиосвязью и оборудованных высокоточными системами измерения инерциальных ускорений (акселерометрами). Такая схема позволяет эффективно подавлять действующие на КА когерентные помехи и измерять расстояние между спутниками с точностями до долей миллиметра. Ука-

¹ Государственный астрономический институт им. П.К. Штернберга МГУ им. М.В. Ломоносова, Россия, г. Москва.

P.K. Sternberg State Astronomical Institute of the M.V. Lomonosov State University, Russia, Moscow.

KEY TECHNOLOGIES OF THE SPACE COMPLEX FOR GEOPHYSICAL INVESTIGATIONS ANALYSIS. REQUIRED ACCURACIES AND TECHNICAL SOLUTIONS

А.С. Жамков²,
кандидат физико-
математических наук,
zhamkovas@tsniimash.ru;
A.S. Zhamkov

В.Е. Жаров¹,
доктор физико-
математических наук,
vladzh2007@yandex.ru;
V.E. Zharov

В.К. Сысоев³,
доктор технических наук,
sysoev@laspace.ru;
V.K. Sysoev

The analysis of the Russian scientific and technical potential required for the implementation of the space constellation for precision monitoring of the Earth's gravitational field is presented. It is shown that a number of technologies available from Russian manufacturers meet the requirements of the project, but in general, to achieve high technical requirements of the project, the level of modern technologies should be significantly increased. Nevertheless, the existing potential allows us to confidently predict the feasibility of such a project on the Russian technological basis.

Key words: space gravimetry; orbital SC constellation; laser interferometry.

занная точность уже была реализована на геодезических спутниках GRACE (Gravity Recovery and Climate Experiment) (Tapley B.D., Bettadpur S., Watkins M.M., Reigber Ch., 2004) и GRAIL (Gravity Recovery And Interior Laboratory) (Zuber M.T., Smith D.E., Watkins M.M. et al., 2013). GRACE состоял из двух спутников-близнецов, находившихся на почти круговой орбите с первоначальной высотой порядка 500 км и наклоном 89.5° на расстоянии ~200 км

² ФГУП «ЦНИИмаш», Россия, Московская область, г. Королев.

Federal Enterprise «TsNIImash», Russia, Moscow region, Korolev.

³ АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

друг от друга, и связанных высокоточной межспутниковой микроволновой системой К/Ка-диапазона. В продолжение миссии GRACE в мае 2018 года успешно выведены на орбиту КА миссии GRACE Follow-On, основной целью которой является мониторинг медленных временных вариаций гравитационного поля Земли, т.е. обеспечение поступления данных для ежемесячных глобальных моделей гравитационного поля Земли высокого разрешения, начатых в миссии GRACE. Два спутника GRACE Follow-On находятся на той же орбите, что и GRACE, и используют ту же, что и GRACE, систему микроволновой связи в К/Ка-диапазоне, так что можно ожидать тот же микронный уровень точности. Однако принципиальным моментом является то, что спутники также оснащены лазерным дальномерным интерферометром, который позволит поднять точность измерений на нанометровый уровень. Ожидаемая среднеквадратическая ошибка лазерных измерений $30\text{--}80 \text{ нм/Гц}^{1/2}$ в диапазоне частот $0.2\text{--}100 \text{ МГц}$.

В 2015 году в Китае стартовала пятилетняя государственная программа Precision gravity measurements, в которой принимает участие ряд ведущих НИИ и университетов Китая. В рамках этой программы должна быть разработана миссия SAGM (Space Advanced Gravity Measurement), аналогичная GRACE: два космических аппарата на орбите вокруг Земли, оборудованные микроволновой системой К-диапазона. В рамках гравитационно-волнового проекта TianQin (Jun Luo et al., 2015) в качестве его промежуточного этапа готовится миссия TianQin 2,

аналогичная GRACE Follow-On, т.е. два КА, оснащенные лазерной интерферометрической системой. Предполагается, что TianQin 2 будет работать в паре с SAGM. Ориентировочное время запуска: 2020–2021 гг. (SAGM), 2023–2024 гг. (TianQin 2).

Разработка проекта, аналогичного GRACE Follow-On и TianQin 2, в России с опорой на отечественные научно-технические возможности будет иметь как фундаментальное, так и прикладное значение. Помимо получения карты гравитационного поля Земли высокого разрешения, такой проект актуален для наблюдения и изучения распределения и перемещения масс во внешних геосферах Земли, исследования косейсмических и постсейсмических процессов крупных землетрясений.

В данной работе рассмотрены ключевые технологии и представлен анализ отечественного научно-технического потенциала, необходимого для реализации космического комплекса прецизионного мониторинга гравитационного поля Земли.

1. Лазерная система активного типа для измерения межспутникового расстояния в гравиметрической орбитальной группировке

В лазерной интерферометрической системе (ЛИС) для измерения межспутникового расстояния реализуется схема одноосного гетеродинного интерферометра, чувствительная к измерению расстояния между центрами масс космических аппаратов,

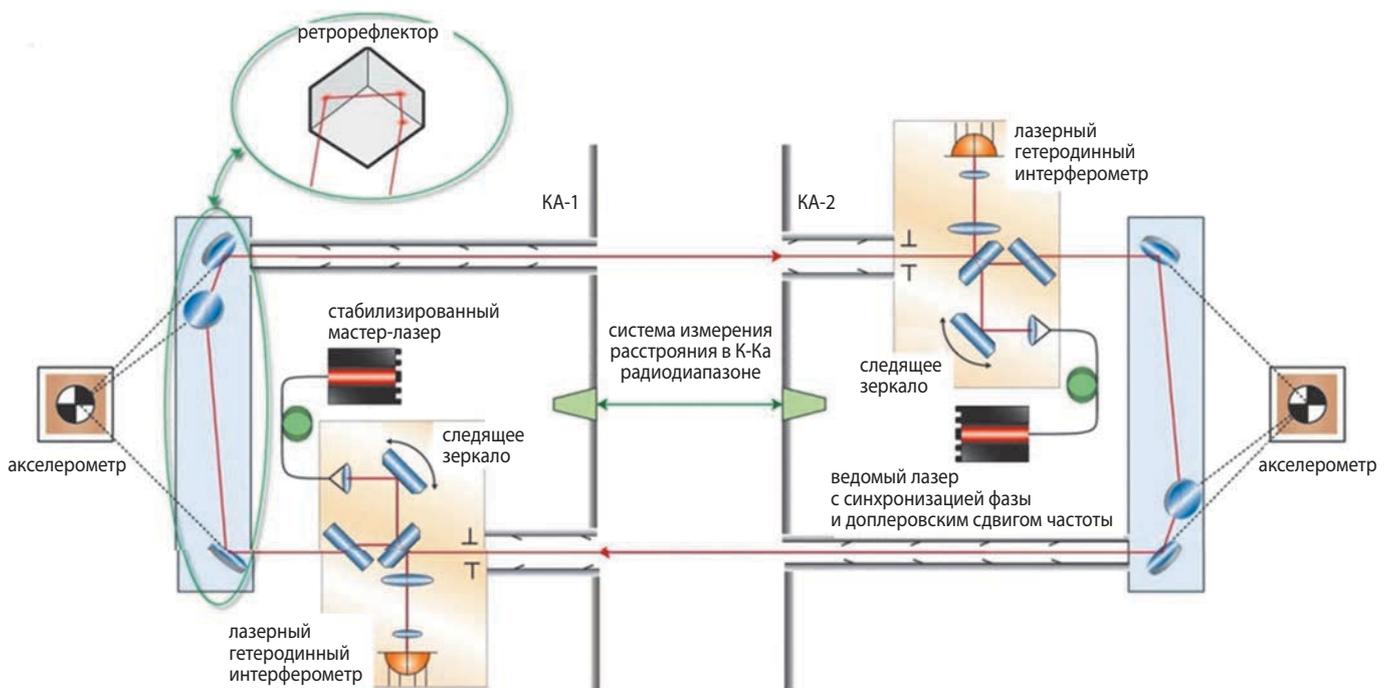


рисунок 1. Оптическая схема лазерного дальномерного интерферометра GRACE-FO (Heinzel Gerhard et al., 2017); акселерометры размещены в центрах масс; на продольной оси КА расположена микроволновая система измерения дальности

удалённых на расстояние ~ 200 км. Работу такой системы рассмотрим на примере ЛИС, реализованной на КА GRACE Follow-On (рисунок 1). На каждом КА установлен отдельный интерферометр с лазерным источником, стабилизированным по частоте. Для обеспечения устойчивого по амплитуде сигнала в ЛИС реализуется передача квазиотражённого сигнала по транспондерной гетеродинной схеме. Частота генерации ведущего лазера (мастер-лазера), расположенного на КА-1, зафиксирована ($2,8195 \times 10^{14}$ Гц) и стабилизирована с относительной погрешностью по частоте 10^{-15} , чтобы свести к минимуму шумы, исходящие от колебаний частоты лазера.

Мощность излучения мастер-лазера на выходе оптического модуля КА-1 составляет 25 мВт при диаметре луча 5 мм и расходимости $\sim 70''$. Мощность излучения, принятого интерферометром КА-2, из-за малого диаметра приёмной апертуры 15 мм не более 200 пВт. Для обеспечения точных фазовых измерений необходимо, чтобы частота биений интерференционной картины, вызванная доплеровским смещением частоты $f_D = V_{КА}/\lambda$, была стабилизирована в диапазоне работы фазометра. Скорость относительного продольного смещения двух космических аппаратов $V_{КА}$ не превышает ± 3 м/с, и при рабочей длине волны Nd³⁺:YAG лазера $\lambda = 1064,5$ нм частота сдвига составит $\sim \pm 3$ МГц.

Установленный на КА-2 лазер является ведомым по отношению к мастеру-лазеру КА-1, он включён в схему автоматической фазовой подстройки частоты лазерной линии генерации. Частотное смещение

выбрано таким образом, чтобы после компенсации доплеровского сдвига с учётом знаков частота биений между излучением мастер-лазера и излучением ведомого лазера находилась в диапазоне чувствительности фазометра (в современных прецизионных фазометрах – до 15 МГц).

На КА GRACE Follow-On размещение оптических элементов непосредственно в центрах масс оказалось невозможным по конструктивным причинам (в компоновке спутников на оси их взаимодействия расположены антенны К/Ка-диапазона). Поэтому на каждом космическом аппарате используется трёхзеркальная оптическая система, основанная на свойствах уголкового отражателя осуществлять коллинарный перенос луча (рисунок 1), которая позволяет обойти конструктивные ограничения. Оптические модули обоих КА идентичны.

Следует отметить, что интерферометр не измеряет абсолютное расстояние между КА-1 и КА-2, а измеряет с высокой точностью вариацию этого расстояния (производную по смещению). Расстояние между КА вычисляется также по данным фазового дальнометра К/Ка – радиодиапазона ($18 \div 27$ ГГц) со случайной погрешностью ~ 1 мкм/Гц^{1/2} и ошибкой однозначности расстояния ~ 1 см.

В таблице 1 представлены основные технические требования к ЛИС для гравиметрической миссии по материалам (Heinzel Gerhard et al., 2015; Schütze Daniel, 2012; Heinzel Gerhard, 2016; Auger G. et al., 2012; Heinzel Gerhard et al., 2017).

таблица 1 – Основные технические требования к ЛИС для гравиметрической миссии

параметры	данные
длина волны генератора	1064,5 нм
частота рабочего излучения	$2,82 \cdot 10^{14}$ Гц
относительная ошибка стабилизации частоты	10^{-15}
ширина спектра	20 кГц
лазерный частотный шум	30 Гц/ $\sqrt{\text{Гц}}$
диапазон синхронизации частоты генерации по доплеровскому сдвигу для ведомого лазера	± 10 МГц
мощность лазера на выходе оптоволокна	50 мВт
мощность на выходе оптического модуля	25 мВт
максимальная мощность на приём	1 нВт
диаметр лазерного пучка на выходе по уровню $1/e^2$	$5 \pm 0,5$ мм
расходимость лазерного излучения по уровню $1/e^2$	67'' (325 мкрад)
диаметр лазерного луча на приёмном КА по уровню $1/e^2$	55-88 м
фазовая синхронизация между мастер-лазером и ведомым лазером (мощность 10 нВт) на частоте 0,1 Гц	40 мкрад/ $\sqrt{\text{Гц}}$
чувствительность по дальности, эквивалентная шуму, на частоте 100 мГц	< 80 нм/ $\sqrt{\text{Гц}}$
порог чувствительности по дальности на частоте 100 мГц	80 нм
погрешность наведения	10'' (50 мкрад)
погрешность удержания луча на цели	10 мкрад/ $\sqrt{\text{Гц}}$
чувствительность по угловому сдвигу, эквивалентная шуму	10 нрад/ $\sqrt{\text{Гц}}$
погрешность стабилизации на один виток по орбите	< 20 мкрад
погрешность привязки по GPS	~ 1 см

Для реализации оптических бортовых систем (оптика и механика телескопов, оптика для формирования, направления и преобразования лазерных диаграмм, оптика сопряжения с волоконными системами и фотоприёмниками) в России существуют все основные виды технологий, которые могут быть успешно применены для создания ЛИС. Некоторые проблемы имеются с оптическими материалами – низко поглощающими кварцевыми стёклами, ультрастабильными стёклами, сверхчистыми материалами для оптических покрытий, оптическими клеями с особыми свойствами. В этой области активно используются предложения от зарубежных производителей.

В России имеется большой опыт создания высокостабильных лазеров для лабораторных условий, однако ещё не созданы бортовые лазерные стандарты частоты с требованиями, описанными в таблице 1.

В таблице 2 приведён перечень организаций, которые способны выполнить комплексные работы и создать составные части ЛИС для российской космической гравиметрической миссии.

2. Система компенсации негравитационных ускорений в гравиметрической орбитальной группировке

Ключевым моментом космической гравиметрической миссии является условие, чтобы пробная масса оставалась в инерциальном пространстве в измеряемой полосе частот, требуемой для достижения научной цели миссии. Эти соображения ведут

естественным образом к системе компенсации негравитационных ускорений, которая обеспечивала бы наиболее эффективную «развязку» пробной массы и окружающей среды космического аппарата. Автоматическая компенсация негравитационных ускорений (компенсация «сноса») космического аппарата во время его движения по орбите приводит к значительным улучшениям траектории движения КА, приближая её к так называемой «геодезической траектории». Компенсация негравитационных сил, действующих на КА, и контроль высоты необходим при движении на низких (ниже 400 км) геоцентрических орбитах, где снос, обусловленный атмосферным влиянием, приводит к существенным возмущениям орбитального движения.

Система компенсации сноса и контроля орбиты состоит из двух принципиальных частей: прецизионного трёхосного акселерометра, измеряющего инерциальные помехи, действующие на КА, и двигательной установки (ДУ) малой тяги, которая в автоматическом режиме через систему обратной связи обрабатывает эти инерциальные ускорения, возвращая КА на «геодезическую траекторию».

Реактивные силы, обеспечиваемые двигателями малой тяги (трастерами), должны скомпенсировать действие негравитационных сил на космические аппараты. Уровень шума двигателей малой тяги определяет предельную точность системы компенсации сноса и контроля высоты. Требуемые точности к системе компенсации сноса и контроля высоты для измерения межспутниковых расстояний ЛИС активного типа приведены в таблице 3.

таблица 2 – Перечень организаций – возможных участников создания ЛИС

системотехника	АО «Научно-производственная корпорация «Системы прецизионного приборостроения» (АО «НПК «СПП», г. Москва) АО «НИИ ТП» (г. Москва) АО «НПП «Геофизика-Космос» (г. Москва)
лазер	АО «НИИ «Полус» им. М.Ф. Стельмаха» (г. Москва) ИЛФ СО РАН (г. Новосибирск) ФИАН (г. Москва) ФГУП «ВНИИМ им. Менделеева» (г. Санкт-Петербург) Научно-исследовательский центр лазерной физики университета ИТМО (г. Санкт-Петербург)
оптический модуль	АО «НПК «СПП» (г. Москва) АО «Научно-исследовательский институт оптико-электронного приборостроения (АО «НИИ ОЭП», г. Сосновый Бор, Ленинградская область)
фазометр, система синхронизации	ФГУП «ВНИИФТРИ» (г. Менделеево, Московская область) АО «Российская корпорация ракетно-космического приборостроения и информационных систем» (АО «Российские космические системы», г. Москва) АО «Российский институт радионавигации и времени» (АО «РИРВ», г. Санкт-Петербург)
блок управления, блок питания	АО «НПК «СПП» (г. Москва) АО «Российские космические системы» (г. Москва)
система точного наведения	АО «НПК «СПП» (г. Москва) АО «НИИ ТП» (г. Москва) АО «Концерн «Радиотехнические и информационные системы» (АО «Концерн РТИ Системы», г. Москва)

таблица 3 – Соотношение инструментальных точностей космического комплекса для геофизических исследований

ЛИС	акселерометр	ДУ малой тяги
100 нм/ $\sqrt{\text{Гц}}$	$10^{-10}\text{м/с}^2/\sqrt{\text{Гц}}$	1мН/ $\sqrt{\text{Гц}}$

Современный технологический уровень космической акселерометрии и градиентометрии определяется соответствующей бортовой аппаратурой, установленной на геодезических спутниках CHAMP (*Reigber Ch., Luehr H., Schwintzer P.*, 2002), GRACE, GOCE (*Albertella A., Migliaccio F., Sansò F.*, 2002), GRACE Follow-On. На КА этих миссий были установлены электростатические акселерометры STAR и SUPER STAR французской фирмы ONERA с чувствительностью 10^{-11} – 10^{-12} $\text{мс}^{-2}/\sqrt{\text{Гц}^{1/2}}$ (*Touboul P., Willemenot E., Foulon B., Josselin V.*, 2002). Планируется также, что акселерометры ONERA с чувствительностью 10^{-15} $\text{мс}^{-2}/\sqrt{\text{Гц}^{1/2}}$ будут установлены на спутниках гравитационно-волновой обсерватории LISA (*Laser Interferometer...*, 2009).

Имеется другой опыт создания бортовой акселерометрической аппаратуры, также основанной на электростатической технологии. В Центре гравитационных экспериментов Huazhong University of Science and Technology (Китай) проводятся работы по созданию бортового высокоточного трёхосного акселерометра для космических миссий (*Yanzheng Bai et al.*, 2017). Были созданы лётные образцы трёхосного акселерометра, которые в 2013 и 2017 гг. прошли успешные испытания на КА на орбите вокруг Земли. Конечной целью этих работ является создание бортового инерциального датчика с чувствительностью 10^{-15} $\text{м/с}^2/\sqrt{\text{Гц}^{1/2}}$.

По имеющейся информации, разработка бортовой акселерометрической аппаратуры для космических миссий, основанной на современных технологиях (без использования механических подвесов), в настоящее время в РФ не ведётся. Тем не менее, имея в виду высокий технологический потенциал ряда предприятий космической отрасли России, потенциальным разработчиком и изготовителем бортового прецизионного акселерометра может быть одно из таких предприятий.

Что касается двигательных установок малой тяги, то работы по этой тематике ведутся в ОКБ «Факел» (Калининград), НИИ ПМЭ МАИ, ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша». В частности, в «Центре Келдыша» создается опытный образец электроракетной двигательной установки (ЭРДУ) на базе ионного двигателя (ИД) мощностью до 1 кВт для малых КА нового поколения. Основные технические параметры опытного образца ЭРДУ приведены в таблице 4. Технические параметры созданного образца ЭРДУ полностью соответствуют требованиям современной космической геофизической миссии.

таблица 4 – Технические параметры опытного образца ЭРДУ мощностью до 1 кВт ([URL: http://www.zakupki.gov.ru/epz/order/notice/ok44/view/documents.html?regNumber=0995000000216000045](http://www.zakupki.gov.ru/epz/order/notice/ok44/view/documents.html?regNumber=0995000000216000045))

наименование параметра	значение параметра
рабочее тело	ксенон высокой чистоты ГОСТ 10219-77
давление на входе в блок управления и регулирования, кгс/см ² : - при работе и подготовке ИД к включению - при неработающем ИД	1,75±0,15 0–5,0
потребляемая электрическая мощность, кВт	до 1,0
диапазон регулирования тяги, мН	от 1 до 20
ресурс, час, не менее	20000
количество включений, не менее	5000

3. Бортовые стандарты частоты

При измерении межспутникового расстояния лазерной интерферометрической системой роль стандарта частоты состоит в обеспечении опорной частотой устройства считывания данных с детектора интерференционной картины. В ЛИС предполагается использовать лазер с нестабильностью $30 \text{ Гц}/\sqrt{\text{Гц}}$ (таблица 1). Это соответствует ошибке измерений расстояния примерно $30 \text{ нм}/\sqrt{\text{Гц}}$ (при длине волны 1064 нм). При использовании современного стандарта частоты ошибки, вызванные шумами стандарта, будут на один-два порядка меньше ошибок, вызванных шумами лазера.

В Российской Федерации одним из предприятий, выпускающих кварцевые генераторы мирового уровня, является ОАО «Морион» (Санкт-Петербург) ([URL: http://www.morion.com.ru/rus/](http://www.morion.com.ru/rus/)). Основные параметры современных кварцевых генераторов, которые делают их конкурентоспособными с квантовыми стандартами частоты в космических приложениях – это малые габаритные размеры ($25 \times 25 \times 12$ мм), малая потребляемая мощность (до $0,2 \div 0,4$ Вт), высокая кратковременная стабильность частоты (до 5×10^{-13} за 10 с) ([URL: http://www.morion.com.ru/catalog_pdf/NEW-ГК333М_ВЕР_1.pdf](http://www.morion.com.ru/catalog_pdf/NEW-ГК333М_ВЕР_1.pdf)). Основным недостатком – это зависимость долговременной стабильности частоты от времени (старение кварца) и от температуры.

ОАО «Морион» также успешно освоило и запустило в серийное производство два высоконадёжных малогабаритных рубидиевых генератора частоты FE-5650A и FE-5680A по лицензии американской компании Frequency Electronics Inc. нестабильность частоты на интервале 1 сутк – 2×10^{-11} ([URL: http://www.morion.com.ru/rus/rb/](http://www.morion.com.ru/rus/rb/)).

АНАЛИЗ КЛЮЧЕВЫХ ТЕХНОЛОГИЙ КОСМИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА ДЛЯ ГЕОФИЗИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ. ТРЕБУЕМЫЕ ТОЧНОСТИ И ТЕХНИЧЕСКИЕ РЕШЕНИЯ

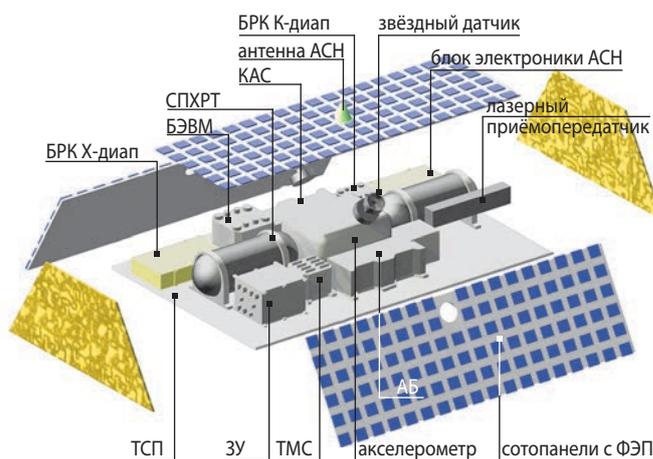
Водородные и рубидиевые генераторы мирового уровня производят в России ЗАО «Время-Ч» и АО «Российский институт радионавигации и времени» (АО «РИРВ»). «Время-Ч» разработал бортовой водородный стандарт частоты космического применения с суточной нестабильностью частоты менее 3×10^{-15} . Использование легких конструкционных материалов позволило снизить массу прибора до 12 кг (Демидов Н.А., Беляев А.А., Сахаров Б.А., 2016).

4. Звёздные датчики в системе наведения «спутник – спутник»

Звёздный датчик (ЗД) используется системой управления ориентацией КА для контроля пространственного положения платформы в процессе наведения научных инструментов, антенн связи и т.п. В задаче космической гравиметрии требуемая точность измерения межспутниковых расстояний лазерной системой активного типа на уровне 30–80 нм/ $\sqrt{\text{Гц}}$ приводит к требованию точности взаимного наведения КА порядка 10" (таблица 1). Эта задача решается на уровне уже существующих технологий одновременной работой лазерных систем совместно со звёздными датчиками наведения.

таблица 5 – Требования к орбите, пространственной ориентации и стабилизации космических аппаратов

параметры	данные
высота орбиты	400–450 км
период обращения	93 мин
наклонение	89 град
расстояние между аппаратами вдоль орбиты	170–270 км
расстояние между аппаратами поперёк орбиты	<27 км
скорость перемещения по орбите	7,8 км/с
максимальная скорость относительного движения	< 3 м/с
диапазон смещений корпуса КА	$\pm 7,5'$
стабилизация по осям	1–3"
допустимое рассогласование по тангажу, крену, рысканию для каждого аппарата	$\pm 20''$ (± 100 мкрад)
флуктуации наведения КА	30 мкрад/ $\sqrt{\text{Гц}}$
минимальный срок активного существования	5–7 лет



- БРК** – бортовой радиокомплекс;
- БЭВМ** – бортовая электронно-вычислительная машина;
- СПХРТ** – система подачи и хранения рабочего тела;
- КАС** – комплекс автоматизации и стабилизации;
- АСН** – аппаратура спутниковой навигации;
- АБ** – аккумуляторная батарея;
- ТМС** – телеметрическая система;
- ЗУ** – запоминающее устройство;
- ТСП** – термостабилизированная панель.

рисунок 2. Схема размещения научного и служебного оборудования на КА гравиметрической миссии

В настоящее время точность серийно выпускаемых звёздных датчиков составляет единицы секунд дуги. Ведущими предприятиями России, занимающимися разработкой и изготовлением оптико-электронных приборов ориентации и навигации для космических аппаратов различного назначения, являются НПП «Геофизика-Космос» ([URL: http://www.geofizika-cosmos.ru/](http://www.geofizika-cosmos.ru/)), МОКБ «Марс» ([URL: http://www.mars-mokb.ru/index.html](http://www.mars-mokb.ru/index.html)). Ассоциированные с ГАИШ МГУ компании «Азмерит» ([URL: www.azmerit.ru](http://www.azmerit.ru/)) и «Гаскол» ([URL: www.gaskol.ru](http://www.gaskol.ru/)) разрабатывают малогабаритные звёздные датчики с точностью до 0.1".

5. Космический аппарат для гравиметрической миссии

Задачи гравиметрической миссии выполняются космической группировкой, состоящей из пары идентичных КА, орбитальные требования которых перечислены в таблице 5. КА должны иметь в своём составе необходимые системы и агрегаты для обеспечения решения данной задачи. Схема размещения научного и служебного оборудования на космических аппаратах гравиметрической миссии приведена на рисунке 2.

5.1. Научная аппаратура КА

В состав научной аппаратуры КА гравиметрической миссии входят:

таблица 6 – Предполагаемая кооперация создания КА для гравиметрической миссии

наименование	организация	вес, кг
измерительный комплекс		
ЛИС	см. раздел 1	115
акселерометр	см. раздел 2	25
стандарт частоты	см. раздел 3	25
платформа	Карат-Э	
конструкция корпуса	АО «НПО Лавочкина»	29,6
служебное оборудование		
ЦВМ (БИВК)	АО «НИИ «Субмикрон»	4
БОКЗ	АО «НПО «Лептон»	2,2
звёздные датчики	см. раздел 4	2,2
ГЛОНАСС	АО «Российские космические системы»	15
АКБ	АО «Сатурн»	18
СБ	АО «НПО Лавочкина»	22
ФЭП	АО «Сатурн»	5
конструкция (ТСП)	АО «НПО Лавочкина»	18
БКС	АО «НПО Лавочкина»	20
КАС (БАК)	ЗАО «Орбита» (г. Воронеж)	21
двигатели-маховики	АО «НИИКП» (г. Санкт-Петербург)	15
АСН	АО «РИРВ» (ИРЗ)	6
БРК связи с Землей	АО «НПО Лавочкина»	5
АФУ	АО «НПО Лавочкина»	8
СОТР СТР	АО «НПО Лавочкина»	15
ДУ с СПиХРТ	ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша»	20
ЭВТИ	АО «НПО Лавочкина»	10
БРК связи спутник – спутник	ФГУП «НИИР»	4
система разделения	АО «НПО Лавочкина»	10
интерфейс с РН	АО «НПО Лавочкина»	30
резерв		60
итого		500

- ЛИС транспондерного типа, обеспечивающая измерение изменения межспутникового расстояния с погрешностью $30 \div 80 \text{ нм}/\sqrt{\Gamma\text{ц}}$;
- прецизионный трёхосный электростатический акселерометр, обеспечивающий измерение остаточных инерциальных ускорений с погрешностью $10^{-10} \div 10^{-11} \text{ м}/\text{с}^2/\sqrt{\Gamma\text{ц}}$;
- бортовой стандарт частоты, обеспечивающий опорную частоту измерений с погрешностью $10^{-12} \div 10^{-13}/\sqrt{\Gamma\text{ц}}$.

5.2. Конструкция и служебные системы КА гравиметрической миссии

Конструкция КА должна быть выполнена из углеродных или стеклопластиковых композиционных панелей с высокими прочностными и температурными характеристиками. С наружной стороны корпуса (панелей) должны располагаться фотоэлектрические преобразователи (ФЭП), направленная антенна для передачи научной и телеметрической и для приёма командной информации, приёмник ГНСС (Глобальные Навигационные Спутниковые Системы). С внутренней стороны поверхности панелей корпуса,

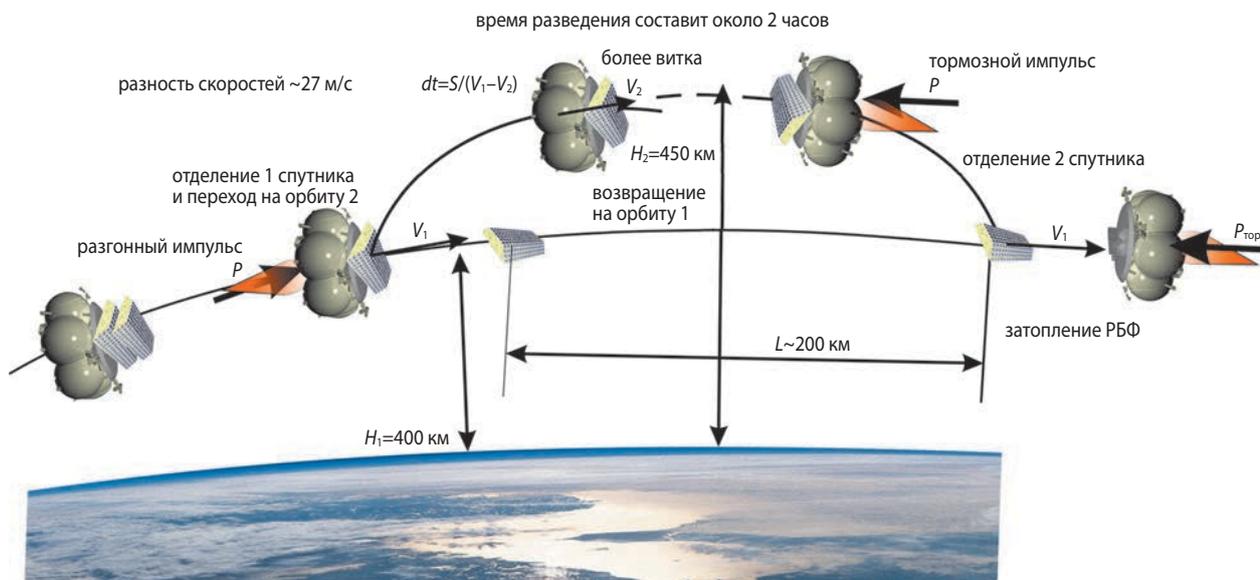
непосредственно на платформе КА должно быть размещено остальное служебное оборудование и научная аппаратура.

Общий состав служебных систем КА гравиметрической миссии:

- радиокомплекс(ы) для связи с Землей, передачи научных и телеметрических данных;
- двигательные установки (ДУ);
- система обеспечения электроснабжением (СЭС);
- система обеспечения теплового режима (СОТР);
- телеметрическая система (ТМ) для сбора информации о состоянии систем КА;
- система звёздных датчиков;
- ГНСС приёмник и блок обработки сигналов ГНСС;
- лазерный отражатель;
- бортовой комплекс управления (БКУ) с системой стабилизации и возможностью управления ДУ, СЭС, СОТР.

Все агрегаты объединяются единым информационно-логическим интерфейсом, что облегчает отработку и позволяет оперативно корректировать работу основных систем, а при неисправности оперативно заменить функции одной системы функциями другой.

АНАЛИЗ КЛЮЧЕВЫХ ТЕХНОЛОГИЙ КОСМИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА ДЛЯ ГЕОФИЗИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ. ТРЕБУЕМЫЕ ТОЧНОСТИ И ТЕХНИЧЕСКИЕ РЕШЕНИЯ



рисунк 3. Схема выведения расстановки на орбите КА гравиметрической миссии разгонным блоком «Фрегат»

Бортовой информационно-вычислительный комплекс (БИВК) выполняет управление и контроль работы бортовых систем с гарантийным сроком штатной эксплуатации.

Опыт работы миссии GRACE показал, что для прецизионного определения параметров гравитационного поля Земли необходимо определять абсолютное местоположение КА с точностью до 1 см на основе системы GPS и размещённого на борту КА приёмников GPS (Reigber C. et al., 2005). Дополнительно каждый КА должен быть оборудован лазерным отражателем, способным одинаково эффективно работать как минимум на двух длинах волн для исключения тропосферных эффектов при прохождении луча лазера через атмосферу.

Возможные изготовители научного оборудования и служебных систем КА для отечественной гравиметрической миссии перечислены в таблицах 2 и 6. Предполагаемая кооперация была составлена при условии использования перспективной платформы «Карат-Э», предлагаемой к разработке АО «НПО Лавочкина» в качестве продолжения линейки платформ класса «Карат». В качестве платформы может быть также рассмотрена платформа «Гео-ИК» разработки АО «ИСС» (масса $\sim 1,1$ т).

6. Выведение космических аппаратов гравиметрической миссии на орбиту и схема эксперимента

Выведение космической группировки на орбиту может быть осуществлено с помощью ракеты носителя «Союз-2.1б» с космодромов Восточный, Байконур или Плесецк с последующей расстановкой КА на целевой орбите разгонным блоком «Фрегат» (РБФ). Вывод на орбиту космических аппаратов с космо-

дрома Восточный показан на рисунке 3. Космическая головная часть (КГЧ) состоит из переходного отсека (ПХО), РБФ, конструкции фермы, системы разделения и головного обтекателя (ГО). ГО отделяется сразу после прохождения максимальных скоростных напоров, если нет отдельных требований по соблюдению теплового режима особо чувствительных приборов. После этого КГЧ выводится на переходную орбиту ракетой-носителем. Далее отделяется ПХО, и разгонный блок выводит себя на целевую орбиту. Отделение первого КА осуществляется после достижения целевой орбиты – 400 км с точностью выведения примерно 10 м. Далее РБ Фрегат осуществляет манёвр перехода на другую орбиту ~ 450 км и, после определённой временной задержки, возвращается на целевую орбиту, где происходит отделение ещё одного спутника. Программа работы РБФ закладывается на старте. Далее относительное положение спутников корректируется с помощью собственной двигательной установки космического аппарата, БКУ КА и НИПов.

После отделения последнего КА РБФ осуществляет манёвр ухода с целевой орбиты и затопливается в атмосфере Земли, где сгорает.

Однако наиболее предпочтительным является вывод аппаратов с космодрома Плесецк ввиду его северного расположения и необходимости вывода аппаратов на полярную орбиту, который состоит из шести этапов: первый этап – вывод пары КА с помощью РБ Фрегат на околополярную орбиту ($H=200$ км, $i=87^\circ$); второй этап – увеличение высоты орбиты до целевой – 400 км по двухимпульсной схеме с прежним наклонением $i=87^\circ$; разгонный импульс № 1 – 42,5 м/с; разгонный импульс № 2 – 73 м/с; третий этап – манёвр увеличения наклонения орбиты КА до целевого $89,5^\circ$ с помощью разгонного импульса № 3 – 335 м/с;

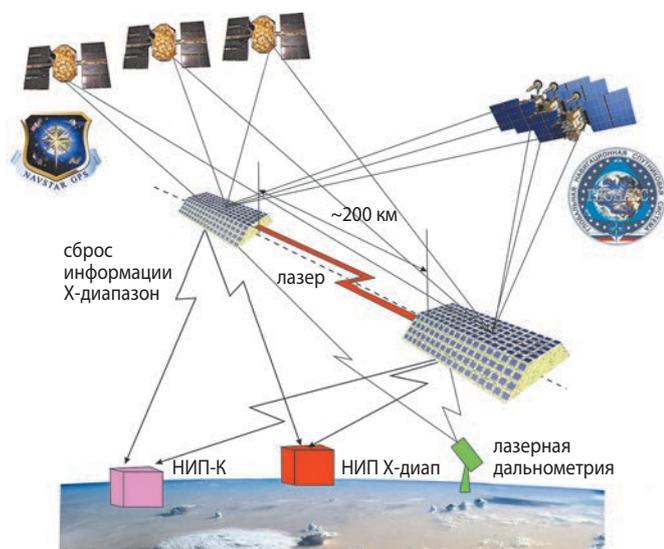


рисунок 4. Схема измерений в космической гравиметрической миссии

четвёртый этап – отделение КА-2 и тормозной импульс № 4 для КА-2 с переводом его на эллиптическую орбиту (перигей – 355 км, апогей – 400 км); пятый этап – спустя один виток на орбите разгонный импульс № 5 – 28,2 м/с для КА-1 с переводом его на круговую орбиту высотой 400 км; шестой этап – отделение РБФ от КА-1 и тормозной импульс № 6 с уводом РБ в плотные слои атмосферы.

Расчёты показывают, что для осуществления всех импульсов с помощью РБФ потребуется не более 500 кг топлива. Это означает, что энергетических возможностей РБ «Союз-2.1б» ([URL: https://www.roscosmos.ru/468/](https://www.roscosmos.ru/468/)) будет вполне достаточно для выведения двух КА массой 600 кг (с учётом запаса топлива на борту каждого КА и адаптера для крепления на РБ) на низкую околополярную орбиту высотой 200 км с наклоном $i=87^\circ$. Количество включений РБ с учётом его увода с орбиты – шесть, что не противоречит техническим характеристикам РБ «Фрегат» ([URL: https://www.laspace.ru/company/products/launch-vehicles/fregat/](https://www.laspace.ru/company/products/launch-vehicles/fregat/)).

На рисунке 4 представлена схема высокоточного космического измерения гравитации.

7. Наземно-космическое управление орбитальной группировкой и проведение измерений

Высокоточное определение орбит КА гравиметрической миссии возможно за счёт одновременного наблюдения спутников ГНСС спутниками гравиметрической миссии и наземными станциями. Поэтому для успешного проведения измерений необходима развитая наземная сеть станций слежения и управления, работающая как со спутниками системы ГЛОНАСС, так и со спутниками гравиметрической миссии,

при этом желательно иметь развитую сеть лазерных станций, дополняющих измерения ГЛОНАСС. В настоящее время на постоянной основе работают 20 станций, а к 2020 году их будет 29 (*Васильев В.П., Шаргородский В.Д., 2017*). Кроме того, следует рассмотреть возможность задействования лазерных станций сети International Laser Ranging Service (ILRS).

Относительно станций слежения и управления необходимо по аналогии с проектом GRACE задействовать с дооснащением те опорные пункты, которые сейчас работают в обеспечение системы ГЛОНАСС. Кроме сети наземного комплекса управления группировкой ГЛОНАСС (беззапросные измерительные станции (БИС), квантово-оптические системы (КОС) и РСДБ), для максимального повышения точности решения геодезических задач с помощью орбитальной группировки КА необходимо предусмотреть возможность использования сети Роскосмоса (СДКМ, БИС, КОС), РАН (РСДБ, КОС, БИС), а также пунктов сети ITRF на территории РФ, находящихся в ведении РАН.

Центр управления группировкой предлагается разместить на базе ФГУП ЦНИИмаш, включающего в свой состав ЦУП ФГУП ЦНИИмаш и информационно-аналитический центр координатно-временного и навигационного обеспечения (ИАЦ КВНО) ФГУП ЦНИИмаш.

заключение

Современная космическая группировка, предназначенная для картирования глобального гравитационного поля Земли и создания моделей высокого разрешения, должна состоять из двух спутников-близнецов, находящихся на геоцентрической круговой орбите с первоначальной высотой порядка 400–450 км. На более низких орбитах КА подвержен сильному тормозному воздействию атмосферы, на более высоких орбитах теряется чувствительность к амплитудам гармоник гравитационного поля Земли.

Оценки возможности создания и экспериментальной отработки ключевых элементов космического комплекса для геофизических космических исследований показывают, что разработка отечественного проекта такого комплекса может быть выполнена научным сообществом, объединяющим институты РАН, российские вузы и организации, специализирующиеся в области точного приборостроения.

Ряд технологий, имеющихся у отечественных производителей, отвечает требованиям проекта, однако в целом уровень современных отечественных технологий существенно отстаёт от передовых зарубежных достижений. Тем не менее, с учётом высокой

актуальности фундаментальных и научно-прикладных задач, которые могут быть решены в проекте космической гравиметрии, можно уверенно прогнозировать осуществимость такого проекта на отечественной технологической базе. Безусловно, потребуются разработка новой высокотехнологичной аппаратуры, инвестиции в производственные процессы, но поставленные высокие технические требования проекта космической гравиметрии будут стимулировать развитие российских технологий.

Работа выполнена в рамках государственного контракта от 28.11.2016 № 851-0323/16/258 между Госкорпорацией «Роскосмос» и ФГУП «ЦНИИмаш», а также при поддержке гранта РФФИ № 18-52-53018.

список литературы

Васильев В.П., Шаргородский В.Д. Современное состояние высокоточной спутниковой лазерной дальнометрии в России // Фотоника. 2017 № 6. С.74-85.

Демидов Н.А., Беляев А.А., Сахаров Б.А. Перспективный бортовой водородный стандарт частоты космического применения // VIII International Symposium METROLOGY OF TIME AND SPACE. 2016. P. 41.

Albertella A., Migliaccio F., Sansò F. GOCE: The Earth gravity field by space gradiometry // Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy. 2002. 83. P. 1-15. DOI: 10.1023/A:1020104624752.

Auger G. et al. LISA-like Laser Ranging for GRACE Follow-on // 59th LISA Symposium. Paris ASP Conference Series. 2012. Vol. 467.

Heinzel Gerhard et al. Laser Ranging Interferometer for GRACE follow-on // Journal of Physics Conference Series. 2015. 610 (1). DOI: 10.1117/12.2309099.

Heinzel Gerhard et al. Laser ranging interferometer for GRACE Follow-on // Proc. SPIE 10564, International Conference on Space Optics. 2017. 1056420. DOI: 10.1117/12.2309099.

Heinzel Gerhard. Satellite interferometry from LTP and GRACE Follow-On to LISA // LISA Symposium Zürich Sept. 6. 2016. URL: <https://pdfs.semanticscholar.org/presentation/df7e/ece0df094cdb3c5b9bcfd370942709ffc0e.pdf> (дата обращения: 01.04.2019).

Jun Luo et al. TianQin: a space-borne gravitational wave detector // Class. Quantum Grav. 2016. 33. 035010. 19 p. DOI: 10.1088/02649381/33/3/035010.

Laser Interferometer Space Antenna (LISA) Measurement Requirements Flowdown Guide // LISA Project internal report number LISA-MSE-TN-0001. April 2009. 15 p.

Reigber C. et al. An Earth gravity field model complete to degree and order 150 from GRACE: EIGEN-GRACE02S // Journal of Geodynamics. 2005. 39. P. 1-10.

Reigber Ch., Luehr H., Schwintzer P. CHAMP mission status // J. Adv. Space Res. 2002. 30 (2). P. 129-134.

Schütze Daniel. GRACE follow-on laser ranging interferometer // Quantum to Cosmos 5. Cologne, Germany, Oct. 9-12, 2012. URL: http://www.zarm.uni-bremen.de/Q2C5/pdf/presentations/Schuetze_GRACE.pdf (дата обращения: 01.04.2019).

Sutton Andrew. DI Ranging for the GRACE-FO Laser Ranging Interferometer // Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology. URL: http://www.physics.ufl.edu/lisasymposiumx/resources/contributions/Th4b_2_Sutton.pdf (дата обращения: 01.04.2019).

Tapley B.D., Bettadpur S., Watkins M.M., Reigber Ch. The Gravity recovery and climate mission overview and early results // Geophys. Res. Lett. 2004. 31 (9). L09607 (1-4). DOI: 10.1029/2004GL019920.

Touboul P., Willemenot E., Foulon B., Josselin V. Accelerometers for CHAMP, GRACE and GOCE space missions: synergy and evolution // Bollettino di Geofisica Teorica ed Applicata. 1999. 40. № 3-4. P. 321-327.

URL: <http://www.geofizika-cosmos.ru/> (дата обращения: 01.04.2019).

URL: <http://www.mars-mokb.ru/index.html> (дата обращения: 01.04.2019).

URL: http://www.morion.com.ru/catalog_pdf/NEW-GK333M_BEP_1.pdf (дата обращения: 01.04.2019).

URL: <http://www.morion.com.ru/rus/> (дата обращения: 01.04.2019).

URL: <http://www.morion.com.ru/rus/rb/> (дата обращения: 01.04.2019).

URL: <http://www.zakupki.gov.ru/epz/order/notice/ok44/view/documents.html?regNumber=0995000000216000045> (дата обращения: 01.04.2019).

URL: <https://www.laspace.ru/company/products/launch-vehicles/fregat/> (дата обращения: 01.04.2019).

URL: <https://www.roscosmos.ru/468/> (дата обращения: 01.04.2019).

URL: www.azmerit.ru (дата обращения: 01.04.2019).

URL: www.gaskol.ru (дата обращения: 01.04.2019).

Yanzheng Bai et al. Research and Development of Electrostatic Accelerometers for Space Science Missions at HUST // Sensors. 2017. 17. P. 19-43. DOI: 10.3390/s17091943.

Zuber M.T., Smith D.E., Watkins M.M. et al. Gravity Field of the Moon from the Gravity Recovery and Interior Laboratory (GRAIL) Mission // Science. 2013. 339. P. 668-671. DOI: 10.1126/science.1231507.

Статья поступила в редакцию 12.04.2019 г.

Статья после доработки 17.04.2019 г.

Статья принята к публикации 18.04.2019 г.

СГЛАЖИВАНИЕ ФУНКЦИИ ЭКВИВАЛЕНТНОГО ПОТОКА В ЗАДАЧЕ МИНИМИЗАЦИИ ДЕГРАДАЦИИ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ ПРИ ВЫВЕДЕНИИ НА ГЕОСТАЦИОНАРНУЮ ОРБИТУ

EQUIVALENT FLUX SMOOTHING IN THE PROBLEM OF SOLAR CELLS RADIATION DEGRADATION MINIMIZATION DURING A LOW-THRUST GEOSTATIONARY ORBIT INSERTION



А.Е. Старченко¹,
aleksandr.starchenko@phystech.edu;
A.E. Starchenko

Приведено описание модифицированного метода сглаживания зависимости эквивалентного потока заряженных частиц радиационных поясов Земли от времени и положения в околоземном пространстве. Показывается эффективность применения данного метода в задачах минимизации радиационной деградации солнечных батарей путём варьирования траектории выведения космического аппарата на геостационарную орбиту с помощью электроракетной двигательной установки.

Ключевые слова: космический аппарат; деградация солнечных батарей; радиационные пояса Земли; метод эквивалентных потоков; геостационарная орбита; электроракетная двигательная установка.

DOI: 10.26162/LS.2019.44.2.007

ВВЕДЕНИЕ

При решении задач оптимизации траектории выведения космического аппарата (КА) на геостационарную орбиту (ГСО) с помощью электроракетной двигательной установки (ЭРДУ) с целью снижения радиационной деградации солнечных батарей (Старченко А.Е., 2017; Сеницын А.А., 2010) в ра-

We present description of the modified smooth approximation algorithm for Van Allen radiation belts equivalent flux dependence on time and position. The obtained approximation makes possible effective solution of the trajectory optimization problem for electric propulsion geostationary orbit insertion with minimal radiation solar cell degradation.

Keywords: spacecraft; solar cell degradation; Van Allen radiation belts; equivalent fluence approach; geostationary orbit; electric propulsion.

диационных поясах Земли (РПЗ) возникает необходимость расчёта эквивалентного потока нормально падающих на поверхность солнечных батарей (СБ) электронов энергией 1 МэВ (Anspaugh B.E., 1996) на каждом шаге численного интегрирования уравнений движения. Для этого необходимо рассчитывать

¹ Научно-исследовательский институт прикладной механики и электродинамики ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (НИИ ПМЭ МАИ), Россия, г. Москва.

Research Institute of Applied Mechanics and Electrodynamics of the Moscow Aviation Institute (RIAME MAI), Russia, Moscow.

спектры потоков протонов и электронов РПЗ. Использование напрямую программных реализаций моделей потоков РПЗ AE8 MAX и AP8 MAX (Sawyer D.M., Vette J.I., 1976; Vette J.I. The AE-8..., 1991; Vette J.I. Trapped Radiation..., 1991) приводит к неприемлемо длительным временам интегрирования расширенных уравнений движения КА, включающих уравнение для текущей мощности СБ. Причиной столь долгого интегрирования являются особенности реализации расчёта спектров частиц РПЗ в моделях AE8 и AP8, приводящие к разрывам результирующей функции эквивалентного потока и её частных производных. Также усложняет численное интегрирование резкое нарастание потоков заряженных частиц на нижней границе внутреннего РПЗ, приводящее к увеличению жёсткости получаемой системы дифференциальных уравнений.

В данной работе подробно описывается методика построения аппроксимационной зависимости эквивалентного потока электронов 1 МэВ от времени и положения в околоземном пространстве на основе сплайнов высокого порядка. Предлагаемый способ аппроксимации является модернизацией методики из работы (Старченко А.Е., 2017). Использование разработанной аппроксимационной зависимости позволяет эффективно численно интегрировать расширенные уравнения движения КА. Время интегрирования для одной траектории при этом снижается на несколько порядков.

Эффективность применения аппроксимационной зависимости показывается на примерах численного интегрирования расширенных уравнений оптимального движения КА для задачи оптимального быстрого действия с фиксированной конечной мощностью СБ. Последняя задача является вспомогательной при решении задачи максимизации мощности СБ на конец срока активного существования (САС) КА.

1. Расчёт относительной мощности СБ

В качестве дополнительного уравнения движения в задаче оптимального быстрого действия с фиксированной конечной мощностью СБ можно использовать уравнение для относительной мощности СБ на конец САС $\beta_{\text{САС}} = N_{\text{САС}}/N_0$, где $N_{\text{САС}}$ – фиксированная необходимая мощность СБ на конец САС; N_0 – варьируемая мощность СБ на начало этапа выведения с помощью ЭРДУ. Далее приводится вывод дифференциального уравнения для относительной мощности СБ.

На деградацию мощности СБ на орбите и, следовательно, на $\beta_{\text{САС}}$ влияют различные факторы космического полёта. Основными из них являются: суммарное количество (флюенс), спектральное и угловое распределение заряженных частиц космической радиации, упавших на единицу площади чувствительной поверхности фотоэлектрических преобразо-

вателей (ФЭП) СБ за время от начала перелёта до текущего момента. Также на деградацию ФЭП влияют толщина лицевого защитного стекла, расположение СБ в конструкции КА и эквивалентная толщина защиты с тыльной стороны СБ. Расчёт $\beta_{\text{САС}}$ с учётом указанных факторов производится в три этапа.

На первом этапе рассчитываются всенаправленные потоки электронов и протонов РПЗ различных энергий, в некоторой точке на траектории КА с помощью программного комплекса IRENE (<https://www.vdl.af.mil/programs/ae9ap9/downloads.php>), в котором реализованы модели AE8 MAX и AP8 MAX. Выбор моделей магнитного поля Земли на этом этапе проводился аналогично работе (Старченко А.Е., 2017).

На втором этапе используется метод эквивалентного потока (Anspaugh B.E., 1996; Модель космоса, 2007). Вкратце его суть состоит в переводе всенаправленного потока протонов и электронов, падающих на ФЭП, через набор коэффициентов в моноэнергетический нормально падающий поток электронов с энергией 1 МэВ, который создаёт то же количество однотипных повреждений ФЭП в единицу времени, что и исходные потоки. Для расчёта эквивалентного потока использовалась модифицированная программа EQGAFLUX (Anspaugh B.E., 1996). Переводные коэффициенты соответствовали трёхкаскадному ФЭП производства компании Spectrolab (<http://www.spectrolab.com/DataSheets/TJCell/tj.pdf>) и были взяты из программы General EQFlux (<https://opensource.gsfc.nasa.gov/projects/eqflux/index.php>). Считалось, что ФЭП находятся за слоем кварцевого стекла толщиной 150 мкм плотностью 2.2 г/см³. Эквивалентная толщина защиты с задней стороны СБ предполагалась равной 500 мкм кварцевого стекла той же плотности. Эквивалентные потоки для частиц, падающих на переднюю и заднюю поверхности СБ, рассчитывались отдельно, а затем складывались (Anspaugh B.E., 1996).

На третьем этапе рассчитывается эквивалентный флюенс электронов 1 МэВ, накопленный единицей площади ФЭП на траектории КА от начала перелёта и до момента времени $t \geq 0$, с помощью следующей формулы:

$$\Phi_n(t) = \int_0^t \bar{U}_n(s, \mathbf{r}(s)) ds,$$

где $\bar{U}_n(t, \mathbf{r}(t))$ – эквивалентный поток нормально падающих на поверхность СБ электронов 1 МэВ в зависимости от текущего времени t и положения $\mathbf{r}(t)$ КА в околоземном пространстве во время перелёта на ГСО. Функция $\bar{U}_n(t, \mathbf{r}(t))$ рассчитывается численно с помощью программного комплекса IRENE, как описано выше. Затем рассчитывается относительная мощность СБ на конец САС по следующей полуэмпирической формуле (Anspaugh B.E., 1996; Модель космоса, 2007):

$$\beta_{\text{CAC}} = 1 - C \ln \left(1 + \frac{\Phi_n(T) + \Phi_{\text{ГСО}}}{\Phi_X} \right),$$

где $C=0.1037$ и $\Phi_X=2.432 \times 10^{14} \text{ см}^{-2}$ – константы, полученные путём аппроксимации экспериментальных данных о деградации трёхкаскадного ФЭП производства компании Spectrolab из документации фирмы производителя; $\Phi_{\text{ГСО}}=3.54 \times 10^{14} \text{ см}^{-2}$ – эквивалентный флюенс электронов 1 МэВ, накопленный ФЭП с момента окончания выведения на ГСО и до конца пятнадцатилетнего САС, рассчитанный с помощью программного комплекса IRENE за период с 01.01.2021 года по 01.01.2036 года; T – продолжительность выведения КА на ГСО с помощью ЭРДУ.

Далее введём следующие функции: $\gamma_n(t) = (\Phi_n(t) + \Phi_{\text{ГСО}}) / \Phi_X$ и $\beta_n(t) = 1 - C \ln(1 + \gamma_n(t))$. Тогда $d\gamma_n/dt = \dot{U}_n(t, \mathbf{r}(t)) / \Phi_X = U_n(t, \mathbf{r}(t))$ и, соответственно,

$$\frac{d\beta_n}{dt} = -\frac{CU_n}{1 + \gamma_n(t)} = -CU_n e^{-\frac{1-\beta_n}{C}}. \quad (1)$$

Таким образом, в идеальном случае для применения принципа максимума Понтрягина к задаче оптимального быстрого действия с фиксированной конечной относительной мощностью СБ необходимо к уравнениям движения КА добавить уравнение (1) для новой фазовой переменной $\beta_n(t)$ с начальным условием $\beta_n(0) = 1 - C \ln(1 + \Phi_{\text{ГСО}} / \Phi_X)$ и условие на конечное значение $\beta_n(T) = \beta_f = \text{const}$. При этом легко заметить, что $\beta_{\text{CAC}} = \beta_n(T)$.

2. Метод осреднения эквивалентного потока

Для эффективного интегрирования уравнений движения КА, дополненных уравнением (1), например методом Дорманда – Принса 7(8) порядка (Hairer *F. et al.*, 2008), необходимо, чтобы все частные производные правых частей уравнений движения были непрерывны вплоть до восьмого порядка включительно. Это условие не выполняется при расчёте функции $U_n(t, \mathbf{r}(t))$ с помощью функций из моделей АЕ8/АР8. Для выполнения условия непрерывности частных производных правых частей уравнений движения необходимо построить достаточно гладкую аппроксимационную зависимость эквивалентного потока от времени и положения КА. Построение гладкой зависимости с числом входных переменных, равным 4 (время и трёхмерный вектор положения КА), а также контроль гладкости хотя бы первых её производных на всей четырёхмерной области расчёта приводит к значительным сложностям. Также осложнения вызывает и тот факт, что функция эквивалентного потока $U_n(t, \mathbf{r}(t))$ зашумлена, имеет разрывы и области резких изменений.

Для решения указанных проблем предлагается ввести осреднение эквивалентного потока по времени при движении по круговой орбите. Введём следующую функцию осреднённого эквивалентного потока:

$$U(r, i) = \frac{1}{n_a T_r} \int_{t_0}^{t_0 + n_a T_r} U_n(s, \mathbf{r}_d(s)) ds, \quad (2)$$

где T_r – период кеплеровского движения КА по круговой орбите с радиусом r ; n_a – число витков осреднения; t_0 – фиксированная дата, соответствующая 00.00.00 01.01.2020 года; $\mathbf{r}_d(t)$ – вектор-функция, описывающая положения КА в околоземном пространстве при движении в течение n_a витков по круговой орбите радиусом r , наклонением i и нулевой долготой восходящего узла. Видно, что при осреднении по времени при движении по круговой орбите удаётся осреднить эквивалентный поток ещё и по географической долготе, сокращая таким образом размерность входных параметров до двух – радиус r и наклонение i оскулирующей орбиты КА. Этот факт существенно упрощает задачу аппроксимации функции эквивалентного потока.

3. Гладкая аппроксимация эквивалентного потока

Осреднение по формуле (2) позволяет сгладить области резкого изменения, но не позволяет добиться нужной степени гладкости результирующей функции. Для построения гладкой аппроксимирующей зависимости был произведён расчёт функции U согласно формуле (2) на опорной сетке из $30 \times 40 = 1200$ круговых орбит в области от 0 до 90 градусов по наклону и от 7071 км до 63371 км по радиусу. Число витков осреднения n_a выбиралось таким образом, чтобы оно было наименьшим целым числом, при котором время движения по круговой орбите осреднения составляло не менее 3 суток. Таким выбором времени осреднения учитывалась суточная вариация потоков частиц РПЗ на низких высотах, связанная с отклонением оси магнитного диполя от оси вращения Земли. Сетка по наклонению выбиралась равномерная, по радиусу ниже 12371 км – логарифмическая, 10 точек; выше 12371 км – равномерная, 30 точек.

Далее производилась аппроксимация расчётных данных двумерными сплайнами в три этапа.

На первом этапе к расчётным данным применялось преобразование входных и выходных переменных следующего вида:

$$W(x(r), y(i)) = \frac{\ln U(r, i)}{U_s}, \quad x(r) = \frac{\ln(r / R_E - 1) - r_b}{r_s},$$

$$y(i) = \frac{i}{i_s},$$

СГЛАЖИВАНИЕ ФУНКЦИИ ЭКВИВАЛЕНТНОГО ПОТОКА В ЗАДАЧЕ МИНИМИЗАЦИИ ДЕГРАДАЦИИ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ ПРИ ВЫВЕДЕНИИ НА ГЕОСТАЦИОНАРНУЮ ОРБИТУ

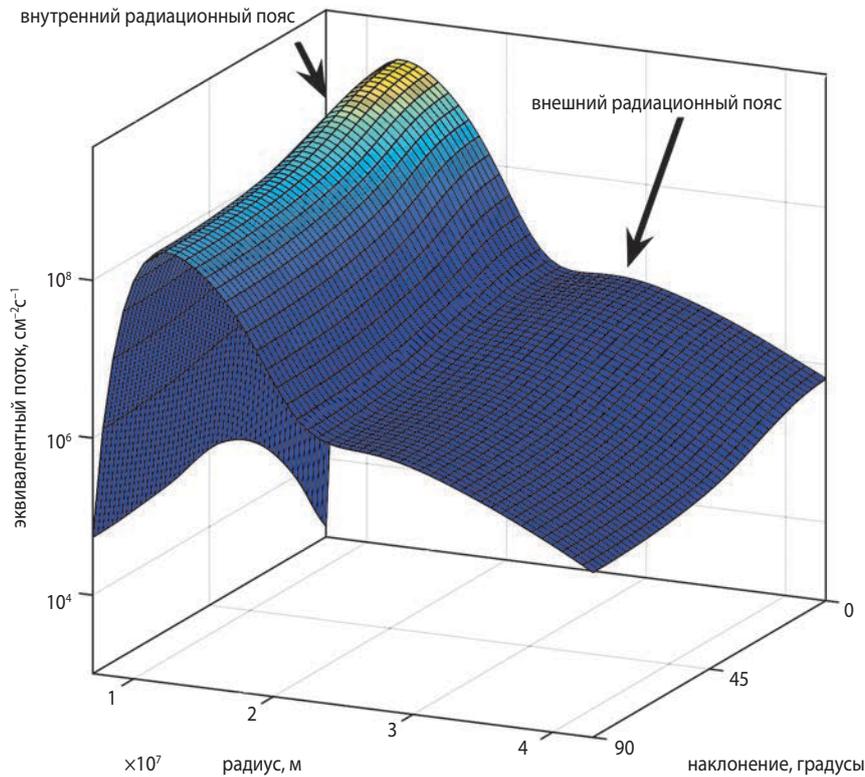


рисунок 1. Аппроксимационная зависимость эквивалентного потока 1 МэВ электронов от радиуса и наклонения оскулирующей орбиты

где $R_E=6371.2$ км – средний радиус Земли; $U_s=21.148417617915$; $r_b=-2.2087485339362$; $r_s=4.400008458105$; $i_s=90^\circ$ – константы преобразования, которые выбирались таким образом, чтобы вписать получаемую поверхность $W=W(x, y)$ в единичный куб $[0; 1]^3$. Это преобразование позволило сделать более плавным изменение эквивалентного потока на границах внутреннего РПЗ и уменьшить погрешность аппроксимации на последующих этапах.

На втором этапе с помощью функции `spaps` (<https://www.mathworks.com/help/curvefit/spaps.html>) в среде MATLAB для сглаживания шумовой составляющей был построен на опорной сетке кубический сглаживающий сплайн (порядок равен 4).

На третьем этапе строилась новая сетка на основе экстремумов полиномов Чебышева с помощью функции `chbpnt` (<https://www.mathworks.com/help/curvefit/chbpnt.html>) в среде MATLAB и рассчитывались значения кубического сплайна на ней. Точки новой сетки выбирались в более широком по радиусу диапазоне, чем на опорной сетке. Для расчёта значений кубического сплайна вне диапазона опорной сетки использовалась гладкая экстраполяция сплайнов с помощью функции `fnxtr` (<https://www.mathworks.com/help/curvefit/fnxtr.html>) в среде MATLAB. Далее по значениям кубического сплайна на новой сетке был построен обыкновенный сплайн 11-го порядка с помощью функции `spapi` (<https://www.mathworks.com/help/curvefit/spapi.html>) в среде MATLAB. Будем

обозначать этот сплайн $\bar{W}(x, y)$. И, наконец, результирующий сплайн, который был использован при интегрировании уравнений движения, выражался следующим образом:

$$U(r, i) = \exp\left(U_s \bar{W}\left(\frac{\ln(r/R_E - 1) - r_b}{r_s}, \frac{i}{i_s}\right)\right). \quad (3)$$

Вид этого сплайна представлен на рисунке 1. Масштаб по оси эквивалентного потока – логарифмический.

Далее будем называть осреднённым эквивалентным флюенсом Φ и осреднённой относительной мощностью СБ β следующие величины:

$$\Phi(t) = \int_0^t U(r(s), i(s)) ds,$$

$$\beta(t) = 1 - C \ln\left(1 + \frac{\Phi(t) + \Phi_{\text{ГСО}}}{\Phi_X}\right),$$

где функция осреднённого эквивалентного потока $U(r, i)$ рассчитывается по формуле (3); $r(t)$ и $i(t)$ – зависимости радиуса и наклонения оскулирующей орбиты КА от времени на траектории выведения на ГСО соответственно. После всех преобразований в качестве дополнительного уравнения движения КА, связанного с выходной мощностью СБ, будем рассматривать уравнение для новой фазовой переменной $\beta(t)$ вида

$$\frac{d\beta}{dt} = -CU(r(t), i(t))e^{-\frac{1-\beta}{C}} \quad (4)$$

с начальным условием $\beta(0)=1-C\ln(1+\Phi_{ГСО}/\Phi_x)$. Эффективное численное интегрирование уравнения совместно с уравнениями движения КА на практике вполне возможно. Следует отметить, что несмотря на искажения, вносимые использованием изменённой функции эквивалентного потока $U(r,i)$, вместо исходной $U_n(t,r)$ в задачах максимизации мощности СБ предлагаемая аппроксимация позволяет получить траектории с мощностью СБ на конец выведения большей, чем на траектории оптимального быстрогодействия (Старченко А.Е., 2017).

4. Уравнения движения

Для демонстрации эффективности применения описанной выше аппроксимационной зависимости приведём полное описание расширенной системы уравнений оптимального движения КА для задачи оптимального быстрогодействия с фиксированной конечной относительной мощностью СБ.

Для этого перейдём к безразмерным переменным. Единицей измерения длины будем считать величину большой полуоси a_0 начальной орбиты КА; единицей измерения скорости – величину $\sqrt{\mu/a_0}$, где $\mu=3.98600436 \times 10^{14} \text{ м}^3/\text{с}^2$ – гравитационный параметр Земли. Единицей измерения массы будет масса КА на начальной орбите, единицей эквивалентного потока будем считать значение константы Φ_x . Далее, если не оговорено иного, все величины и уравнения будем считать записанными в безразмерном виде.

Тогда, сохраняя обозначения из работ (Петухов В.Г., 2004; Старченко А.Е., 2017), запишем рассматриваемые уравнения движения КА:

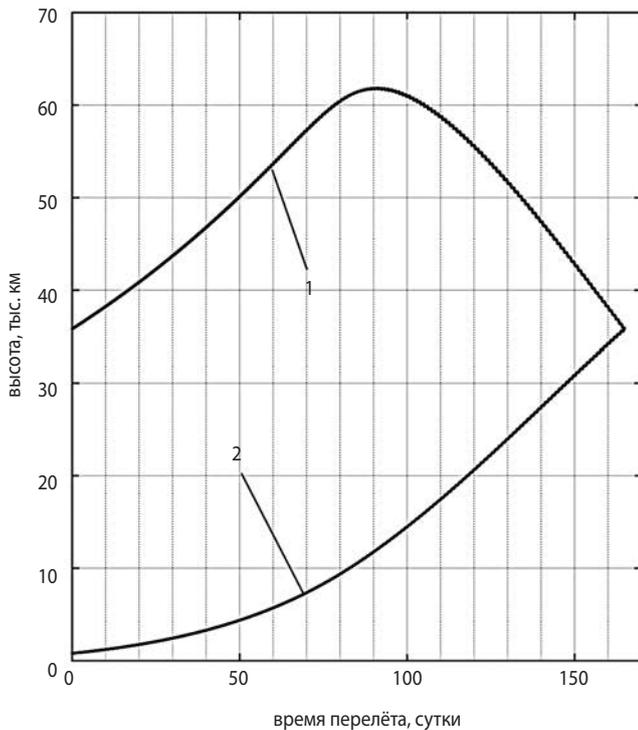
$$\frac{d\mathbf{x}}{dt} = Pk \left(A_\tau \frac{\partial A_\tau}{\partial \mathbf{p}} + A_r \frac{\partial A_r}{\partial \mathbf{p}} + A_n \frac{\partial A_n}{\partial \mathbf{p}} \right) A^{-1}; \quad (5)$$

$$\frac{dF}{dt} = Pk\eta \frac{A_n}{A} + \frac{\xi^2}{h^3}; \quad (6)$$

$$\frac{d\beta}{dt} = -CU \left(\frac{h^2}{\xi}, \arccos \left(\frac{2-\tilde{\varphi}}{\tilde{\varphi}} \right) \right) e^{-\frac{1-\beta}{C}}; \quad (7)$$

$$\frac{d\mathbf{p}}{dt} = -P \left[\frac{\partial k}{\partial \mathbf{x}} A + k \left(A_\tau \frac{\partial A_\tau}{\partial \mathbf{x}} + A_r \frac{\partial A_r}{\partial \mathbf{x}} + A_n \frac{\partial A_n}{\partial \mathbf{x}} \right) A^{-1} \right] + p_\beta(0) C_0 \frac{\partial U}{\partial \mathbf{x}}. \quad (8)$$

Здесь введены векторные обозначения $\mathbf{x}=(h, e_x, e_y, i_x, i_y)^T$ и $\mathbf{p}=(p_h, p_{e_x}, p_{e_y}, p_{i_x}, p_{i_y})^T$; равноденственные элементы h, e_x, e_y, i_x, i_y, F выражаются через фокальный параметр p оскулирующей орбиты, эксцентриситет e , аргумент перицентра ω , наклонение i , долготу восходящего узла Ω , истинную аномалию v следующим образом: $h=\sqrt{p/\mu}$; $e_x=e\sin(\Omega+\omega)$; $e_y=e\cos(\Omega+\omega)$; $i_x=\text{tg}(i/2) \times \cos\Omega$; $i_y=\text{tg}(i/2)\sin\Omega$; $F=v+\omega+\Omega$; P – постоянная в течение всего перелёта максимальная тяга ЭРДУ; $p_h, p_{e_x}, p_{e_y}, p_{i_x}, p_{i_y}, p_F, p_\beta$ – сопряжённые переменные к h, e_x, e_y, i_x, i_y, F и β ; соответственно. Также в уравнениях (5)–(8) используются следующие обозначения:



1 – апогей; 2 – перигей.

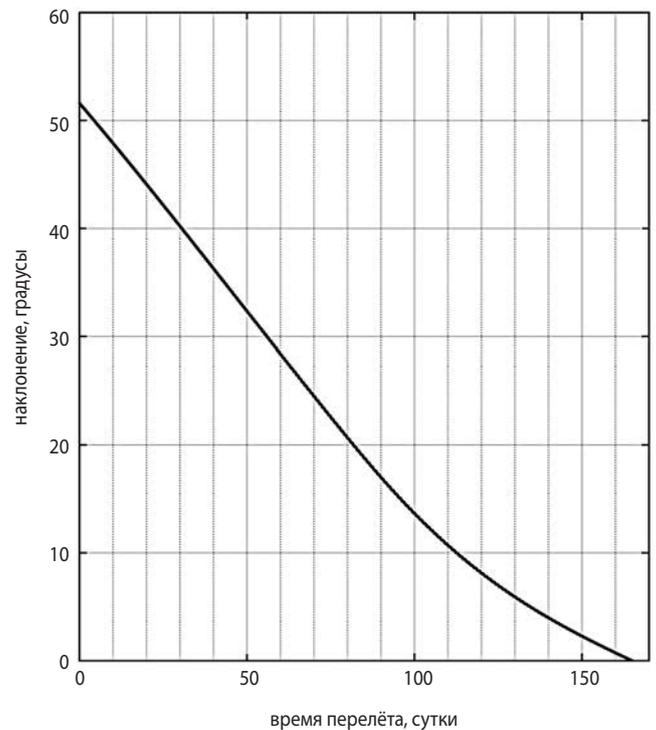
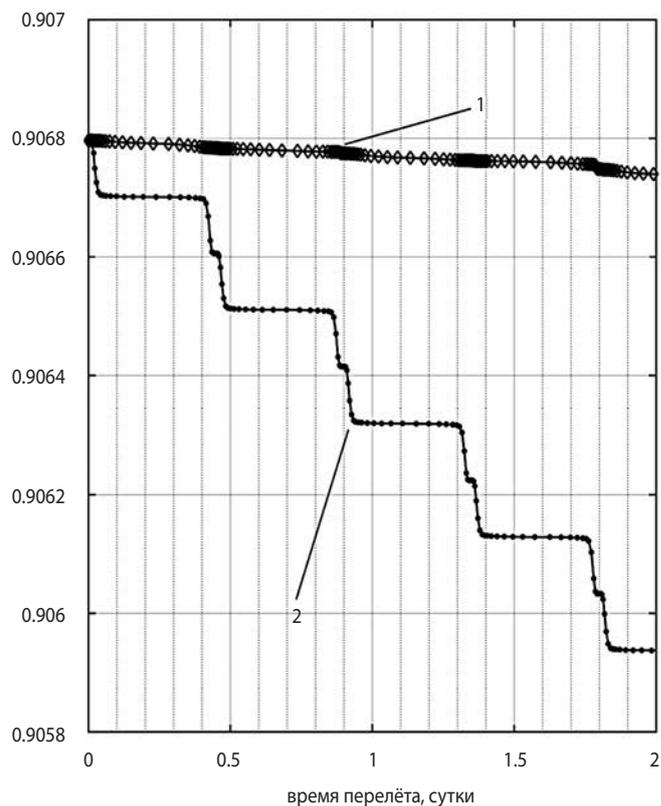
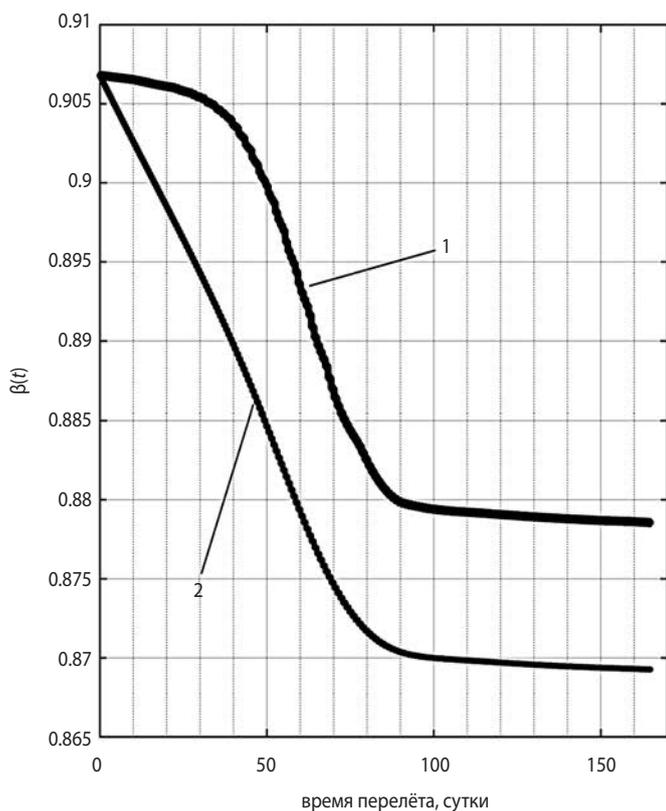


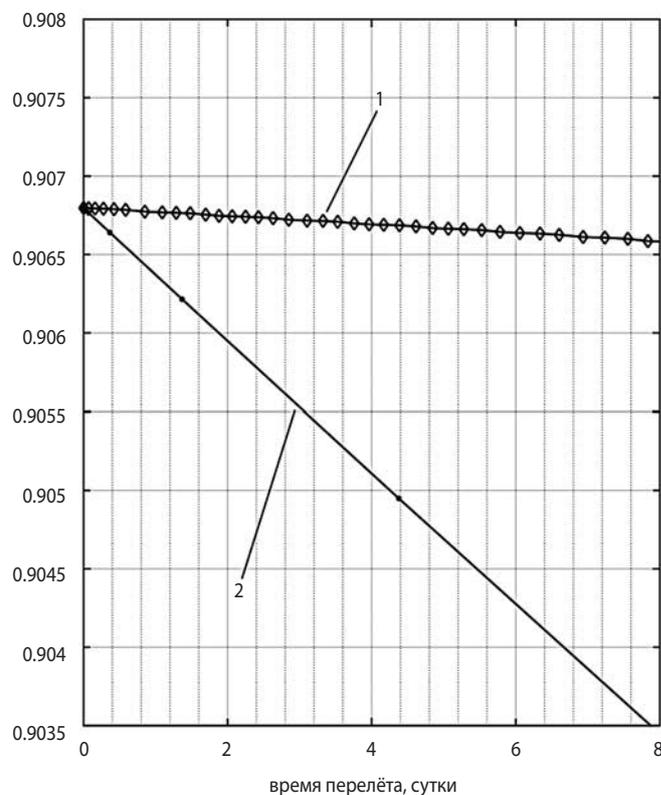
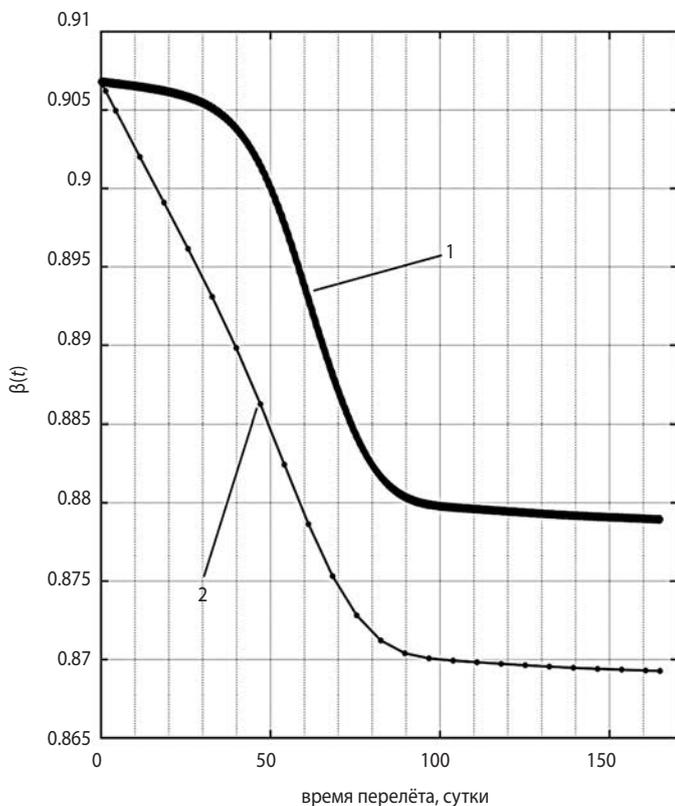
рисунок 2. Зависимость высоты перигея и апогея от времени (слева) и наклона от времени (справа) на траектории оптимального быстрогодействия

СГЛАЖИВАНИЕ ФУНКЦИИ ЭКВИВАЛЕНТНОГО ПОТОКА В ЗАДАЧЕ МИНИМИЗАЦИИ ДЕГРАДАЦИИ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ ПРИ ВЫВЕДЕНИИ НА ГЕОСТАЦИОНАРНУЮ ОРБИТУ



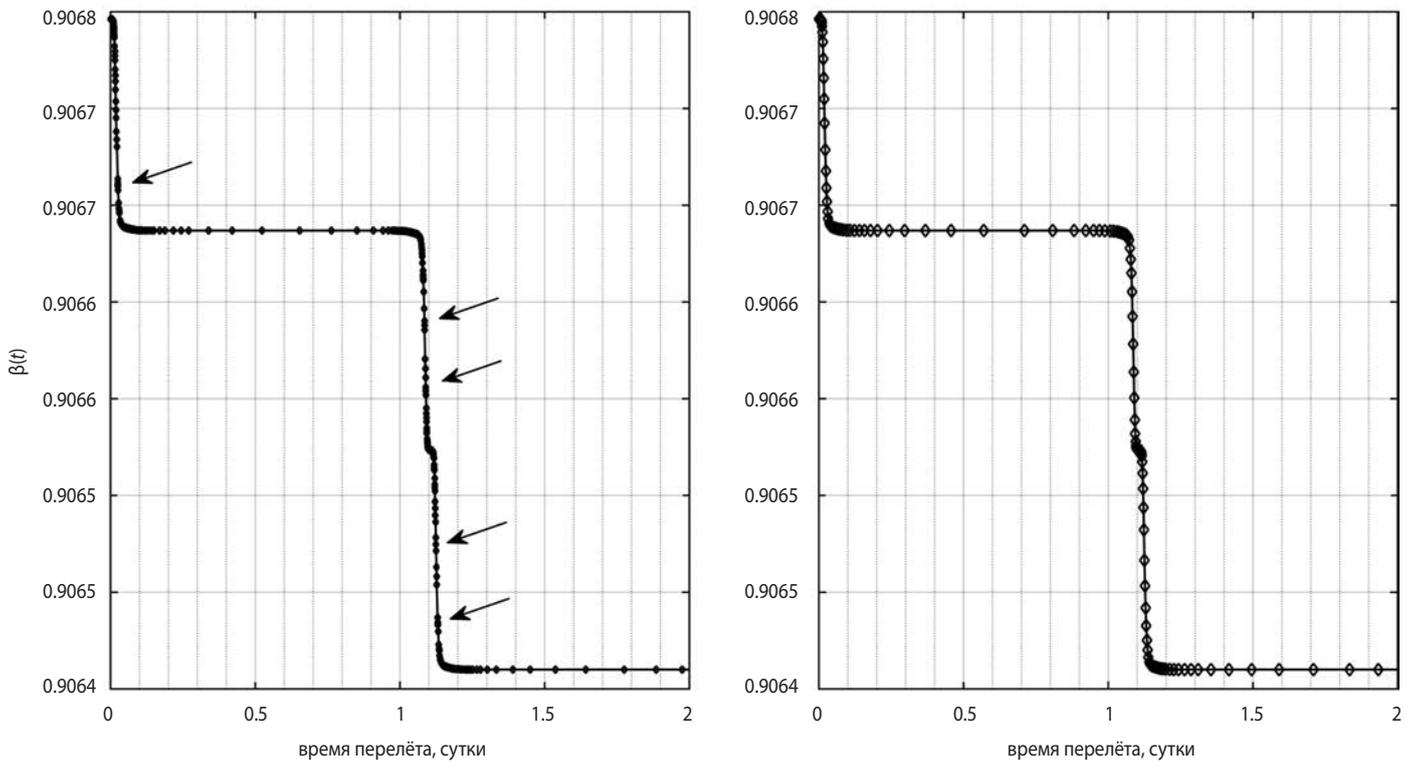
1 – AE8/AP8; **2** – сплайн 11-го порядка.

рисунок 3. Зависимость β от времени на неосреднённой траектории оптимального быстрогодействия в течение всего перелёта (слева) и на первых двух сутках (справа)



1 – AE8/AP8; **2** – сплайн 11-го порядка.

рисунок 4. Зависимость β от времени на осреднённой траектории оптимального быстрогодействия в течение всего перелёта (слева) и на первых 8 сутках (справа)



слева изображён расчёт с использованием кубического сплайна; справа – расчёт с использованием сплайна 11-го порядка.
рисунок 5. Зависимость β от времени перелёта на неосреднённой траектории с заданной конечной относительной мощностью СБ

$$A_t = hp_h + [(\xi + 1)\cos F + e_x]p_{ex} + [(\xi + 1)\sin F + e_y]p_{ey},$$

$$A_r = \xi(p_{ex} \sin F - p_{ey} \cos F),$$

$$A_n = \eta(-e_y p_{ex} + e_x p_{ey}) + \frac{1}{2}\tilde{\varphi}(p_{ix} \cos F + p_{iy} \sin F) + p_F \eta,$$

$$A = \sqrt{A_t^2 + A_r^2 + A_n^2}, k = \frac{1}{m} \frac{h}{\xi}, m = m_0 - \frac{P}{I_{sp} g} t,$$

$\xi = 1 + e_x \cos F + e_y \sin F, \eta = i_x \sin F - i_y \cos F, \tilde{\varphi} = 1 + i_x^2 + i_y^2,$
 где I_{sp} – постоянный в течение всего перелёта удельный импульс ЭРДУ; g – ускорение свободного падения на поверхности Земли. Будем считать, что в размерных единицах значение максимальной тяги ЭРДУ равно 0.58 Н, удельного импульса ЭРДУ – 1780 с, ускорения свободного падения – 9.80665 м/с². Кроме того, аналогично (Петухов В.Г., 2004; Старченко А.Е., 2017) во всех численных примерах будем считать $p_F(t) = 0, t \in [0; T]$.

таблица 1 – Статистика численного интегрирования расширенных уравнений движения КА на траектории оптимального быстрогодействия

способ расчёта функции U	тип движения	среднее время интегрирования, с	число вызовов правых частей	число принятых шагов	число отвергнутых шагов
AE8/AP8	осреднённое	7814	14381	905	218
сплайн 11-го порядка	осреднённое	1.14	351	27	0
AE8/AP8	неосреднённое	641	135708	7716	2950
сплайн 11-го порядка	неосреднённое	2.35	92151	5403	1826

таблица 2 – Статистика численного интегрирования неосреднённых уравнений – на траектории перелёта с заданной конечной относительной мощностью СБ

способ расчёта функции U	среднее время интегрирования, с	число вызовов правых частей	число принятых шагов	число отвергнутых шагов
кубический сплайн	0.359	111725	4805	4105
сплайн 11-го порядка	0.891	43340	2624	769

Следует отметить, что из полной системы уравнений (5)–(8) видно, почему сплайн $\overline{W}(x, y)$ должен иметь порядок как минимум 11. В уравнения (8) входят частные производные от сплайна U первого порядка, следовательно, они являются сплайнами 10-го порядка. Частные производные 8-го порядка от сплайна 10-го порядка являются сплайнами 2-го порядка, то есть кусочно-линейными функциями. А это – сплайн минимального порядка, являющийся непрерывным.

5. Численный пример

Эффективность применения описанной выше аппроксимационной зависимости эквивалентного потока покажем на примере интегрирования уравнений движения (5)–(8) на частном случае траектории с фиксированной конечной мощностью СБ – траектории оптимального быстрогодействия – для перелёта на ГСО с начальной орбиты со следующими параметрами (приведены в размерных единицах): наклонение 51.6° , высота перигея 800 км, высота апогея 35800 км, нулевые аргумент перигея и долгота восходящего узла. Размерное значение начальной массы КА равно 2700 кг, времени перелёта – 164.910 суток. Начальные значения сопряжённых переменных равны

$$p(0) = \begin{pmatrix} 1.212443564873867 \\ 1.299812619348015 \\ 0 \\ -0.990267271180282 \\ 0.000000000000002 \end{pmatrix}, p_\beta(0)=0.$$

На рисунке 2 для полученной траектории показаны зависимости высоты перигея и апогея от времени, а также наклонения от времени.

Кроме простого интегрирования уравнений движения (5)–(8), рассматривался вариант интегрирования этой же системы с осреднением движения по времени (Петухов В.Г., 2004). При работе с осреднёнными уравнениями оптимального движения уравнение для истинной долготы исключалось из системы, поскольку правые части уравнений после осреднения не зависят от истинной долготы F . Начальные значения всех переменных при этом использовались те же, что и для неосреднённого движения.

Для сравнения эффективности интегрирования уравнений движения обоих случаев для указанных выше начальных условий интегрировалась система уравнений (5), (6), (1), (8). Результаты расчётов зависимости относительной мощности СБ от времени представлены на рисунках 3, 4.

Из рисунков видно, что при интегрировании траекторий с использованием функций из моделей

AP8/AE8 совершается существенно большее число шагов, чем при использовании аппроксимационной зависимости. При этом, несмотря на допустимое (Старченко А.Е., 2017) существенное различие форм графиков относительной мощности СБ при расчёте напрямую с помощью моделей AP8/AE8 и с помощью аппроксимационной зависимости, ошибка расчёта мощности СБ на конец САС как в случае осреднённого движения, так и в неосреднённом случае не превосходит 1% от начальной мощности СБ.

Статистика интегрирования всех четырёх вариантов траекторий приведена в таблице 1. Из этой таблицы видно, что введение аппроксимационной зависимости эквивалентного потока позволяет ускорить время интегрирования в 270 раз для неосреднённого движения, и в 6800 раз – для осреднённого. Число вызовов правых частей при этом сокращается в 1.5 раза для неосреднённого движения и в 41 раз – для осреднённого. Такое существенное снижение вычислительной сложности делает задачу максимизации мощности СБ на конец САС решаемой на практике, поскольку при решении этой задачи необходимо интегрирование системы (5)–(8) сотни и тысячи раз.

Рассмотрим ещё один численный пример интегрирования расширенных уравнений движения КА при перелёте с начальной орбиты на ГСО с фиксированной конечной относительной мощностью СБ. Начальная орбита в данном примере имеет (в размерных единицах) наклонение 38° , высоту перигея 800 км, высоту апогея 76300 км, нулевые аргумент перигея и долготу восходящего узла. Размерное значение начальной массы КА составляет 2200 кг, времени перелёта – 111.827 суток. Начальные значения сопряжённых переменных равны

$$p(0) = \begin{pmatrix} 6.957689206416572 \\ 4.271458788411569 \\ -0.000000000000984 \\ -0.981046922403389 \\ 0 \end{pmatrix},$$

$$p_\beta(0)=90.281264187801455.$$

Будем интегрировать неосреднённые уравнения движение КА – для случаев аппроксимации эквивалентного потока сплайном 11-го порядка и кубическим сплайном, полученным на втором этапе построения гладкой аппроксимации эквивалентного потока. Статистика интегрирования траекторий приведена в таблице 2. Видно, что в случае кубического сплайна при интегрировании траектории было совершено более чем в 2.5 раза большее число вызовов правых частей, что может указывать на потерю точности при интегрировании. Зависимости от времени относительной мощности СБ за первые двое суток перелёта

для этих двух случаев представлены на рисунке 5. Видно, что в случае кубического сплайна сгущения точек появляются (отмечены стрелками) не только в моменты резкого изменения мощности СБ, что свидетельствует о прохождении точек разрывов производных с возможной потерей точности.

заключение

В работе подробно описана методика сглаживания зависимости эквивалентного потока от времени и пространственных координат, необходимая для эффективного решения задач оптимизации траектории перелёта КА на ГСО с помощью ЭРДУ с целью минимизации деградации СБ в радиационных поясах Земли. Также приведена методика расчёта относительной мощности СБ на конец САС.

На численных примерах показано, что сглаженная функция эквивалентного потока позволяет ускорить на 2–4 порядка численное интегрирование расширенных уравнений оптимального движения КА. Показано также, что аппроксимация двумерными сплайнами 11-го порядка может быть предпочтительнее более быстрой кубической аппроксимации. Последний факт следует из того, что при интегрировании траекторий с кубической аппроксимацией совершается большое число дополнительных шагов при пересечении разрывов производных, что может приводить к накоплению ошибки на правом конце.

Использование разработанной аппроксимационной зависимости в задачах максимизации мощности СБ позволяет получить траектории выведения с мощностью СБ на конец выведения, большей чем на траектории оптимального быстрогодействия. Также полученная зависимость обладает сниженной размерностью входных переменных и достаточной гладкостью производных для эффективного численного интегрирования расширенных уравнений движения КА, содержащих уравнение для текущей мощности СБ, с помощью методов высокого порядка. Время интегрирования одной траектории при этом снижается на несколько порядков.

Автор выражает благодарность В.Г. Петухову за ценные замечания, сделанные при обсуждении данной статьи.

Работа выполнена за счёт средств гранта Российского научного фонда (соглашение № 16-19-10429).

список литературы

Модель космоса: научно-информационное издание: в 2 т. / Под ред. М.И. Панасюка, Л.С. Новикова. Т. 1. Физические условия в космическом пространстве. М.: Библион – Русская книга, 2007. 872 с.

Петухов В.Г. Оптимизация многовитковых перелётов между некомпланарными эллиптическими орбитами // *Космические исследования.* 2004. Т. 42, № 3. С. 260-279.

Синицын А.А. Влияние деградации солнечных батарей на эффективность применения электроракетных двигателей // *Полёт.* 2010. № 1. С. 22-29.

Старченко А.Е. Оптимизация траектории выведения космического аппарата на геостационарную орбиту с целью снижения уровня радиационной деградации солнечных батарей // *Известия РАН. Энергетика.* 2017. № 3. С. 128-145.

Ansbaugh B.E. GaAs Solar Cell Radiation Handbook. California: JPL Publication 96-9, 1996. 328 p.

Hairer F., Nørsett S.P., Wanner G. Solving Ordinary Differential Equations I. Non-Stiff Problems. Second Revised Edition. Corrected 3rd printing. Berlin: Springer-Verlag, 2008. 539 p.

Sawyer D.M., Vette J.I. AP-8 Trapped Proton Environment for Solar Maximum and Solar Minimum: Technical Report NASA-TM-X-72605. NSSDC/WDC-A-R&S 76-06. 1976. 176 p. URL: <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=19770012039> (дата обращения: 13.05.2019).

URL: <http://www.spectrolab.com/DataSheets/TJCell/tj.pdf> (дата обращения: 13.05.2019).

URL: <https://opensource.gsfc.nasa.gov/projects/eqflux/index.php> (дата обращения: 13.05.2019).

URL: <https://www.mathworks.com/help/curvefit/chbpnt.html> (дата обращения: 13.05.2019).

URL: <https://www.mathworks.com/help/curvefit/fnxtr.html> (дата обращения: 13.05.2019).

URL: <https://www.mathworks.com/help/curvefit/spapi.html> (дата обращения: 13.05.2019).

URL: <https://www.mathworks.com/help/curvefit/spaps.html> (дата обращения: 13.05.2019).

URL: <https://www.vdl.afrl.af.mil/programs/ae9ap9/downloads.php> (дата обращения: 13.05.2019).

Vette J.I. The AE-8 Trapped Electron Model Environment: Technical Report NSSDC/WDC-A-R&S 91-24, 1991. 131 p. URL: <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=19920014985> (дата обращения: 13.05.2019).

Vette J.I. Trapped Radiation Environment Model Program (1964-1991): Technical Report NSSDC/WDC-A-R&S 91-29. November, 1991. 52 p. URL: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19930001815.pdf> (дата обращения: 13.05.2019).

Статья поступила в редакцию 14.05.2019 г.

Статья после доработки 17.05.2019 г.

Статья принята к публикации 20.05.2019 г.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТЕПЛОФИЗИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛУННОГО ГРУНТА ПРИ ПОМОЩИ СОЛНЕЧНОГО ТЕПЛА



К.К. Дудкин¹,
lord-konst@mail.ru;
K.K. Dudkin

Рассматривается возможность определения теплофизических характеристик лунного грунта проникающим зондом при использовании в качестве нагревателя солнечного тепла. Оценивается эффективность подобного метода измерений.

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

DOI: 10.26162/LS.2019.44.2.008

ВВЕДЕНИЕ

Определение теплофизических характеристик (ТФХ) лунного грунта является важной научной задачей. Во-первых, понимание ТФХ грунта позволит оценивать величину тепловых потоков из недр Луны, а это, в свою очередь, позволит понять тектоническую историю и процессы эволюции планеты в целом. Во-вторых, знание ТФХ лунного грунта необходимо для определения внутренних тепловых потоков, по оценке которых будет возможно понять тектоническую активность Луны в настоящем времени. В-третьих, понимание ТФХ грунта необходимо с чисто практической точки зрения: например, для строительства лунной базы.

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

DETERMINATION OF THE THERMOPHYSICAL CHARACTERISTICS OF THE LUNAR SOIL USING SOLAR HEAT



О.М. Алифанов²,
профессор, доктор технических наук, член-корреспондент РАН, o.alifanov@yandex.ru;
O.M. Alifanov

The possibility of determining the thermophysical characteristics of the lunar soil by a penetrating probe when using solar heat as a heater is considered. The effectiveness of this measurement method is evaluated.

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

Измерение теплофизических характеристик грунта непосредственно на Луне было проведено только в миссиях «АПОЛЛОН-15» и «АПОЛЛОН-17».

Для измерения температуры и теплопроводности грунта в предварительно пробуренные скважины опускались два термозонда: на «АПОЛЛОНЕ-15» – до глубин 1,0 и 1,4 м, на «АПОЛЛОНЕ-17» – до глубины 2,3 м. В этих зондах были установлены восемь платиновых термометров сопротивления и четыре термопары для измерений на 11-ти уровнях глубины под поверхностью. Четыре термометра на каждом из зондов были оборудованы нагревателями, управляемыми с Земли (рисунок 1).

² ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», Россия, г. Москва.

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

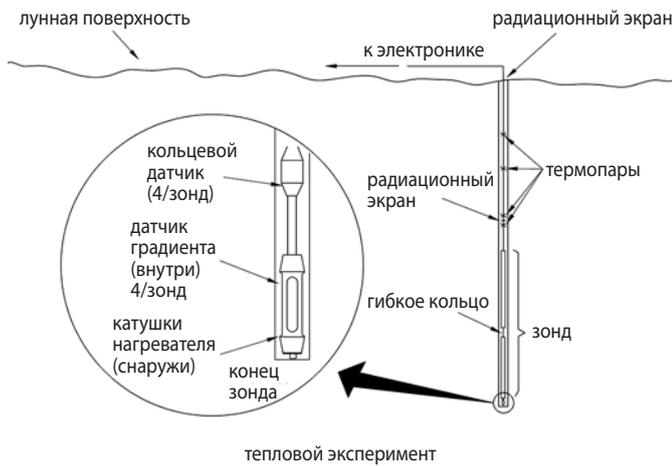


рисунок 1. Схема применения термозондов в миссиях «АПОЛЛОН-15» и «АПОЛЛОН-17» (APOLLO 15, 1971)

Температурные данные со всех термометров передавались на Землю каждые 7,2 мин.

Теплопроводность была определена в трёх различных экспериментах. Во-первых, охлаждение зондов от исходной температуры, которая была выше окружающей грунта, позволило определить теплопроводность по начальной тепловой энергии, содержащейся в зонде и поступившей в скважину. Во-вторых, были сделаны измерения непосредственно в скважинах с применением нагревателей. Теплопроводность рассчитывалась по изменению температуры грунта после 20 часов наблюдений. Данный термозонд позволял провести измерения ТФХ на всех датчиках, т.е. на восьми различных глубинах. В-третьих, температурные колебания дневного периода проникают

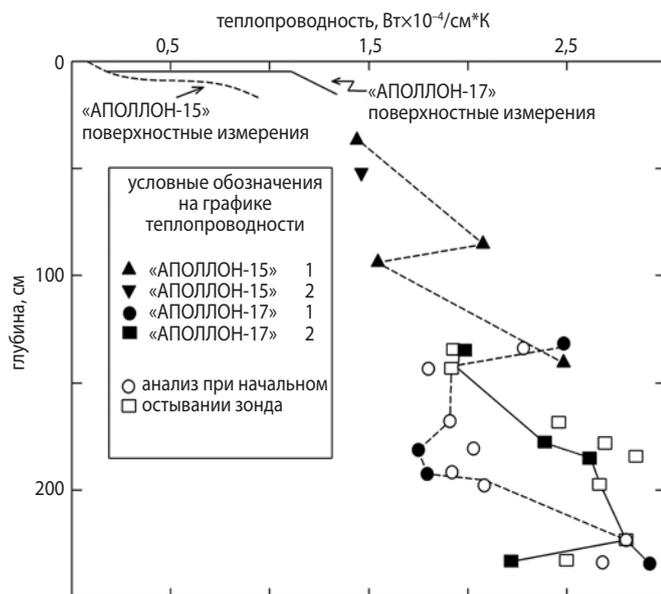


рисунок 2. График зависимости теплопроводности лунного грунта от глубины по результатам миссий «АПОЛЛОН-15» и «АПОЛЛОН-17» (Лангсет М.С. и др., 1975)

приблизительно до глубины 80 см, а годовые вариации поверхностной температуры имеются на всех изученных глубинах. Существенное снижение амплитуды этих колебаний по мере увеличения глубины зависит от теплопроводности окружающего грунта. Однако данные по этому фактору трудно интерпретируются (APOLLO 15, 1971; Лангсет М.С. и др., 1975; Дудкин К.К. и др. Измерения..., 2018).

На рисунке 2 можно увидеть результаты определения теплопроводности лунного грунта в зависимости от глубины, полученные в миссиях «АПОЛЛОН-15» и «АПОЛЛОН-17» (Лангсет М.С. и др., 1975).

В данной статье приводятся описание и оценка эффективности способов измерения ТФХ грунта на разных глубинах с использованием солнечного теплового потока и температурных колебаний дневного периода наблюдений.

1. Постановка задачи

Предположим, что на поверхности Луны есть пробуренная на определённую глубину скважина. В неё помещён термозонд, например по схеме, используемой в миссиях «АПОЛЛОН-15» и «АПОЛЛОН-17». Зонд представляет собой стеклопластиковый стержень с установленными на нём через определённые промежутки термометрами, которые способны измерять температуру грунта на разной глубине.

При смене лунной ночи на день Солнце начинает освещать остывшую поверхность грунта. Тепловой поток постепенно увеличивается, и тепловая волна всё глубже проникает в слой грунта. Зная зависимость интенсивности потока солнечного тепла от времени и изменение температуры от времени, по результатам измерений термометров термозонда на различных глубинах можно определить ТФХ лунного грунта.

2. Методы решения

Были проведены расчёты, позволяющие оценить эффективность такого метода измерений. В качестве искомого параметра ТФХ была взята теплопроводность.

В расчётах использовалась многослойная модель грунта с изменением теплопроводности в зависимости от глубины слоя, опирающаяся на данные измерений миссий «АПОЛЛОН» (рисунок 2). Модель состояла из трёх верхних слоёв и полубесконечного тела снизу. Поскольку, как можно видеть из рисунка 2, в верхних слоях грунта теплопроводность сильно меняется с глубиной, а на глубинах больше 50 см изменяется достаточно слабо, в используемой модели нижние слои грунта заменяются полубесконечным телом с постоянным коэффициентом теплопроводности (рисунок 3).

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТЕПЛОФИЗИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛУННОГО ГРУНТА ПРИ ПОМОЩИ СОЛНЕЧНОГО ТЕПЛА

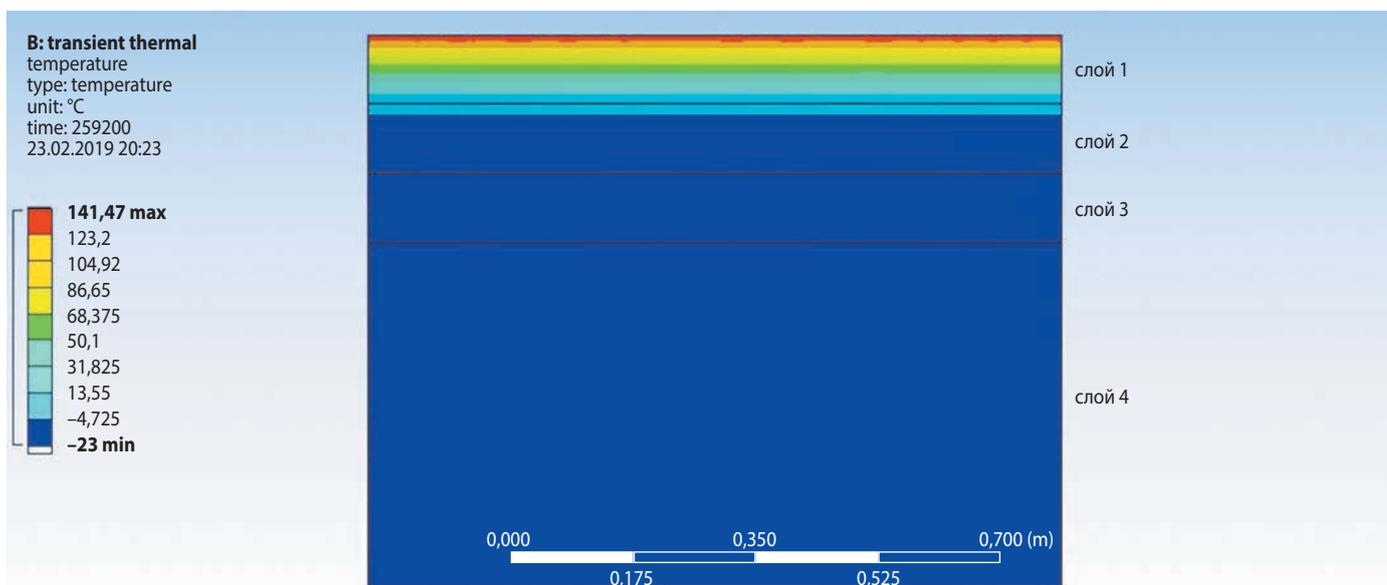


рисунок 3. Распределение температуры в численном эксперименте

Тепловой численный эксперимент проводился следующим образом. Сначала решалась прямая задача и определялась температура в серединах слоёв. В задаче задавались: ТФХ всех слоёв, начальная температура системы, тепловой поток от Солнца, степень черноты верхнего слоя и время проведения эксперимента. При решении вычислялись температуры средних точек трёх слоёв. Эти температуры, называемые «измеренными», имитировали показания термодатчиков, установленных на термозонде.

Далее требовалось определить «неизвестный» параметр – теплопроводность каждого из трёх слоёв. Четвёртый слой в рамках задачи не принимался во внимание и выполнял роль дальнейшего приёмника

тепла. Подразумевалось, что в четвёртом (полубесконечном) слое с увеличением глубины теплопроводность изменяется слабо, тепловая волна в данную область практически не приходит (рисунок 3), и поэтому примерной оценки ТФХ четвёртого слоя как некоторой постоянной величины будет достаточно для возможности решения данной задачи.

Также в данной задаче не учитывалось влияние конструкции термозонда на естественное распределение температуры.

Обратная задача теплопроводности решалась методом подбора. Это означало, что в каждом цикле подбора фиксировались коэффициенты теплопроводности всех слоёв, кроме одного, в котором с определённым

таблица 1 – Исходные данные для решения тепловой задачи

наименование	материал	высота слоя, м	теплопроводность, Вт/(м·°C)	теплоёмкость, Дж/(кг·°C)
слой 1 (верхний)	реголит	0,1	0,006	500
слой 2	реголит	0,1	0,013	500
слой 3	реголит	0,1	0,017	500
слой 4	реголит	полубесконечное тело	0,02	500

таблица 2 – Анализ точности решения тепловой задачи при выборе размера конечного элемента

размер конечного элемента, мм	температура середины первого слоя грунта, °C
100	59,336
50	59,25
30	59,595

таблица 3 – Значения «измеренных» температур в серединах слоёв

температура середины первого слоя грунта, °C	температура середины второго слоя грунта, °C	температура середины третьего слоя грунта, °C
59,24982	-12,7729	-21,5879

таблица 4 – Результаты расчёта

№ расчёта	λ_1	λ_2	λ_3	T_1	T_2	T_3
1	0,006	0,006	0,006	60,56295	-14,5857	-22,6709
2	0,012	0,006	0,006	84,55682	-1,50686	-21,9419
3	0,018	0,006	0,006	98,2534	8,701791	-21,2352
4	0,006	0,012	0,006	59,3958	-12,63	-22,1121
5	0,012	0,012	0,006	81,1614	3,393582	-20,2178
6	0,018	0,012	0,006	93,68207	16,03248	-18,4174
7	0,006	0,018	0,006	58,76181	-11,9039	-21,6868
8	0,012	0,018	0,006	79,26172	5,332021	-18,9287
9	0,018	0,018	0,006	91,0788	19,10556	-16,3209
10	0,006	0,006	0,012	60,56205	-14,6304	-22,5645
11	0,012	0,006	0,012	84,55189	-1,65288	-21,6279
12	0,018	0,006	0,012	98,24362	8,456995	-20,7392
13	0,006	0,012	0,012	59,38684	-12,8118	-21,8157
14	0,012	0,012	0,012	81,11523	2,838872	-19,3783
15	0,018	0,012	0,012	93,59424	15,13589	-17,1174
16	0,006	0,018	0,012	58,73939	-12,2121	-21,2382
17	0,012	0,018	0,012	79,1502	4,425554	-17,6801
18	0,018	0,018	0,012	90,87112	17,67018	-14,3993
19	0,006	0,006	0,018	60,56155	-14,6554	-22,5221
20	0,012	0,006	0,018	84,54912	-1,7346	-21,5103
21	0,018	0,006	0,018	98,23813	8,320072	-20,5598
22	0,006	0,012	0,018	59,38156	-12,9183	-21,6929
23	0,012	0,012	0,018	81,08808	2,514259	-19,0503
24	0,018	0,012	0,018	93,54266	14,61177	-16,6253
25	0,006	0,018	0,018	58,72585	-12,3975	-21,0468
26	0,012	0,018	0,018	79,08293	3,881447	-17,1757
27	0,018	0,018	0,018	90,746	16,8095	-13,645

таблица 5 – Результаты расчёта в окрестностях точки 4

№ расчёта	λ_1	λ_2	λ_3	T_1	T_2	T_3
1	0,005	0,011	0,005	53,47496	-15,56	-22,5048
2	0,006	0,011	0,005	59,54014	-12,7828	-22,2773
3	0,007	0,011	0,005	64,70861	-9,98857	-22,0548
4	0,005	0,012	0,005	53,38247	-15,414	-22,4524
5	0,006	0,012	0,005	59,39808	-12,5836	-22,2014
6	0,007	0,012	0,005	64,53427	-9,73499	-21,9576
7	0,005	0,013	0,005	53,29863	-15,2889	-22,4025
8	0,006	0,013	0,005	59,26916	-12,4125	-22,1292
9	0,007	0,013	0,005	64,36021	-9,5156	-21,863
10	0,005	0,011	0,006	53,47394	-15,5879	-22,4489
11	0,006	0,011	0,006	59,53833	-12,8234	-22,1968
12	0,007	0,011	0,006	64,70636	-10,0415	-21,9492
13	0,005	0,012	0,006	53,38118	-15,446	-22,3903
14	0,006	0,012	0,006	59,3958	-12,63	-22,1121
15	0,007	0,012	0,006	64,53173	-9,79533	-21,8407

**ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТЕПЛОФИЗИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛУННОГО ГРУНТА
ПРИ ПОМОЩИ СОЛНЕЧНОГО ТЕПЛА**

№ расчёта	λ_1	λ_2	λ_3	T_1	T_2	T_3
16	0,005	0,013	0,006	53,29705	-15,3249	-22,3345
17	0,006	0,013	0,006	59,26638	-12,4645	-22,0315
18	0,007	0,013	0,006	64,357	-9,5832	-21,7352
19	0,005	0,011	0,007	53,47306	-15,6119	-22,4028
20	0,006	0,011	0,007	59,53678	-12,8581	-22,1307
21	0,007	0,011	0,007	64,70435	-10,0869	-21,8628
22	0,005	0,012	0,007	53,38007	-15,4735	-22,339
23	0,006	0,012	0,007	59,39384	-12,6698	-22,0388
24	0,007	0,012	0,007	64,52953	-9,84717	-21,745
25	0,005	0,013	0,007	53,29568	-15,3558	-22,2783
26	0,006	0,013	0,007	59,26399	-12,5092	-21,9514
27	0,007	0,013	0,007	64,35423	-9,64138	-21,6305

таблица 6 – Результаты расчёта в окрестностях точки 13

№ расчёта	λ_1	λ_2	λ_3	T_1	T_2	T_3
1	0,005	0,011	0,011	53,47043	-15,6833	-22,2813
2	0,006	0,011	0,011	59,53214	-12,9617	-21,9583
3	0,007	0,011	0,011	64,71708	-10,223	-21,6407
4	0,005	0,012	0,011	53,37674	-15,5557	-22,204
5	0,006	0,012	0,011	59,38798	-12,7887	-21,8473
6	0,007	0,012	0,011	64,52293	-10,002	-21,4956
7	0,005	0,013	0,011	53,2916	-15,4485	-22,1302
8	0,006	0,013	0,011	59,2568	-12,6431	-21,7415
9	0,007	0,013	0,011	64,33237	-9,81529	-21,3552
10	0,005	0,011	0,012	53,46992	-15,6971	-22,2611
11	0,006	0,011	0,012	59,53124	-12,9818	-21,9299
12	0,007	0,011	0,012	64,7161	-10,249	-21,6038
13	0,005	0,012	0,012	53,37609	-15,5716	-22,1815
14	0,006	0,012	0,012	59,38684	-12,8118	-21,8157
15	0,007	0,012	0,012	64,52164	-10,032	-21,4545
16	0,005	0,013	0,012	53,2908	-15,4665	-22,1055
17	0,006	0,013	0,012	59,25541	-12,6692	-21,7068
18	0,007	0,013	0,012	64,33094	-9,84921	-21,3101
19	0,005	0,011	0,013	53,46945	-15,7098	-22,2436
20	0,006	0,011	0,013	59,53041	-13,0001	-21,9052
21	0,007	0,011	0,013	64,7152	-10,273	-21,5718
22	0,005	0,012	0,013	53,37549	-15,5863	-22,1619
23	0,006	0,012	0,013	59,38579	-12,8329	-21,7882
24	0,007	0,012	0,013	64,52045	-10,0596	-21,4189
25	0,005	0,013	0,013	53,29007	-15,4831	-22,0839
26	0,006	0,013	0,013	59,25412	-12,6931	-21,6766
27	0,007	0,013	0,013	64,32962	-9,88041	-21,271

таблица 7 – Результаты расчёта в окрестностях точки 22

№ расчёта	λ_1	λ_2	λ_3	T_1	T_2	T_3
1	0,005	0,011	0,017	53,46789	-15,7519	-22,1921
2	0,006	0,011	0,017	59,52767	-13,0612	-21,8333
3	0,007	0,011	0,017	64,7122	-10,3525	-21,4787
4	0,005	0,012	0,017	53,37351	-15,635	-22,1043
5	0,006	0,012	0,017	59,3823	-12,9035	-21,7077
6	0,007	0,012	0,017	64,51646	-10,1513	-21,3149
7	0,005	0,013	0,017	53,28762	-15,5384	-22,0204
8	0,006	0,013	0,017	59,24982	-12,7729	-21,5879
9	0,007	0,013	0,017	64,32517	-9,98436	-21,1566
10	0,005	0,011	0,018	53,46756	-15,7607	-22,1826
11	0,006	0,011	0,018	59,52709	-13,0741	-21,82
12	0,007	0,011	0,018	64,71156	-10,3692	-21,4616
13	0,005	0,012	0,018	53,37309	-15,6452	-22,0936
14	0,006	0,012	0,018	59,38156	-12,9183	-21,6929
15	0,007	0,012	0,018	64,51562	-10,1706	-21,2957
16	0,005	0,013	0,018	53,28711	-15,55	-22,0086
17	0,006	0,013	0,018	59,24891	-12,7897	-21,5715
18	0,007	0,013	0,018	64,32423	-10,0063	-21,1354
19	0,005	0,011	0,019	53,46725	-15,7691	-22,1741
20	0,006	0,011	0,019	59,52655	-13,0861	-21,8081
21	0,007	0,011	0,019	64,71095	-10,3849	-21,4462
22	0,005	0,012	0,019	53,3727	-15,6549	-22,084
23	0,006	0,012	0,019	59,38087	-12,9323	-21,6795
24	0,007	0,012	0,019	64,50123	-10,1886	-21,2765
25	0,005	0,013	0,019	53,28662	-15,561	-21,9979
26	0,006	0,013	0,019	59,24805	-12,8056	-21,5567
27	0,007	0,013	0,019	64,32333	-10,0269	-21,1164

шагом изменялась теплопроводность, и решалось соответствующее множество прямых тепловых задач. Далее, при переходе к следующему циклу, в одном из предыдущих слоёв теплопроводность изменялась на определённое значение шага, и операция повторялась. Таким образом, в определённых пределах

решалось всё множество возможных задач теплопроводности. После этого выбирались наиболее близкие точки к «измеренным» значениям температуры, и в окрестностях их также проводилось подобное вычисление подбором, но с уже меньшим шагом с целью найти наиболее точное совпадение.

3. Исходные данные.

Выбор размера конечного элемента.

Результаты решения задачи

Серия расчётов была проведена методом конечных элементов в программной среде ANSYS.

Исходные данные приведены в таблице 1.

Для упрощения задачи плотность солнечного теплового потока принята за константу и равна $q_c=1000 \text{ Вт/м}^2$.

Время нагрева: 3 суток или $\tau=259200$ секунд.

Начальная температура системы: $T_0=-23^\circ\text{C}$.

Степень черноты поверхности верхнего слоя: $\epsilon=0,7$.

Поскольку расчёты проводились методом конечных элементов, требовалось сначала определить величину этих элементов для использования в дальнейшем решении.

Для этого была проведена серия расчётов. В каждом последующем расчёте величина конечного элемента уменьшалась до тех пор, пока последние расчёты не совпадали по температурам с некоторой точностью (таблица 2).

Как видно, при данной постановке задачи не удаётся добиться точности решения выше чем несколько десятых градуса. А дальнейшее уменьшение величины конечного элемента сильно увеличивает время расчёта.

Для дальнейших расчётов примем величину конечного элемента равной 50 мм. Это будет являться некоторым компромиссом между точностью и машинным временем расчёта.

Соответственно, значения «измеренных» температур в серединах слоёв были получены следующие (таблица 3):

Далее были проведены серии расчётов прямых задач теплопроводности. Фиксировались все параметры, кроме коэффициентов теплопроводности, которые изменялись в первых трёх слоях с шагом $0,006 \text{ Вт/м}\cdot^\circ\text{C}$, при этом значения λ были равны: $\lambda_1=0,006 \text{ Вт/м}\cdot^\circ\text{C}$; $\lambda_2=0,012 \text{ Вт/м}\cdot^\circ\text{C}$; $\lambda_3=0,0018 \text{ Вт/м}\cdot^\circ\text{C}$. В таблице 4 приведены результаты вычислений.

Наиболее близкими оказались точки с номерами расчётов 4, 13 и 22. Следующий этап – расчёт в окрестностях этих точек с меньшим шагом в $0,001 \text{ Вт/м}\cdot^\circ\text{C}$ с целью найти максимальное совпадение расчётных с «измеренными» температурами. В таблицах 5, 6 и 7 представлены результаты расчётов.

Как можно видеть, среди множества рассчитанных значений встречаются также точки, близкие к «измеренной» температуре. Самой близкой оказалась точка 8 в таблице 7 с такими искомыми значениями теплопроводности, которые совпадают с заданными.

заключение

Несмотря на то, что в численном эксперименте удалось определить теплопроводность реголита, в реальных условиях это будет сделать достаточно сложно.

В данном численном эксперименте не были учтены искажение температурного поля от влияния термозонда, а также изменение теплового потока в зависимости от времени; была принята упрощённая трёхслойная модель грунта; выбор размера конечного элемента позволял решить задачу с точностью до нескольких десятых градуса. Кроме того, не принималось во внимание и множество других факторов, например, таких, как погрешность измерения термометра. А учитывая то, насколько близко показатели температур в точках с неправильными коэффициентами теплопроводности были к «измеренным», все эти факторы могли привести к достаточно большой системной ошибке.

Как было сказано в (Лангсет М.С. и др., 1975), при наблюдениях, проведённых в миссиях «АПОЛЛОН», данные было сложно интерпретировать.

Следует сделать вывод, что подобный метод измерения ТФХ реголита с помощью солнечного тепла может быть лишь вспомогательным, подтверждающим те или иные измерения. Для измерения ТФХ необходимо использовать термозонды с искусственными нагревателями, например, рассмотренные в (Дудкин К.К. и др. Измерения..., 2018; Дудкин К.К. и др. Определение..., 2018).

список литературы

Дудкин К.К., Алифанов О.М. Измерения теплофизических характеристик лунного грунта в естественных условиях // Теплового процессы в технике. 2018. Т. 10, № 5. С. 245-255.

Дудкин К.К., Алифанов О.М., Макаров В.П. Определение теплофизических характеристик поверхностного слоя лунного грунта в естественных условиях // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 4. С. 38-43.

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

APOLLO 15 // News NASA. Release № 71-119K. Press Kit. July 15, 1971. P. 51-55.

Статья поступила в редакцию 20.03.2019 г.

Статья после доработки 03.04.2019 г.

Статья принята к публикации 03.04.2019 г.

АНАЛИЗ УРОВНЯ МОЩНОСТИ В БОКОВЫХ ЛЕПЕСТКАХ ДИАГРАММ НАПРАВЛЕННОСТИ ПЛАНАРНЫХ ИЗЛУЧАТЕЛЕЙ С РАЗЛИЧНЫМИ ФОРМАМИ АПЕРТУРЫ

COMPARATIVE SIDE-LOBE STRUCTURE ANALYSIS OF PLANAR ANTENNAS WITH DIFFERENT APERTURE FORMS



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



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



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

Проведён сравнительный анализ характеристик диаграмм направленности планарных излучателей с различными формами апертуры. Установлено, что выбор формы апертуры излучателей в виде прямоугольника, диска, эллипса и гексагона в малой мере влияет на суммарный уровень мощности, излучаемой в боковых лепестках диаграммы направленности. При необходимости существенного подавления мощности, излучаемой антенной в боковых лепестках, следует использовать методы амплитудно-фазовой аподизации возбуждения апертуры излучателей.

Ключевые слова:
диаграмма направленности планарного излучателя с различными формами апертуры; боковые лепестки диаграммы направленности антенны.

DOI: 10.26162/LS.2019.44.2.009

ВВЕДЕНИЕ

При проектировании планарных антенных решёток часто используются следующие формы апертуры: прямоугольная, круглая, кольцевая, эллиптическая, шестиугольная (гексагональная), крестообразная (крест Миллса) (Марков Г.Т., Сазонов Д.М., 1975; Balanis С.А., 1997; Borgiotti G., 1968; Lo Y.T., Husan H.C., 1965; Haykin S., Rahman H., 1979). При синфазном возбуждении и расстоянии между излу-

Comparative side lobe structure analysis of planar antennas with different aperture forms was carried out.

It was established that aperture form choice among circle, rectangle, ellipse and hexagon gives inessential influence on ratio of power radiated at antenna pattern main and side lobes. Apodization of aperture amplitude excitation gives match better result.

Key words:
pattern of planar antenna with different aperture forms; radiation pattern side lobes.

чателями, не превышающем половины длины волны, диаграмма направленности (ДН) решётки практически не отличается от ДН антенны с распределённым возбуждением апертуры. Поэтому особенности структуры ДН антенных решёток можно изучать, основываясь на результатах анализа ДН планарных излучателей (ПЛИ). В литературе для многих типов ПЛИ получены замкнутые аналитические выражения,

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

описывающие их ДН. В том числе в главных сечениях ДН определены угловые положения нулей и максимумов, а также уровни последних.

Вместе с тем, в ряде приложений, например в системах дистанционного зондирования земной поверхности с помощью радиолокаторов с синтезированной апертурой возникает необходимость ещё и детального изучения отношения мощности, излучаемой в боковых лепестках ДН, к мощности, излучаемой в главном лепестке (Волченков А.С. и др., 2018; Петров А.С., Прилуцкий А.А., 2017; Петров А.С. и др., 2018). Дело в том, что сигнал, принимаемый антенной по боковым лепесткам, искажает полезный, создавая помеху неоднозначности (Верба В.С. и др., 2010).

Известно, что форма и уровень боковых лепестков ДН планарного излучателя зависят от конфигурации его апертуры. Поэтому встаёт задача: выяснить, можно ли и насколько путём выбора формы апертуры уменьшить отношение мощности, излучаемой антенной в боковых лепестках, к мощности, излучаемой ею в главном лепестке.

Цель работы состоит в сопоставительном количественном анализе распределения между главным и боковыми лепестками ДН мощности, излучаемой антеннами с указанными выше шестью формами апертуры.

1. Аналитические выражения для ДН и результаты её расчёта

Вначале проанализируем характеристики ДН антенн с четырьмя наиболее часто применяемыми на практике формами апертуры, которые изображены на рисунке 1 в верхнем ряду.

Для антенны с прямоугольной апертурой нормированная ДН описывается следующим выражением (Марков Г.Т., Сазонов Д.М., 1975; Balanis С.А., 1997):

$$F_{пр}(L'_x, L'_y, u, v) = \text{sinc}[\pi L'_x u] \text{sinc}[\pi L'_y v], \quad (1)$$

где $L'_{x,y} = L_{x,y}/\lambda$ – нормированные к длине волны размеры сторон прямоугольника по осям x и y прямоугольной декартовой системы координат (ПДСК); $u = \sin(\theta)\cos(\varphi)$, $v = \sin(\theta)\sin(\varphi)$ – направляющие косинусы углов (θ, φ) , определяющие проекции на оси x и y ПДСК единичного радиус-вектора, заданного в сферической системе координат (ССК) и ориентированного на точку наблюдения, $\text{sinc}(x) \equiv [\sin(x)]/x$.

ДН антенны, имеющей форму равностороннего шестиугольника (гексагона), можно рассчитать, воспользовавшись выражением, полученным в (Borgiotti G., 1968).

Для нормированной ДН антенны с круглой апертурой в (Balanis С.А., 1997) находим следующее выражение:

$$F_{кр}(D', \theta) = 2J_1(\pi D' \sin \theta) / (\pi D' \sin \theta) = J_2(\pi D' \sin \theta) + J_0(\pi D' \sin \theta),$$

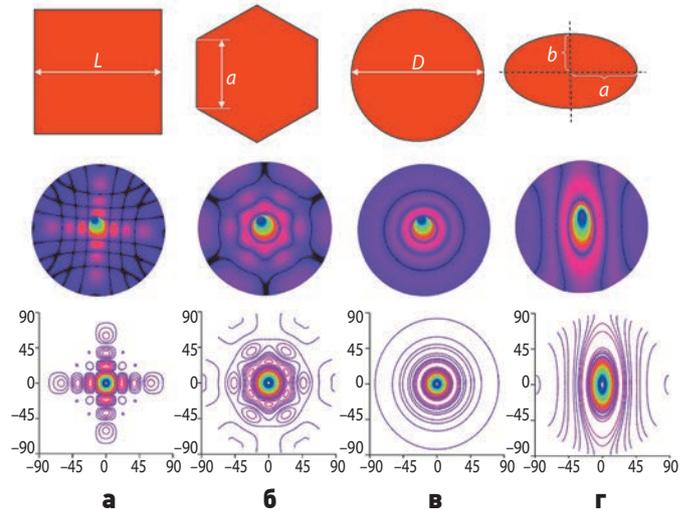


рисунок 1. Апертуры (верхний ряд), имеющие формы квадрата (а), равностороннего шестиугольника (гексагона) (б), круга (в) и эллипса (г); второй и третий ряд соответственно двухмерные и трёхмерные изображения зависимостей их нормированных ДН от углов (θ, φ) в ССК, отложенных на плоскости в полярной системе координат

где D' – диаметр круга, нормированный к длине волны; $J_n(x)$ – функция Бесселя первого рода n -порядка.

В (Lo Y.T., Husan H.C., 1965) показано, что ДН антенны с апертурой, имеющей форму эллипса, можно рассчитать, используя выражение для ДН антенны с круглой апертурой, путём простых замен переменных D' на a' и $\sin \theta$ на x :

$$F(a', x) = J_2(2\pi a' x) + J_0(2\pi a' x),$$

где $a' = a/\lambda$, $x = (\sin \theta) f(p, \varphi)$, $p = b/a$ – отношение малой полуоси эллипса к его большой полуоси, $f(p, \varphi) = \cos \varphi / \cos[\arctg(\text{ptg} \varphi)]$.

При $\varphi = \pi/2$ и $3/2\pi$ функция $f(p, \varphi)$ окажется равной p . Из определения переменной x следует, что

$$\theta = \arcsin[x/f(p, \varphi)]. \quad (2)$$

Это соотношение потребуется в последующем для определения верхнего предела интегрирования.

Для адекватного сравнения ДН, формируемой антеннами с различными формами апертуры, поступим следующим образом. Станем задавать такие длины сторон квадрата, шестиугольника и эллипса, при которых площади соответствующих фигур будут равны площади круга с диаметром D . В этом случае для квадрата его сторона принимает значение $L = 0.886D$, для шестиугольника $a = \sqrt{\pi/(6\sqrt{3})}D \approx 0.55D$ и для эллипса $a = 0.5D\sqrt{p}$, $b = 0.5D\sqrt{p}$. На рисунке 1 в верхнем ряду изображены апертуры четырёх типов, а в среднем и нижнем ряду – ДН антенн с этими апертурами при $D/\lambda = 4$.

На рисунке 2 дано сравнение ДН антенн с первыми тремя формами апертуры в двухмерном угловом

сечения. Видим, что при изменении формы апертуры меняются форма и ширина главного и боковых лепестков, а также уровень последних по отношению к главному. В целом происходит трансформация картины распределения поля, излучаемого антенной. Уровень первого бокового лепестка ДН относительно её главного лепестка для антенны с круглой апертурой составляет -17.6 дБ. Для гексагональной антенны в сечении $(u,0)$ он опускается несколько ниже этого значения, тогда как в сечении $(0,v)$ над ним возвышается. Что касается антенны с прямоугольной апертурой, то формируемый ею уровень первого бокового лепестка окажется равным -13.27 дБ, т.е. на 4.3 дБ превышает уровень первого бокового лепестка, который образуется у антенны с круглой апертурой.

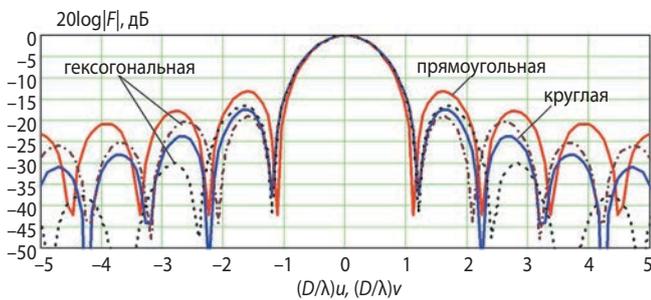


рисунок 2. Зависимость нормированной ДН от направляющих косинусов для апертур с круглой (сплошная линия), квадратной (пунктир) и гексагональной (для двух ортогональных сечений: $(u,0)$ – штрих-пунктир, $(0,v)$ – точечные линии) формами

Боковые лепестки ДН антенны с круглой апертурой, как это видно из рисунка 1, представляют собой кольца, располагающиеся концентрически относительно главного лепестка ДН. Для гексагональной антенны боковые лепестки ДН также полностью охватывают главный лепесток, но имеют форму, приближающуюся к шестерёнке. А для антенны с прямоугольной апертурой они, хотя и имеют увеличенный уровень в максимумах, тем не менее, уже заполняют не всю угловую область, окружающую главный лепесток, а сосредотачиваются лишь кучно вдоль осей (u,v) . Поэтому, чтобы выяснить, какая из этих антенн излучает в боковых лепестках большую мощность по отношению к мощности в главном лепестке, необходимо провести аккуратный количественный анализ.

Теперь рассмотрим антенны с ещё двумя часто применяемыми на практике формами апертуры – кольцевой и в виде креста Миллса, рисунок 3.

Нормированную ДН антенны с кольцевой формой апертуры можно определить как взвешенную разность нормированных ДН $F_{кр}(D', \theta)$ антенн с круглой апертурой:

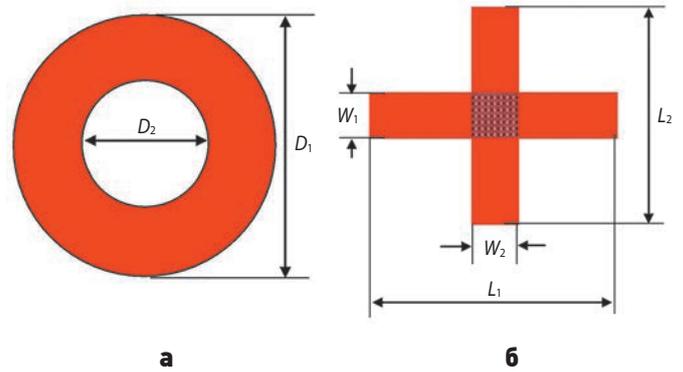


рисунок 3. Антенны с кольцевой (а) и крестообразной (б) формами апертуры

$$F_{кр}(D'_1, D'_2, \theta) = \frac{D_1'^2 F_{кр}(D'_1, \theta) - D_2'^2 F_{кр}(D'_2, \theta)}{D_1'^2 - D_2'^2},$$

где D'_1 и D'_2 – нормированные к длине волны диаметры внешнего и внутреннего кругов кольца.

Для нахождения выражения для нормированной ДН антенны с апертурой в виде креста Миллса $F_{км}$ поступаем следующим образом. Определяем нормированные ДН горизонтального и вертикального плеч, а также центральной области их пересечения $F_1 = F_{пр}(L'_1, W'_1, u, v)$, $F_2 = F_{пр}(W'_2, L'_2, u, v)$ и $F_3 = F_{пр}(W'_2, W'_1, u, v)$. Площади соответствующих субапертур окажутся равными $S_1 = L_1 W_1$, $S_2 = L_2 W_2$ и $S_3 = W_1 W_2$, соответственно. Результирующая ДН определится следующим образом:

$$F_{км} = \frac{S_1 F_1 + S_2 F_2 - S_3 F_3}{S_1 + S_2 - S_3}.$$

На рисунке 4 представлены зависимости нормированной ДН антенн с тремя формами апертуры – квадратной, круглой и кольцевой – от нормированной угловой переменной.

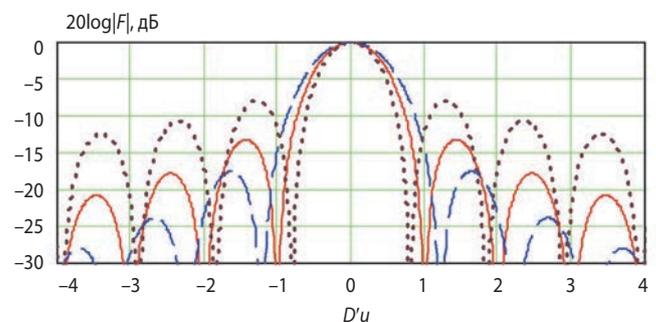
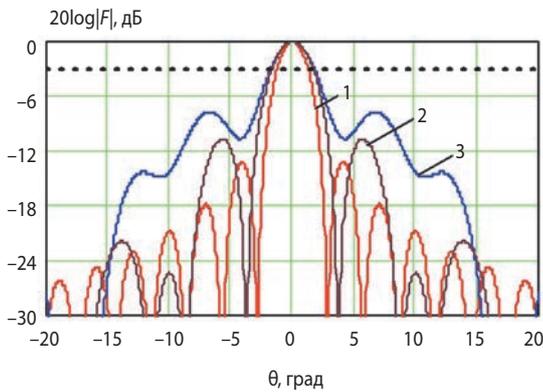
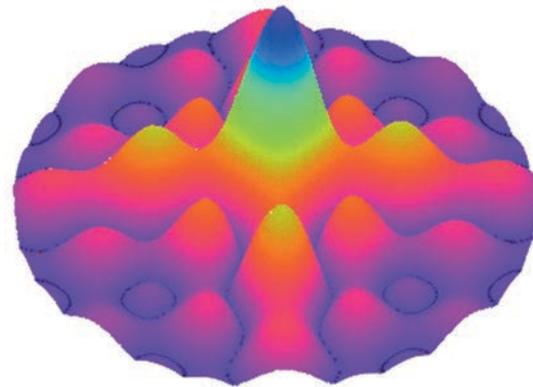


рисунок 4. Зависимости нормированных ДН антенн с тремя формами апертуры: квадратной при $L'=D'_1$ (сплошная линия), круглой (пунктир) и кольцевой (точечная линия) при $D'_1=10$ и $D'_2=0.9D'_1$ от нормированной угловой переменной



а



б

рисунк 5. Зависимость нормированной ДН от угловой переменной антенны с апертурами (а): квадратной – 1; в виде креста Миллса с длинами плеч 20λ и их отношением к ширинам 6:1 при $\varphi=45^\circ$ – 2; $\varphi=0^\circ, 90^\circ$ – 3; трёхмерное изображение ДН антенны (б)

Видим, что ДН антенны с кольцевой формой апертуры отличается от ДН антенны с круглой апертурой при одинаковом внешнем диаметре обуженным главным лепестком и увеличенным уровнем боковых лепестков. Формирование апертуры в виде системы вложенных концентрически одно в другое колец может оказаться полезным при реализации многочастотных антенных устройств.

Нормированная ДН антенны с апертурой в виде креста Миллса изображена на рисунке 5. Её анализ показывает, что при большом значении отношения длины плеча к его ширине L/W происходит сравнительно небольшое расширение главного лепестка ДН этой антенны по уровню 3 дБ, однако при этом резко возрастает общий уровень боковых лепестков. Кроме того, в отличие от ДН излучателей с прямоугольной апертурой, в ДН излучателя с апертурой в виде креста Миллса возрастает уровень боковых лепестков, лежащих на диагоналях четырёх угловых квадрантов в плоскости (u, v) .

2. Сравнение мощности сигнала в главном и боковых лепестках с общей мощностью, излучаемой антенной

Сравним мощности сигнала, излучаемого антеннами с различной формой апертуры, заключённой в главном и в боковых лепестках ДН. Все они, как это хорошо видно из рисунка 1, имеют симметрию относительно двух главных осей в плоскости (u, v) . И поскольку нас будут интересовать только отношения мощностей, излучаемых антенной в главном и в боковых лепестках, то для сокращения вычислительных затрат достаточно провести интегрирование лишь в первом квадранте плоскости (u, v) .

Для прямоугольной апертуры суммарная нормированная мощность, заключённая в первом квадранте на плоскости (u, v) , равна

$$P_{\Sigma}(L'_x, L'_y) = \int_0^1 \text{sinc}^2(\pi L'_x u) \left[\int_0^{\sqrt{1-u^2}} \frac{\text{sinc}^2(\pi L'_y v)}{\sqrt{1-(u^2+v^2)}} dv \right] du. \quad (3)$$

Выбор верхнего предела интегрирования по переменной v вытекает из того, что область физически наблюдаемых углов в плоскости (u, v) ограничена кругом $u^2+v^2 \leq 1$, поэтому на границе угловой области имеем связь $v = \sqrt{1-u^2}$. Наличие делителя $\sqrt{1-(u^2+v^2)}$ в знаменателе подынтегральной функции в (3) объясняется заменой переменных (θ, φ) на (u, v) . Действительно, $dudv = |J|d\theta d\varphi$, где якобиан

$$J = \begin{vmatrix} \partial u / \partial \theta & \partial u / \partial \varphi \\ \partial v / \partial \theta & \partial v / \partial \varphi \end{vmatrix} = \cos\theta \sin\theta.$$

Поэтому $dudv = \cos\theta \sin\theta d\theta d\varphi$, откуда следует, что элемент телесного угла, выраженный в системе координат (u, v) , имеет следующее значение:

$$d\Omega = \sin\theta d\theta d\varphi = dudv / \cos\theta = \frac{dudv}{\sqrt{1-(u^2+v^2)}}.$$

В плоскости (u, v) равные уровни главного лепестка ДН при $|F| > 0.5$ описываются фигурами, приближающимися по форме к эллипсам с полуосями $u_m = u'_m / L'_x$, $v_m = v'_m / L'_y$. Эти эллипсы можно задать в параметрической форме как $u = u_m \cos(t)$, $v = v_m \sin(t)$.

Выразим параметр t из первого равенства $t = \arccos(u/u_m)$, тогда

$$v(u) = v_m \sin[\arccos(u/u_m)] = (v'_m / L'_y) \sin\{\arccos[u / (u'_m / L'_x)]\}. \quad (4)$$

Это соотношение будет в дальнейшем использовано для определения верхнего предела интегрирования.

Значения u'_m и v'_m для точек, расположенных в главном лепестке ДН, рассчитываются из уравнений

$$\text{sinc}(\pi u'_m) - A_m = 0, \quad \text{sinc}(\pi v'_m) - A_m = 0,$$

где $A_m=10^{-L_{дб}/20}$; $L_{дб}$ – уровень ДН относительно максимума, выраженный в децибелах по мощности. Очевидно, что для любого заданного значения коэффициента A_m выполняется равенство $u_m'=v_m'$, поэтому станем обозначать его через uv_m' . Так, для $L_{дб}=3$ дБ и 6 дБ получим значения $A_m=0.707$ и 0.5, а также $uv_m'=0.443$ и $uv_m'=0.603$ соответственно. Нули на осях u и v ДН, описываемой формулой (1), записанные в терминах нормированных переменных $u_{0,i}'$ и $v_{0,k}'$, окажутся целыми и, вообще говоря, различными числами, которые совпадают с номерами соответствующих нулей $i, k=1, 2, 3 \dots$

Затем рассчитываем часть нормированной мощности, связанной с областью эллипса, заключённой, как и в (3), в первом квадранте плоскости (u, v) :

$$P(uv_m', L'_x, L'_y) = \int_0^{uv_m'/L'_x} \int_0^{v(u)} \frac{\text{sinc}^2(\pi L'_y v)}{\sqrt{1-(u^2+v^2)}} dv du. \quad (5)$$

Верхний предел внутреннего интеграла в (5) определяется соотношением (4).

Рассчитываем отношение мощности, заключённой в заданной части угловой области ДН антенны, к полной излучаемой мощности

$$P'(uv_m', L'_x, L'_y) = \frac{P'(uv_m', L'_x, L'_y)}{P_\Sigma(L'_x, L'_y)}.$$

Часть мощности, заключённой в главном лепестке по уровню 3 дБ, будет равна $P'_{3дб}=P'(0.443, L'_x, L'_y)$, а по уровню 6 дБ – $P'_{6дб}=P'(0.603, L'_x, L'_y)$. Часть мощности, заключённой в первых n лепестках ДН по их нулевому уровню, определится как $P'_n=P'(n, L'_x, L'_y)$. При малых значениях ДН $|F| < 0.1$ фигуры, описывающие контуры равного уровня ДН, по форме всё больше приближаются к прямоугольникам, и при

расчёте мощности по нулю ДН формулу (5) следует изменить, упрощая пределы интегрирования:

$$P(i, k, L'_x, L'_y) = \int_0^{i/L'_x} \int_0^{k/L'_y} \frac{\text{sinc}^2(\pi L'_y v)}{\sqrt{1-(u^2+v^2)}} dv du. \quad (6)$$

Так, мощность, заключённая в главном лепестке по нулевому уровню ДН, окажется равной $P_1=P(1,1, L'_x, L'_y)$, а суммарную мощность, заключённую в главном и первом боковом лепестке ДН, находим подстановкой в (6) значения $i=k=2$, и тогда $P_1=P(2,2, L'_x, L'_y)$. Поэтому мощность, излучённая в первых боковых лепестках, окажется равной $P_{1бок}=P_2-P_1$. Зная её величину, можно оценить отношение мощности, заключённой в первом боковом лепестке, к мощности, излучаемой всем главным лепестком $P_{1бок}/P_1$ или его частью, например определить отношение $P_{1бок}/P_{3дб}$.

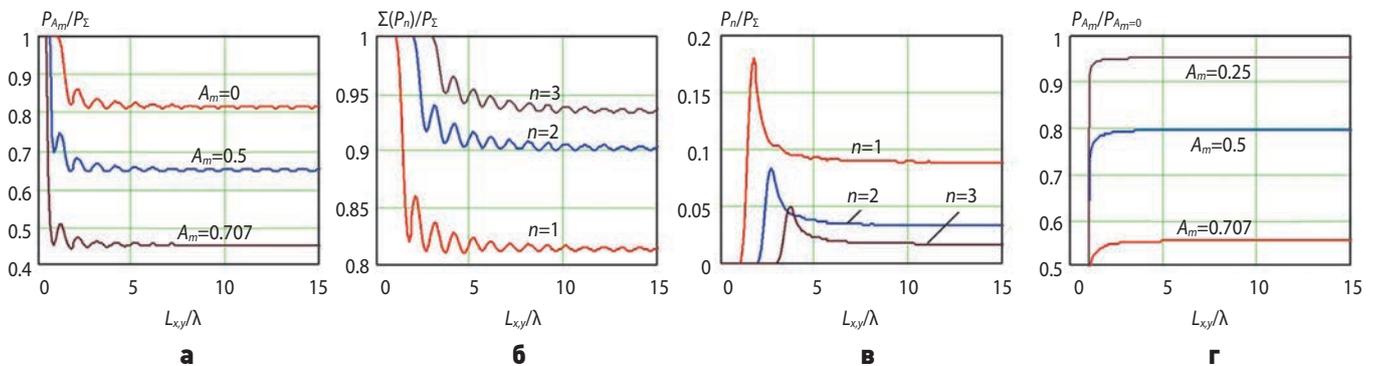
На рисунке 6 представлены зависимости отношений мощности, излучаемой антенной в заданных частях ДН, к общей излучаемой мощности от отношения длины квадратной апертуры к длине волны.

ДН антенны с круглой формой апертуры характеризуется симметрией по азимутальному углу, поэтому излучаемая ею мощность в области, заключённой в интервале углов от 0 до θ_m рассчитывается следующим образом:

$$P_{кр}(D', \theta_{\text{макс}}) = 2\pi \int_0^{\theta_m} F_{кр}^2(D', \theta) \sin(\theta) d\theta.$$

Для нахождения угла θ_m вначале решается уравнение относительно аргумента функции, определяющей нормированную ДН антенны с круглой апертурой

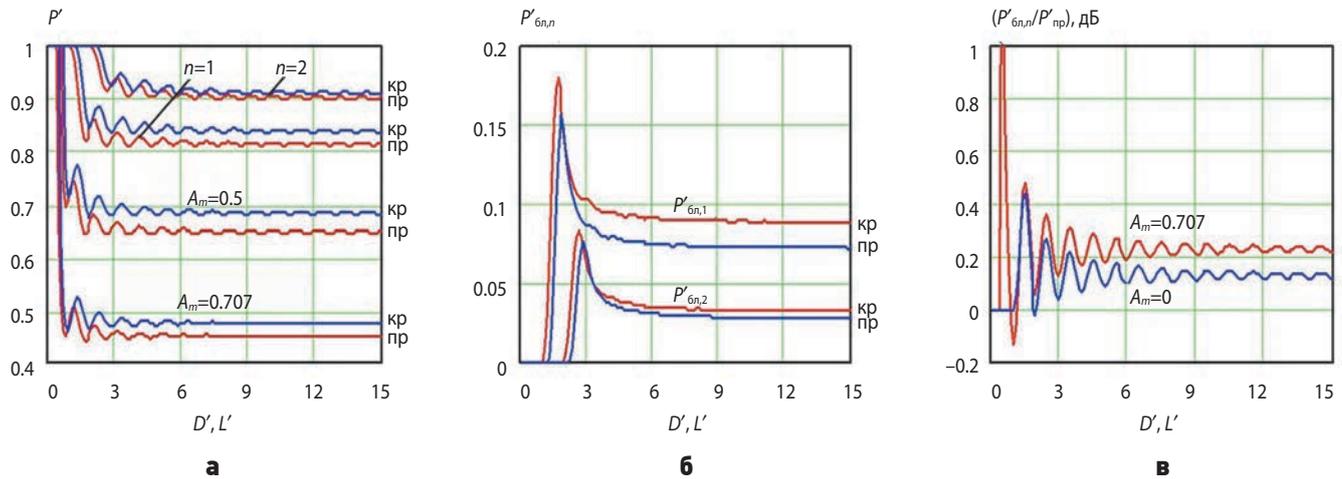
$$J_2(\pi\mu) + J_0(\pi\mu) = A_m. \quad (7)$$



а – в главном лепестке по трём его уровням; **б** – в первом, двух первых и трёх первых лепестках ДН; **в** – в первом, во втором и в третьем боковых лепестках ДН; **г** – отношение мощности в частях главного лепестка к мощности, излучаемой во всём главном лепестке.

рисунок 6. Зависимости от отношения длины квадратной апертуры к длине волны отношений мощности, излучаемой антенной в заданных частях ДН к общей излучаемой мощности

АНАЛИЗ УРОВНЯ МОЩНОСТИ В БОКОВЫХ ЛЕПЕСТКАХ ДИАГРАММ НАПРАВЛЕННОСТИ ПЛАНАРНЫХ ИЗЛУЧАТЕЛЕЙ С РАЗЛИЧНЫМИ ФОРМАМИ АПЕРТУРЫ



а – отношений мощности в главном лепестке ДН по её уровням $A_m=0.5$ и 0.707 , а также по областям, занимаемым всем главным лепестком и двумя первыми лепестками ДН к общей излучаемой мощности;

б – отношений мощности в первом и втором боковых лепестках к общей излучаемой мощности;

в – отношения отношений мощности в части главного лепестка ДН по уровню $A_m=0.707$ и во всём главном лепестке ДН ($A_m=0$) для антенн с круглой и с прямоугольной апертурой.

рисунок 7. Зависимости от нормированного размера антенн с круглой (кр) и прямоугольной (пр) апертурами

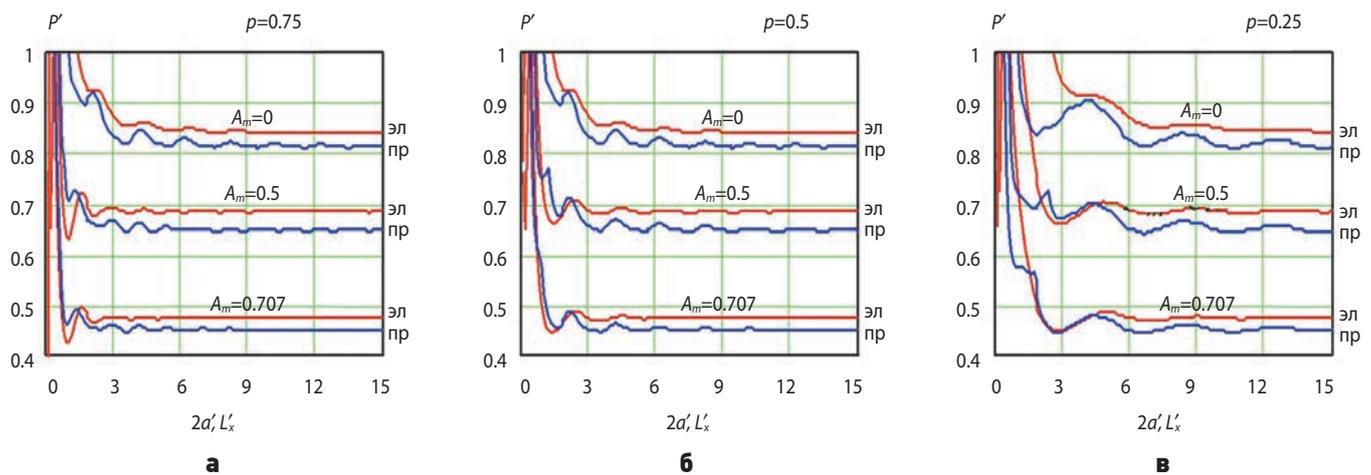


рисунок 8. Зависимости отношения мощности в главном лепестке ДН антенны по заданному уровню в нём A_m к полной излучаемой мощности от нормированных к длине волны размеров апертуры эллипса (эл) и прямоугольника при трёх значениях параметра формы p : 0.75 (**а**); 0.5 (**б**); 0.25 (**в**)

В его правой части стоит коэффициент A_m , задающий требуемый уровень нормированной ДН. Затем, после нахождения корня уравнения $\mu(A_m)$, определяется угол $\theta_m = \arcsin[\mu(A_m)/D']$. Приведём первые четыре значения нулей этого уравнения при $A_m=0$: $\mu_{01}=1.22$, $\mu_{02}=2.233$, $\mu_{03}=3.238$, $\mu_{04}=4.241$. Решение уравнения (7) для главного лепестка ДН по её уровням $A_m=0.707$ и 0.5 даёт значения $\mu_{0.707}=0.515$ и $\mu_{0.5}=0.705$.

Сравнительные результаты расчёта мощностей, излучаемых антеннами с прямоугольной и круглой апертурой в главном и боковых лепестках, представлены на рисунке 7. Из кривых, представленных

на рисунке 7в, вытекает следующий вывод: несмотря на то, что уровень максимума первого бокового лепестка антенны с круглой апертурой на 4.3 дБ превышает уровень первого бокового лепестка антенны с прямоугольной формой апертуры, тем не менее, по уровню отношения мощности, излучаемой в главном лепестке ДН, к общей излучаемой мощности преимущество антенны с круглой апертурой оказывается незначительным. А именно выигрыш составляет порядка 0.23 дБ для ДН по уровню $A_m=0.707$ и 0.15 дБ – по уровню $A_m=0$.

Для антенны с эллиптической апертурой мощность, заключённая в части ДН, ограниченной ам-

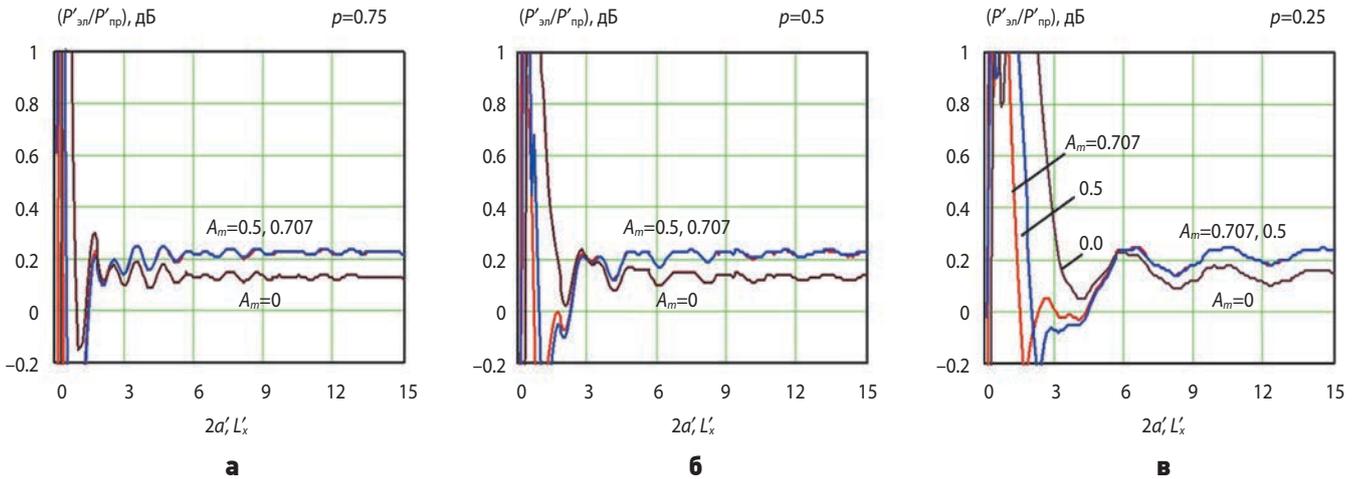


рисунок 9. Зависимости отношения отношений мощностей в части главного лепестка ДН по трём уровням: $A_m=0.707$, 0.5 и 0.0 от нормированных к длине волны размеров апертуры эллипса и прямоугольника при трёх значениях параметра формы p : 0.75 (а); 0.5 (б); 0.25 (в)

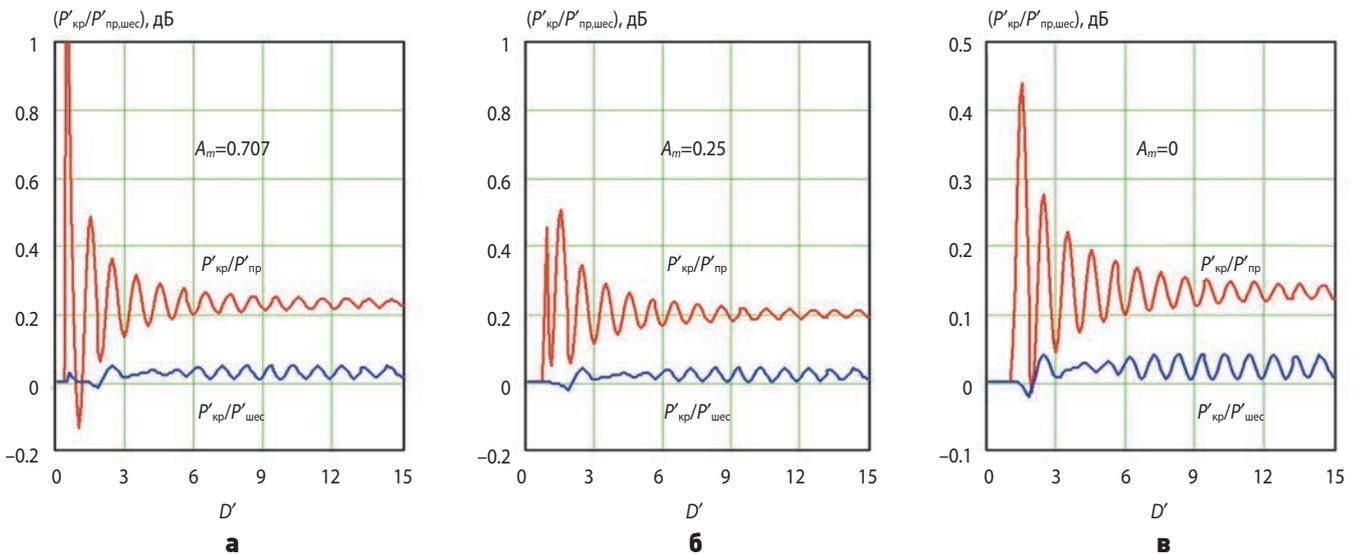


рисунок 10. Зависимости от нормированного к длине волны размера опорной антенны с круглой апертурой отношения мощности, излучаемой в части главного лепестка ДН по уровням $A_m=0.707$ (а), $A_m=0.25$ (б) и $A_m=0$ (весь главный лепесток) (в) антенн с прямоугольной и шестиугольной апертурами, к мощности, излучаемой в этих же частях главного лепестка антенной с круглой формой апертуры

плитудным уровнем A_m её главного лепестка, можно определить, выполняя следующее интегрирование:

$$P(A_m) = \int_0^{2\pi} \left\{ \int_0^{\theta_m} F_{эл}^2(\theta, \varphi) \sin(\theta) d\theta \right\} d\varphi.$$

Здесь верхний предел интегрирования $\theta_m = \arcsin\left[\frac{\mu(A_m)/(2a')}{f(p, \varphi)}\right]$ определяется из решения уравнения (7) при заданном значении уровня ДН A_m с учётом соотношения (2). Параметром p станем обозначать не только соотношение полуосей эллипса, но

и отношение сторон прямоугольной апертуры $p=L_y/L_x$. Результаты расчёта зависимости отношения мощности в главном лепестке ДН антенны по заданному уровню в нём A_m к полной излучаемой мощности от нормированных к длине волны размеров апертуры эллипса и прямоугольника при трёх значениях параметра формы p представлены на рисунке 8.

На рисунке 9 изображены зависимости выигрыша по мощности, излучаемой в главном лепестке антенной с эллиптической апертурой по трём заданным уровням, по сравнению с мощностью, излучаемой в главном лепестке антенны с прямоугольной апертурой, при трёх значениях отношения полуосей

АНАЛИЗ УРОВНЯ МОЩНОСТИ В БОКОВЫХ ЛЕПЕСТКАХ ДИАГРАММ НАПРАВЛЕННОСТИ ПЛАНАРНЫХ ИЗЛУЧАТЕЛЕЙ С РАЗЛИЧНЫМИ ФОРМАМИ АПЕРТУРЫ

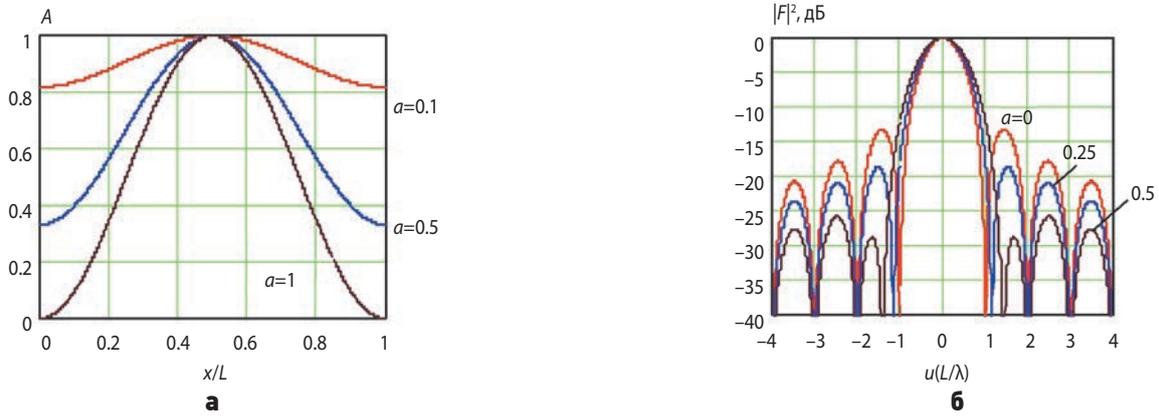


рисунок 11. Зависимость нормированной амплитуды возбуждений на ЛАР от нормированной длины при распределении сигнала в соответствии с функцией косинуса на пьедестале и различных значениях коэффициента $a=0.1, 0.5$ и 1.0 (а); зависимость нормированной ДН антенны с прямоугольной апертурой от нормированного углового параметра (б)

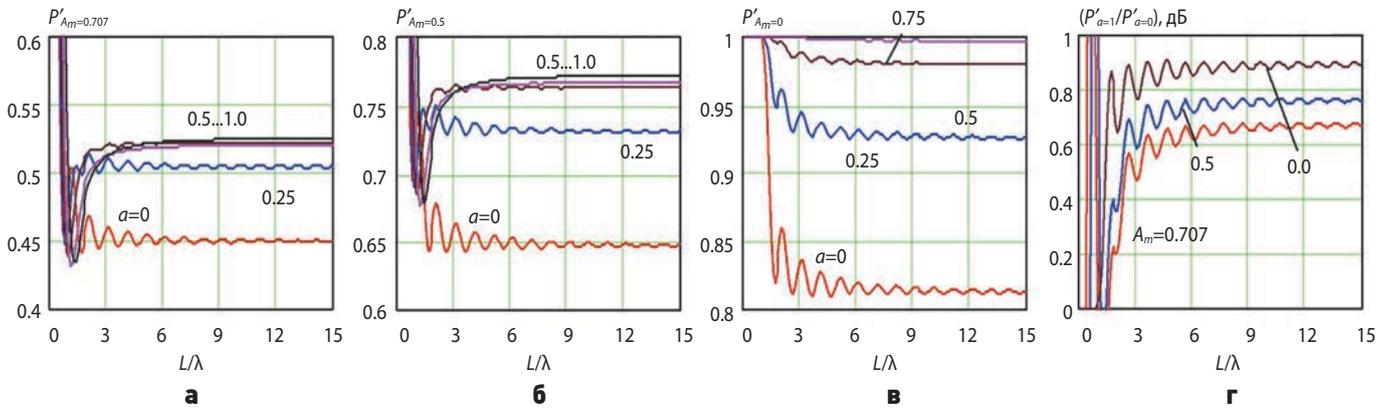


рисунок 12. Зависимости от нормированной длины стороны антенны с квадратной апертурой отношения мощности, излучаемой в части и во всём главном лепестке ДН по трём уровням: а – $A_m=0.707$; б – $A_m=0.5$; в – $A_m=0.0$ к полной излучаемой мощности; г – отношение отношений излучаемой мощности в главном лепестке к мощности, излучаемой при максимальном значении коэффициента аподизации ($a=1$) и отсутствии аподизации ($a=0$) при трёх значениях отсчётного уровня ДН: $A_m=0.707, 0.5$ и 0.0

эллипса и сторон прямоугольника от нормированных размеров этих апертур. Видим, что этот выигрыш есть, но он невелик, и составляет всего $0.15\text{--}0.22$ дБ.

Мощности, заключённые в главном и боковых лепестках ДН антенны с гексагональной формой апертуры, можно оценить, полагая, что в плоскости (θ, φ) она сосредоточена в центральном лепестке при заданном уровне отсчета по амплитуде A_m и между окружностями, углы раскрыва которых определим как

$$\theta_m = \arcsin[0.5(u'_m + v'_m) (D/\lambda)^{-1}],$$

u'_m и v'_m – нули ДН антенны с гексагональной апертурой вдоль осей $(u, 0)$ и $(0, v)$ соответственно. Интегрирование проводим следующим образом:

$$P_{\text{всех}}(\theta_m) = \int_0^{2\pi} \left\{ \int_0^{\theta_m} F_{\text{всех}}^2[u(\theta, \varphi), v(\theta, \varphi)] \sin(\theta) d\theta \right\} d\varphi.$$

На рисунке 10 приведены зависимости (от нормированного к длине волны размера опорной антенны с круглой апертурой) отношения мощности, излучаемой в части главного лепестка ДН по трём уровням антеннами с прямоугольной и шестиугольной апертурами, к мощности, излучаемой в этих же частях главного лепестка антенной с круглой апертурой. Видим, что мощности, излучаемые в главных лепестках антенн с шестиугольной и круглой апертурами, практически совпадают. Итак, по результатам проведённого анализа делаем вывод о том, что уровень мощности, излучаемой планарной антенной в главном лепестке, очень незначительно изменяется при выборе любой из форм её апертуры – круглой, эллиптической, гексагональной, наконец, прямоугольной. Причём проигрыш прямоугольной составляет всего $0.15\text{--}0.22$ дБ. Очевидно, другая ситуация складывается

для антенн с кольцевой формой апертуры и для её конфигурации в виде креста Миллса. Уровни боковых лепестков антенн с этими формами апертуры увеличены. Причём, чем большими становятся отношения внешнего диаметра кольца к внутреннему для антенны с кольцевой апертурой и длины плеча к его ширине для антенны в виде креста Миллса, тем будет выше уровень боковых лепестков ДН.

При необходимости более существенного подавления боковых лепестков ДН следует прибегнуть к одному из методов амплитудно-фазовой аподизации возбуждения апертуры. Так, при амплитудной аподизации возбуждения линейного излучателя по функции косинуса на пьедестале (КНП), рисунок 11а, распределение амплитуды принимает следующий вид:

$$s(a, L, x) = \{1 + a \cos[2\pi(x/L - 0.5)]\} / (1 + a), \quad (8)$$

где a – коэффициент аподизации, изменяющийся от 0 до 1; L – длина решётки; x – текущее значение продольной координаты.

Нормированная ДН линейного излучателя с амплитудным распределением КНП определяется следующим образом:

$$F(a, u') = \text{sinc}(\pi u') - a \frac{u' \sin(\pi u')}{\pi(u'^2 - 1)}, \quad (9)$$

где $u' = (L/\lambda)u$. При $u' = 1$ неопределённость типа ноль, поделённый на ноль, в дроби, стоящей в правой части (9), снимается, давая значение $(-1/2)$. ДН планарной антенны с излучателем прямоугольной формы, апертура которого по двум ортогональным осям возбуждается по функции (8), определяется как

$$F_{\text{пр}}^{\text{ан}} = F(a_x, u') F(a_y, v'),$$

где a_x и a_y – коэффициенты аподизации по осям x и y , соответственно $u' = (L_x/\lambda)u$, $v' = (L_y/\lambda)v$. Нормированная ДН, рассчитанная с помощью соотношения (9), изображена на рисунке 11б.

На рисунке 12 приведены зависимости от нормированной длины стороны антенны с квадратной апертурой отношения мощности, излучаемой во всём главном лепестке и в его части по трём уровням, к полной излучаемой мощности при трёх значениях коэффициента аподизации. Кроме того, представлена зависимость от L/λ отношения отношений излучаемой мощности в главном лепестке к мощности при максимальном значении коэффициента аподизации ($a=1$) и при отсутствии аподизации ($a=0$) при трёх значениях отсчётного уровня ДН $A_m = 0.707, 0.5$ и 0.0 . Видим, что амплитудная аподизация возбуждения излучателя приводит к заметно большему выигрышу в мощности, излучаемой антенной в главном лепестке ДН, чем изменение формы апертуры.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведённый анализ показал, что выбор формы апертуры излучателей в виде прямоугольника, диска, эллипса и гексагона очень незначительно влияет на суммарный уровень мощности, излучаемой в боковых лепестках ДН. Фактически следом за изменением апертуры происходит лишь переформатирование их конфигурации с очень незначительным уменьшением мощности в главном лепестке при реализации антенны с прямоугольной формой излучателя. Антенны с кольцевой апертурой и в виде кольца Миллса обладают увеличенным уровнем боковых лепестков, и их следует использовать в особенных случаях. При необходимости существенного и практически, полного подавления мощности, излучаемой антенной в боковых лепестках, следует использовать методы амплитудно-фазовой аподизации возбуждения апертуры излучателей.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

Верба В.С., Неронский Л.Б., Осипов И.Г., Турук В.Э. Радиолокационные системы землеобзора. М.: Радиотехника, 2010. 680 с.

Волченков А.С., Петров А.С., Прилуцкий А.А., Чуков В.А. Побочные главные максимумы в субапертурных антенных решётках космического базирования // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 2. С. 100-106.

Марков Г.Т., Сазонов Д.М. Антенны: учебник для радиотехнических специальностей вузов. М.: Энергия, 1975. 528 с.

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.

Balanis C.A. Antenna theory: analysis and design. N.-Y.: John Wiley & Sons, 1997. 941 p.

Borgiotti G. A synthesis method for bi-dimensional apertures // IEEE Trans. Antennas Propag. 1968. Vol. AP-16, № 2. P. 188-193.

Haykin S., Rahman H. Digital baseband processing of a Mills' cross array antenna // Can. Elec. Eng. J. 1979. Vol. 4, № 4. P. 6-10.

Lo Y.T., Husan H.C. An equivalence theory between elliptical and circular arrays // IEEE Tram. on Antennas and Propagation. 1965. Vol. AP-13. № 3 P. 247-256.

Статья поступила в редакцию 27.12.2018 г.

Статья после доработки 27.12.2018 г.

Статья принята к публикации 27.12.2018 г.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ПОВРЕЖДЁННЫХ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ СИСТЕМ ЭЛЕКТРО- СНАБЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ



А.А. Абдурахимов¹,
доцент, доктор
технических наук,
alexvenis@yandex.ru;
A.A. Abdurahimov

Разработан подход к моделированию функционирования солнечной фотоэлектрической установки, состоящей из объединённых в сложную структуру солнечных элементов (СЭ), повреждённых в различной степени в результате воздействия неблагоприятных факторов космического пространства.

Обоснован выбор расчётной схемы для построения модели единичного СЭ. Рассмотрено влияние деградации различных свойств СЭ на вольт-амперные характеристики их соединений. Предложена упрощённая модель функционирования фотоэлектрической установки на основе использования введённого коэффициента схемных потерь.

Ключевые слова: солнечная батарея; вольт-амперная характеристика; деградация; космический аппарат.

DOI: 10.26162/LS.2019.44.2.010

Солнечные батареи (СБ) являются основными элементами солнечных фотоэлектрических установок, выступающих в роли первичного источника электроэнергии в системах электроснабжения (СЭС) КА. Составляющие СБ полупроводниковые фотоэлектрические преобразователи подвержены деградации в процессе функционирования КА

¹ Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, Россия, г. Санкт-Петербург.

MODELING OF THE FUNCTIONING OF DAMAGED SOLAR PANELS OF POWER SUPPLY SYSTEM OF SPACECRAFT



А.В. Левандович¹,
кандидат технических наук,
lev-alexander@yandex.ru;
A.V. Levandovich

Developed approach to modeling the functioning of the solar photovoltaic installation, consisting of the United in the complex structure of solar cells (SC), damaged to varying degrees by the impact of unfavorable factors of outer space.

The choice of the design scheme for construction of model of single SC is proved. The influence of degradation of various properties of SC on the current-voltage characteristics of their compounds is considered. A simplified model of the photovoltaic plant operation based on the use of the introduced coefficient of circuit losses is proposed.

Key words: solar battery; current-voltage characteristic; degradation; spacecraft.

под действием различных факторов околоземного космического пространства. В этой ситуации как на этапе проектирования, так и в ходе эксплуатации КА необходим инструмент для прогнозирования технического состояния СБ, адекватно отражающий процессы деградации составляющих СБ солнечных элементов.

¹ Military-Space Academy named after A.F. Mozhayskiy, Russia, Saint-Petersburg.

Прогнозирование технического состояния СБ осложняется тем, что отдельные фрагменты батареи могут иметь существенно различную степень деградации в силу неравномерности действия неблагоприятных факторов (НФ) или неоднородности свойств СЭ, обусловленной технологией получения материалов или изготовления КА. Прогнозирование состояния СБ может быть выполнено в этом случае по результатам вычисления интегральных характеристик СБ на основе характеристик составляющих её элементарных фрагментов, под которыми следует понимать функционально обособленные или условно выделенные части батареи, в пределах которых изменение свойств в результате воздействия НФ может считаться равномерным. Учитывая размеры СЭ, стабильность различных их характеристик по всей площади элементов, равно как и возможность выполнения экспериментальных исследований влияния воздействия НФ на свойства СЭ, целесообразно рассматривать в качестве элементарных фрагментов СБ именно СЭ.

Под интегральной характеристикой СБ следует понимать вычисляемую на основе характеристик повреждённых элементарных фрагментов статистическую характеристику СБ в целом, определяющую её свойства при функционировании в составе СЭС КА. Важнейшей характеристикой СБ как элемента СЭС является генерируемая ею электрическая мощность. Однако эта величина зависит не только от состояния СБ, но и от принципов и режимов функционирования регулирующей аппаратуры в составе СЭС. Поэтому в качестве результата моделирования функционирования СБ в условиях воздействия НФ целесообразно выбрать более универсальную вольт-амперную характеристику батареи (ВАХ), определяющую её способность к генерации электроэнергии на различных режимах. Эта модель должна строиться на основе ВАХ СЭ:

$$I^{SB}(U) = f_{\text{ВАХ}}^{SB} \left(I_{(n)}^{SC}(U) \right), \quad (1)$$

где $I_{(n)}^{SC}(U)$ – множество ВАХ СЭ, входящих в состав СБ;

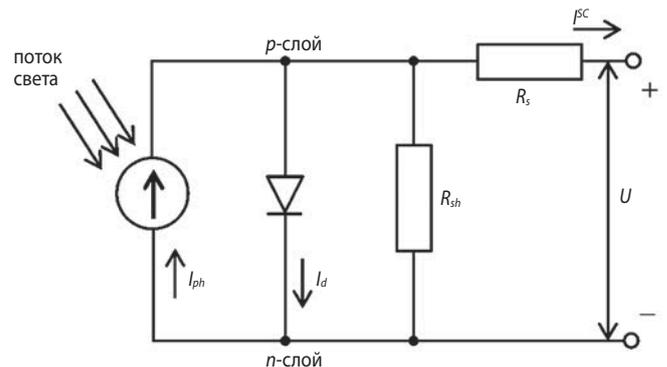
n – количество СЭ, составляющих СБ;

$f_{\text{ВАХ}}^{SB}$ – функция, связывающая характеристики СЭ с характеристиками СБ в целом.

Для построения модели (1) необходима модель отдельного СЭ, позволяющая выполнить аналитическое описание его ВАХ на основе отдельных параметров фотопреобразователей, значения которых в условиях воздействия НФ определяются в ходе экспериментального исследования.

Представление ВАХ СЭ, предназначенное для моделирования работы СБ, основывается на уравнениях, описывающих физические процессы, происходящие в фотопреобразователе, составленные применительно к выбранной эквивалентной схеме СЭ с учётом принятых допущений, упрощающих

модель. Выбор эквивалентной схемы и комплекса допущений для описания СЭ осуществляется в зависимости от решаемой задачи. Достаточно полный обзор решаемых задач и подходящих для их решения моделей элементов представлен в работах (Раушенбах Г., 1983; Бордина Н.М., 1986; Фаренбрух А., 1987; Синявский С.С., 2017). Для исследования функционирования солнечного элемента в условиях внешних воздействий, способных привести к возникновению повреждений различных типов, хорошо подходит эквивалентная схема, представленная на рисунке 1.



рисунки 1. Эквивалентная схема СЭ

Математическая модель, построенная на основном уравнении солнечного элемента (Раушенбах Г., 1983) для этой эквивалентной схемы может быть представлена выражением:

$$I^{sc} = I_{ph} - I_{rev} \left(e^{\frac{q_e(U + I^{sc} R_s)}{AkT}} - 1 \right) - \frac{U}{R_{sh}}, \quad (2)$$

где I^{sc} – ток нагрузки или выходной ток СЭ;

I_{ph} – фототок, созданный генерированными светом неосновными носителями;

I_{rev} – обратный ток насыщения;

$q_e = 1.60217653 \cdot 10^{-19}$ Кл – заряд электрона;

U – напряжение на выходе СЭ;

R_s – последовательное сопротивление СЭ;

A – экспериментально полученный коэффициент, принимающий значения от 1 до 5;

$k = 1.3806505 \cdot 10^{-23}$ Дж/К – постоянная Больцмана;

T – температура СЭ;

R_{sh} – шунтовое сопротивление СЭ.

Эта модель позволяет с достаточной точностью производить расчёт прямой ветви ВАХ СЭ с одним p - n -переходом во всем диапазоне температур и освещённости, характерном для околоземного космического пространства, а также моделировать функционирование СЭ, деградировавших в результате воздействия НФ. При необходимости эта модель может быть дополнена слагаемыми для современных гетероструктурных СЭ (Бордина Н.М., 1986; Фаренбрух А., 1987; Herbert LiE, 2000), а также для моделирования обратной ветви ВАХ, что имеет смысл при расчёте высоковольтных солнечных батарей (Раушенбах Г., 1983; Бордина Н.М., 1986).

Для определения параметров уравнения (2) в литературе (Раушенбах Г., 1983) предлагается подход, основанный на построении нормализованной ВАХ. Для этого вводят параметры:

$$\alpha = \frac{q_e U_0}{AkT}, \quad u = \frac{U}{U_0}, \quad i^{SC} = \frac{I^{SC}}{I_{max}}, \quad i_{rev} = \frac{I_{rev}}{I_{max}}, \quad (3)$$

$$Ai_{ph} = \frac{I_{ph}}{I_{max}}, \quad r_{sh} = \frac{R_{sh} I_{max}}{U_0}, \quad r_s = \frac{R_s I_{max}}{U_0},$$

где U_0 – напряжение холостого хода;
 I_{max} – ток короткого замыкания.

Нормализованное уравнение (2) принимает вид:

$$i^{SC} = i_{ph} - i_{rev} \left(e^{\alpha(u+i^{SC}r_s)} - 1 \right) - \frac{u}{r_{sh}}. \quad (4)$$

Если разрешить уравнение (4) относительно u , то может быть получен нормализованный вид зависимости напряжения на выходе СЭ от протекающего через него тока:

$$u = r_{sh} \left(i_{ph} - i^{SC} - i_{rev} \left(e^{\alpha(u+i^{SC}r_s)} - 1 \right) \right). \quad (5)$$

Известно, что $i^{SC}=0$ при $u=1$ и $u=0$ при $i^{SC}=1$. При этом уравнения (4), (5) образуют систему:

$$\begin{cases} 1 = r_{sh}(i_{ph} + i_{rev} - i_{rev} e^{\alpha}) \\ 1 = i_{ph} + i_{rev} - i_{rev} e^{\alpha r_s} \end{cases} \quad (6)$$

Следовательно, необходимо выбрать только три независимых параметра. Для удобства рекомендуется использовать α , r_s , r_{sh} (Раушенбах Г., 1983). Тогда i_{ph} и i_{rev} могут быть определены из уравнений (6):

$$i_{rev} = \frac{r_{sh} - 1}{r_{sh}(e^{\alpha} - e^{\alpha r_s})}, \quad i_{ph} = 1 + i_{rev}(e^{\alpha r_s} - 1). \quad (7)$$

Таким образом, для построения ВАХ СЭ с использованием модели (2) достаточно знать три точки нормализованной ВАХ для вычисления α , r_s , r_{sh} , значения тока короткого замыкания и напряжения холостого хода. Параметры модели (2) определяются из соотношений (3):

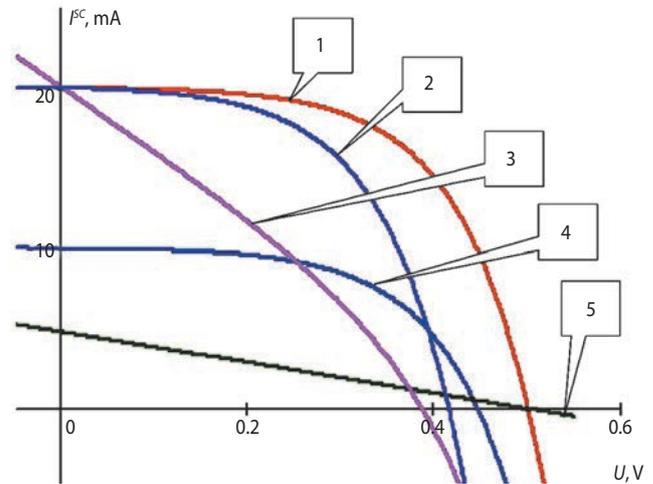
$$\begin{aligned} I_{ph} &= i_{ph} I_{max}, \quad I_{rev} = i_{rev} I_{max}, \\ A &= \frac{q_e U_0}{\alpha k T}, \quad R_{sh} = \frac{r_{sh} U_0}{I_{max}}, \quad R_s = \frac{r_s U_0}{I_{max}}, \end{aligned} \quad (8)$$

Ещё одна важная интегральная характеристика СЭ и СБ – вольт-ваттная характеристика (ВВХ), являющаяся производной от ВАХ:

$$N^{SC}(U) = I^{SC}(U) \cdot U. \quad (9)$$

Результатом воздействия НФ на СЭ является изменение параметров фотопреобразователя, входящих в уравнение (2). При этом возможна как деградация структуры и состава самого полупроводникового элемента на микроуровне, ведущая к изменению токов в зонах полупроводника, образованных основными и неосновными носителями, так и макроскопические повреждения, которые сказываются в первую очередь на характеристиках электрических соединений.

Кроме того, возможно разрушение солнечного элемента и изменение его оптических характеристик, ведущее к нарушению теплового режима СЭ или ухудшению освещённости элемента. Примеры изменения ВАХ СЭ при изменении его отдельных параметров в уравнении (2) представлены на рисунке 2.

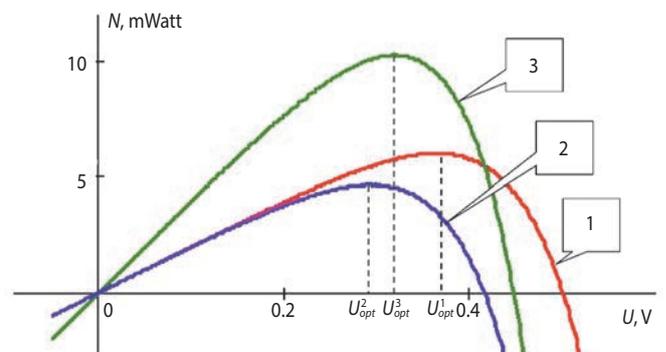


- 1 – ВАХ исходного элемента;
- 2 – трёхкратное увеличение тока обратного насыщения;
- 3 – снижение шунтового сопротивления до 25 Ом;
- 4 – двукратное снижение фототока;
- 5 – увеличение последовательного сопротивления до 100 Ом.

рисунок 2. ВАХ повреждённых СЭ

При объединении СЭ с отличными ВАХ в одну электрическую цепь неизбежно возникают потери суммарной максимальной электрической мощности, генерируемой совокупностью элементов, относительно суммы максимальных мощностей отдельных СЭ, связанные со смещением оптимальной точки ВАХ при изменении отдельных параметров повреждённых элементов.

На рисунке 3 приведён пример расчёта ВВХ двух соединённых параллельно элементов с различными ВАХ.



- 1 – ВВХ неповреждённого элемента;
- 2 – ВВХ повреждённого элемента;
- 3 – ВВХ параллельного соединения двух элементов.

рисунок 3. ВВХ параллельного соединения СЭ

При параллельном соединении СЭ все объединённые элементы генерируют электрический ток при одном и том же рабочем напряжении:

$$I^C(U) = \sum_{i=1}^m I_i^{sc}(U), N^C(U) = I^C(U) \cdot U, N_{MAX}^C = I^C(U_{opt}^C) \cdot U_{opt}^C \quad (10)$$

где $I^C(U)$ – ВАХ m параллельно соединённых СЭ;
 $N^C(U)$ – ВВХ m параллельно соединённых СЭ;
 N_{MAX}^C – максимальная электрическая мощность, которую способно генерировать параллельное соединение m СЭ в расчётных условиях;

U_{opt}^C – оптимальное напряжение, при котором параллельное соединение генерирует максимальную мощность.

Поскольку U_{opt}^3 (рисунок 3) не является оптимальным ни для одного из элементов, включённых в параллельное соединение, то оба СЭ генерируют электроэнергии меньше, чем могли бы работая по отдельности при прочих равных условиях.

При параллельном соединении СЭ в электрическую схему могут быть включены блокирующие диоды, предназначенные для предотвращения утечки тока через повреждённые участки цепи, неспособные выдержать рабочее напряжение. В этом случае модель (10) дополняется соотношением:

$$I^{BE}(U) = \begin{cases} I^E(U+U^D), & \text{если } I^E(U+U^D) \geq 0 \\ -I^D(U), & \text{если } I^E(U+U^D) < 0 \end{cases} \quad (11)$$

Здесь $I^{BE}(U)$ – ВАХ блокируемого участка цепи с учётом характеристики блокирующего диода;

$I^E(U)$ – исходная ВАХ блокируемого участка цепи;

$I^D(U)$ – обратная ветвь диодной характеристики блокирующего диода;

U^D – прямое падение напряжения на блокирующем диоде.

Для современных полупроводниковых элементов обратные токи через блокирующие диоды настолько малы, что в практических расчётах выражение (11) может быть заменено приведённой ниже упрощённой моделью без ущерба для точности моделирования:

$$I^{BE}(U) = \begin{cases} I^E(U+U^D), & \text{если } I^E(U+U^D) \geq 0 \\ 0, & \text{если } I^E(U+U^D) < 0 \end{cases} \quad (12)$$

Как правило, блокирующие диоды не используются для каждого СЭ из-за достаточно высоких электрических потерь, вызванных падением напряжения на блокирующем диоде. Блокирующие диоды применяются для защиты от обратных токов участков цепи, содержащих последовательное соединение нескольких СЭ. Выбор блокируемого участка цепи должен выполняться с учётом возможных причин и последствий обратных токов, возникающих внутри солнечной батареи, а также расхода ресурсов на обеспечение защитного блокирования.

При последовательном соединении СЭ с различными ВАХ все фотопреобразователи генерируют электроэнергию при одном и том же значении тока:

$$U^S(I) = \sum_{i=1}^n U_i^{sc}(I), N^S(I) = U^S(I) \cdot I, N_{MAX}^S = U^S(I_{opt}^S) \cdot I_{opt}^S \quad (13)$$

где $U^S(I)$ – ВАХ n последовательно соединённых СЭ;
 $N^S(I)$ – ВВХ n последовательно соединённых СЭ;
 N_{MAX}^S – максимальная электрическая мощность, которую способно генерировать последовательное соединение n СЭ в расчётных условиях;

I_{opt}^S – оптимальный ток, при котором последовательное соединение фотопреобразователей генерирует максимальную мощность.

Построение зависимости рабочего напряжения от генерируемого СЭ тока для используемой модели может быть получено из решения уравнения (2) относительно напряжения:

$$U^{SC} = R_{sh} \left(I_{ph} - I - I_{rev} \left(e^{\frac{q_c(U^{SC} + I R_s)}{AkT}} - 1 \right) \right) \quad (14)$$

При последовательном соединении СЭ в электрическую схему могут быть включены шунтирующие диоды. В этом случае модель (14) дополняется соотношением:

$$U^{ShE}(I) = \begin{cases} U^E(I + I^D(U^{ShE})), & \text{если } U^E(I) \geq 0 \\ -U^D, & \text{если } U^E(I) < 0 \end{cases} \quad (15)$$

где $U^{ShE}(I)$ – результирующая ВАХ участка цепи с учётом характеристики шунтирующего диода;

$U^E(I)$ – исходная ВАХ шунтируемого участка цепи;

$I^D(U^{ShE})$ – обратная ветвь диодной характеристики шунтирующего диода;

U^D – прямое падение напряжения на шунтирующем диоде.

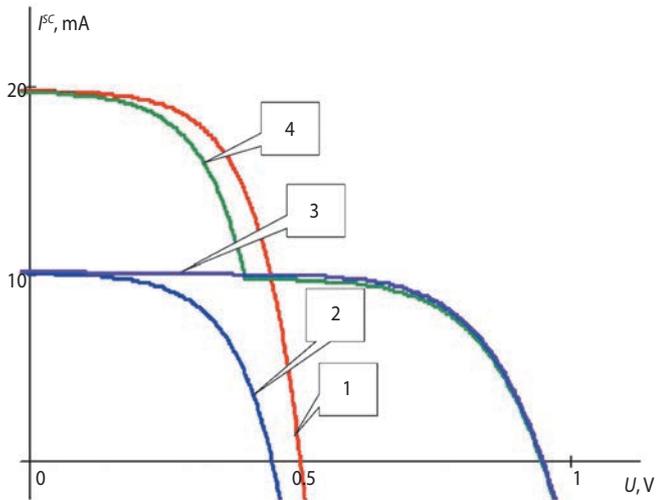
В большинстве случаев обратный ток в шунтирующем диоде настолько мал, что без ущерба для точности моделирования можно предположить, что при нормальной работе шунтируемого участка шунтирующий диод не оказывает никакого влияния на генерацию электроэнергии СЭ. Тогда модель (15) может быть заменена на:

$$U^{ShE}(I) = \begin{cases} U^E(I), & \text{если } U^E(I) \geq 0 \\ -U^D, & \text{если } U^E(I) < 0 \end{cases} \quad (16)$$

В общем случае шунтирование может выполняться не только для отдельного СЭ, но и для участка цепи, содержащего несколько СЭ с различными способами соединения. Как и для блокирующих диодов, выбор шунтируемого участка цепи должен выполняться на основе комплексного анализа особенностей деградации СЭ и различного рода потерь (массовых, габаритных, электрических), связанных с реализацией шунтирования.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ПОВРЕЖДЁННЫХ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ СИСТЕМ ЭЛЕКТРО-СНАБЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

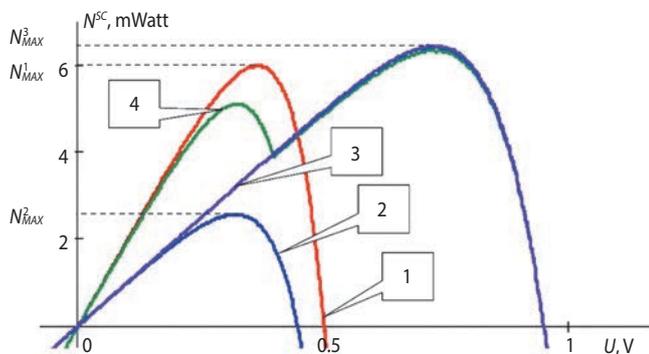
На рисунке 4 приведены ВАХ последовательного соединения двух СЭ с различной способностью к генерации фототока, определяемой параметром I_{ph} .



- 1 – ВАХ неповреждённого элемента;
- 2 – ВАХ повреждённого элемента;
- 3 – ВАХ последовательного соединения двух элементов;
- 4 – ВАХ последовательного соединения двух элементов с использованием шунтовых диодов.

рисунк 4. ВАХ последовательно соединенных СЭ

При отсутствии в соединении шунтирующих диодов (кривая 3) ток, проходящий через последовательно соединённые элементы, не может превышать наименьший ток короткого замыкания из ВАХ всех СЭ, входящих в соединение. Применение шунтирующих диодов (кривая 4) позволяет полнее использовать возможности отдельных СЭ при неравномерной деградации их свойств за счет незначительного снижения характеристик исправных батарей. ВВХ того же соединения представлены на рисунке 5.



- 1 – ВВХ неповреждённого элемента;
- 2 – ВВХ повреждённого элемента;
- 3 – ВВХ последовательного соединения двух элементов;
- 4 – ВВХ последовательного соединения двух элементов с использованием шунтовых диодов.

рисунк 5. ВВХ последовательно соединенных СЭ

Пиковые мощности СЭ достигаются при разных значениях протекающего через них тока $I_{opt}^1 \neq I_{opt}^2$, в результате чего мощность последовательного соединения двух СЭ существенно отличается от суммы максимальных мощностей отдельных элементов $N_{MAX}^3 < N_{MAX}^1 + N_{MAX}^2$.

Таким образом для получения интегральных характеристик солнечных батарей, представляющих собой в электрическом плане различные комбинации последовательных и параллельных соединений большого числа СЭ, необходимо получение ВАХ солнечной батареи в целом. В условиях неопределенности характеристик СЭ, обусловленной случайным характером деградации их свойств в результате воздействия НФ, состоятельную оценку математических ожиданий значений ВАХ батареи позволяет сформировать статистический анализ результатов численных экспериментов, поставленных на математической модели батареи, построенной с использованием соотношений (2)–(16):

$$\tilde{I}^{SB}(U) = \frac{\sum_{i=1}^n \hat{I}_i^{SB}(U)}{n},$$

где $\hat{I}_i^{SB}(U)$ – случайная реализация ВАХ СБ при проведении i -го эксперимента; n – число опытов.

Подобная модель может быть реализована в форме компьютерной программы для исследования закономерностей воздействия НФ на солнечную фотоэнергетическую установку КА. Однако, в силу того, что уравнения (2) и (14) требуют численного решения, такой подход оказывается слишком затратным при статистическом моделировании функционирования КА в условиях воздействия НФ. Кроме того, в качестве исходных данных в модели вместо параметров СЭ должны использоваться их математические ожидания, зависящие от параметров НФ, полученные на основе статистического анализа результатов экспериментальных исследований воздействия НФ на отдельные ФЭП.

В то же время часто целью моделирования функционирования СБ является получение лишь одной точки ВАХ – например, точки, соответствующей максимальной электрической мощности, генерируемой батареей, или точки, соответствующей определённому значению напряжения, для получения значения тока, которое батарея способна отдавать в бортовую сеть КА. В этом случае характеристика батареи может быть вычислена на основе расчёта соответствующих характеристик отдельных составляющих её СЭ, с учётом схемных потерь, которые возникают из-за различия параметров отдельных солнечных

элементов. Снижение мощности СБ в этом случае может быть учтено коэффициентом схемных потерь, представляющим собой отношение максимальной электрической мощности СБ при определённом значении напряжения к сумме максимальных мощностей отдельных ФЭП, составляющих батарею. Тогда для расчёта максимальной мощности СБ может быть записано выражение:

$$N_{MAX}^{SB} = k_{CL} \sum_{i=1}^{n_{SB}} N_{MAX_i}^{SC},$$

где $N_{MAX_i}^{SC}$ – максимальная электрическая мощность, генерируемая i -м СЭ в оптимальной для него точке ВАХ;

n_{SB} – количество СЭ в составе СБ;

k_{CL} – коэффициент схемных потерь.

Коэффициент схемных потерь уникален для каждой комбинации схемы коммутации солнечной батареи и физического механизма воздействия НФ. В качестве примера на рисунке 6 приведён расчёт коэффициента схемных потерь для параллельного соединения СЭ, которые в результате воздействия НФ теряют способность к генерации электрической энергии, сохраняя при этом прежние значения остальных своих параметров.

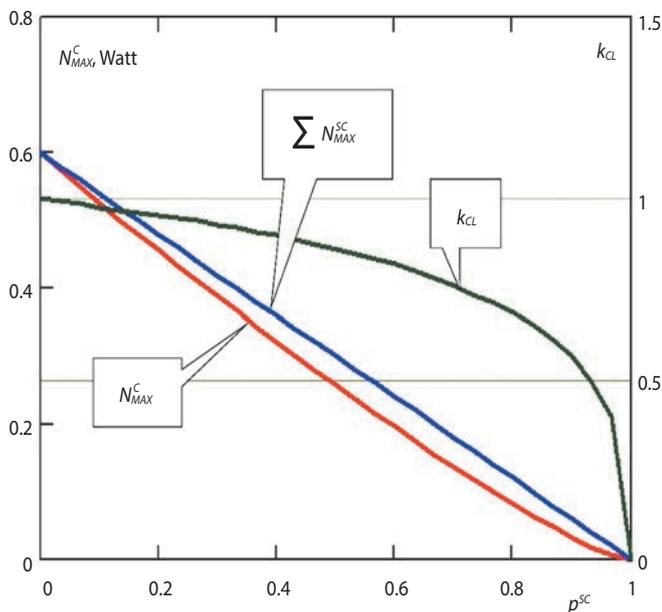


рисунок 6. Зависимость коэффициента схемных потерь от вероятности деградации свойств СЭ при параллельном соединении

Расчёт коэффициента схемных потерь для последовательного соединения СЭ, которые в результате воздействия НФ могут вдвое снизить фототок, сохраняя при этом неизменными значения остальных своих параметров, проводится аналогично.

Предложенный способ расчёта характерных параметров СБ с использованием коэффициента схемных потерь является по сути единственным методом применения существующих результатов экспериментальных исследований стойкости СЭ к воздействию факторов космического пространства, которые были выполнены ранее, но без учёта необходимости статистического исследования механизмов деградации свойств СЭ и без соответствующей статистической обработки полученных результатов. Для использования этих результатов достаточно провести единичные экспериментально-теоретические исследования с целью определения механизмов деградации СЭ и необходимое число численных экспериментов на моделях интересующих солнечных фотоэлектростанций для определения коэффициента схемных потерь.

В целом использование при проектировании КА представленного в статье подхода к моделированию функционирования солнечной фотоэлектрической установки в условиях воздействия НФ позволяет снизить объём закладываемых в систему электропитания параметрических резервов за счёт более точной оценки характеристик СБ на различных этапах лётной эксплуатации орбитальных средств.

список литературы

Бордина Н.М., Летин В.А. Моделирование вольт-амперных характеристик солнечных элементов и солнечных батарей // Электротехн. пром-сть. Сер. 22. Хим. и физ. источники тока. Обзор информ. 1986. Вып. 1 (7). С. 1-64.

Раушенбах Г. Справочник по проектированию солнечных батарей. М.: Энергоатомиздат, 1983. 360 с.

Синявский С.С., Смердов А.А., Лаврищев С.С. Исследование влияния параметров ферменной секции на напряжённно-деформированное состояние и динамические характеристики каркаса космических солнечных батарей // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 4. С. 76-81.

Статистические методы обработки результатов наблюдений: учебник для вузов / Под. ред. Р.М. Юсупова. М.: МО СССР, 1984. 563 с.

Фаренбрух А., Бьюб Р. Солнечные элементы: Теория и эксперимент. М.: Энергоатомиздат, 1987. 280 с.

Herbert LiE. Material parameters of InGaAsP and InAlGaAs systems for use in quantum well structures at low and room temperatures // Physica E. 2000. № 5. P. 215-273.

Статья поступила в редакцию 12.03.2019 г.

Статья после доработки 21.03.2019 г.

Статья принята к публикации 21.03.2019 г.

ТРЕБОВАНИЯ К МАТЕРИАЛАМ ДЛЯ ПУБЛИКАЦИИ В ЖУРНАЛЕ

1. К публикации в журнале «Вестник «НПО им. С.А. Лавочкина» принимаются статьи по космической технике и технологиям, отвечающие критериям ВАК РФ по научной новизне и апробации представленных результатов натурными экспериментами (испытаниями), летной эксплуатацией или патентами на изобретения (полезные модели). Тема и основное содержание статей предварительно согласовываются с редколлегией журнала.

2. Статьи из других организаций направляются в адрес АО «НПО Лавочкина» с сопроводительным письмом на имя генерального директора. К статье необходимо приложить оформленный акт экспертизы, заключение комиссии по экспортному контролю и рецензию.

3. Между авторами статей и редакцией журнала заключается лицензионный договор о передаче неисключительных прав.

4. Статья должна быть подписана всеми авторами. Объём статьи не должен превышать 15 страниц текста и 8 рисунков. Все страницы должны быть пронумерованы.

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

– индекс УДК (слева);

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

– основной текст;

– список литературы.

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

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

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

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

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

11. Рисунки и графики оформляются в **цветном** изображении, должны быть чёткими и не требовать перерисовки.

Шрифт текста в иллюстративном материале **Arial Reg**, со **строчных букв** (кроме названий и имён).

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

13. К статье следует приложить диск с файлами:

– сформированной статьи;

– рисунков, графиков (выполняются в форматах **jpeg** или **tiff** с разрешением не менее 300 dpi и размером не более формата A4);

– фотографий авторов (размер фотографий не менее 10×15);

– сведений об авторах.

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

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

издатель

ОРДЕНА ЛЕНИНА, ДВАЖДЫ ОРДЕНОВ ТРУДОВОГО КРАСНОГО ЗНАМЕНИ

АО «НПО ЛАВОЧКИНА»

редактор В.В. Ефанов

технический редактор А.В. Савченко

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

вёрстка А.Ю. Титова

художественное оформление журнала, обложек, оригинал-макета –

«СТУДИЯ Вячеслава М. ДАВЫДОВА»

подписано в печать 27.06.2019. формат 60×84/8.

бумага офсетная. печать офсетная. объём 11,5 печ. л. тираж 300 экз. цена свободная

отпечатано с готового оригинал-макета в книжной типографии «Буки Веди»,
115093, г. Москва, Партийный переулок, д. 1, корп. 58, стр. 2.

подписку на журнал
ВЕСТНИК
НПО имени С.А. Лавочкина
можно оформить на почте.
подписной индекс № 37156
в каталоге «Газеты и журналы»
(Роспечать)



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

адрес редакции:

141402, Московская область, г. Химки, ул. Ленинградская, д. 24.
телефоны: (495) 575-5563, (495) 575-5469, факс: (495) 575-0068
vestnik@laspacespace.ru, <http://www.vestnik.laspacespace.ru>

12 июля 2019 года с космодрома Байконур ракетой космического назначения «Протон-М» будет запущена российская рентгеновская астрофизическая обсерватория «СПЕКТР-РГ» в точку либрации L2 системы Солнце – Земля, которая придёт на смену орбитальной обсерватории «ИНТЕГРАЛ».



Отправка обсерватории «СПЕКТР-РГ» на космодром Байконур из АО «НПО Лавочкина». Рентгеновские телескопы ART-XC (Россия) и eRosita (Германия) осуществят обзор неба в режиме сканирования с высокой чувствительностью, угловым и энергетическим разрешением, а также проведут детальные исследования отдельных отобранных областей неба и новых источников излучения.

