

ЛУНА-16

доставка образцов лунного грунта на Землю

ЛУНА-17

мобильная управляемая с Земли лаборатория ЛУНОХОД-1

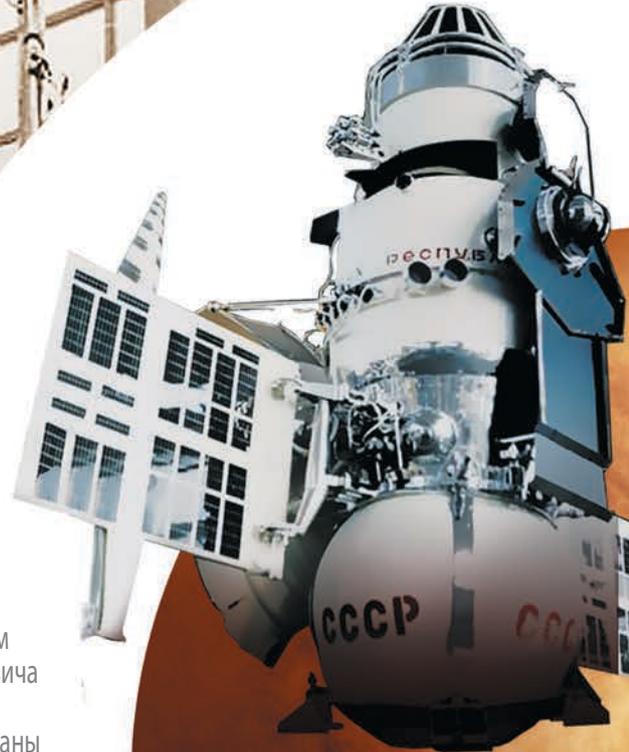


1970

НПО имени С.А. Лавочкина под руководством Георгия Николаевича Бабакина

завоевало для страны три мировых космических приоритета:

- доставка на Землю в автоматическом режиме образцов лунного грунта;
- подвижная долгоживущая научная лаборатория на Луне, управляемая с Земли;
- мягкая посадка межпланетной станции на Венеру.



ВЕНЕРА-7

первый аппарат, осуществивший передачу данных после мягкой посадки на поверхность Венеры



читайте статьи на стр. 3 и 21



25 ЛЕТ

ИНТЕРБОЛ-1

проведено углублённое изучение солнечно-земных связей;
с одновременно запущенным той же ракетой космического назначения
чешским спутником МАГИОН-4 проведены фундаментальные
длительные исследования процессов в магнитосфере Земли и контроля Солнца

с о д е р ж а н и е

Моишеев А.А., Ширшаков А.Е. К 50-летию юбилею запуска космических аппаратов «ЛУНА-16», «ЛУНА-17» и «ВЕНЕРА-7»	3
Ширшаков А.Е., Грудев И.А., Лихачев В.Н., Розин П.Е. Активное торможение для мягкой посадки на поверхность Марса. Часть 2. Управление торможением	10
Довгань В.Г., Моишеев А.А. Первенцы космических робототехнических комплексов (к 50-летию «ЛУНОХОДА-1»)	21
Иванков А.А., Куршаков М.Ю., Твердохлебова Е.М. Расчётное исследование собственной внешней атмосферы космических аппаратов разработки АО «НПО Лавочкина»	30
Деменко О.Г., Бирюков А.С., Зверев М.А. Использование ударных испытаний для оценки несущей способности элементов основной силовой конструкции космических аппаратов, выполненных из композиционных материалов	38
Кузнецов Д.А. Обеспечение виброзащиты прецизионных космических аппаратов. Часть 2. Конструкционные методы	46
Петров А.С., Волченков А.С. Ошибки определения высоты рельефа земной поверхности с помощью космических РСА, работающих в интерферометрическом режиме	50
Пелевин Ф.В., Пономарев А.В., Лоханов И.В. Экспериментальное исследование теплообмена при двумерном межсеточном движении теплоносителя в охлаждающем тракте камеры ЖРД двигателейных установок перспективных КА	61
Гаврилов Д.А., Ловцов Д.А. Новая эффективная технология переработки визуальной информации в автоматизированных оптико-электронных системах наземно-космического мониторинга	65

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**
д.т.н., профессор **С.Н. Шевченко**
к.т.н. **А.Е. Ширшаков**

редакционный совет

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

журнал является рецензируемым изданием

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



20003



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

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

the journal is a reviewed publication

founder «LAVOCHKIN ASSOCIATION»

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

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

Moisehev A.A., Shirshakov A.E.
 On the fiftieth anniversary of launch of
 LUNA-16, LUNA-17 and VENERA-7 SC 3

**Shirshakov A.E., Grudev I.A.,
 Likhachev V.N., Rozin P.E.**
 Active braking for soft landing on Mars surface.
 Part 2. Braking control 10

Dovgan V.G., Moisehev A.A.
 First-born space robotic systems
 (on the 50th Anniversary of LUNOKHOD-1) 21

**Ivankov A.A., Kurshakov M.J.,
 Tverdokhlebova E.M.**
 Design study of the own external atmosphere of spacecraft developed
 by Lavochkin Association 30

Demenko O.G., Birukov A.S., Zverev M.A.
 Evaluation of spacecraft composite structure load-carrying
 capability by shock test 38

Kuznetsov D.A.
 Providing vibration protection for precision spacecraft.
 Part 2. Construction methods 46

Petrov A.S., Volchenkov A.S.
 Errors in determining the height of the Earth's surface relief
 using space SARs operating in the interferometric mode 50

Pelevin F.V., Ponomarev A.V., Lokhanov I.V.
 Experimental studies of the heat exchange in two-dimensional
 intermesh flow of the coolant in the cooling tract of the liquid
 propellant engine chamber of advanced SC propulsion systems 61

Gavrilov D.A., Lovtsov D.A.
 The New Effective Technology of the Visual Information Processing
 in the Ground-space Monitoring Automated Optical-electronic Systems 65

the journal is a reviewed publication

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

К 50-ЛЕТНЕМУ ЮБИЛЕЮ ЗАПУСКА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ «ЛУНА-16», «ЛУНА-17» И «ВЕНЕРА-7»



А.А. Моисеев¹,
кандидат технических наук,
MoisheevAA@laspace.ru;
A.A. Moiseev

В статье излагаются концепция и исторические аспекты создания автоматических станций «ЛУНА-16», «ЛУНА-17» и «ВЕНЕРА-7», которые впервые в мире успешно выполнили уникальные научные программы, тем самым открыв дорогу мировой науке по исследованию Луны и планет Солнечной системы и предоставив неоценимый опыт для создания последующего поколения космических проектов.

Ключевые слова: Г.Н. Бабакин и его разработки; лунные экспедиции; поверхность Луны; возвратная ракета; возвращаемый аппарат; образцы лунного грунта; луноход; «ЛУНА-16»; «ЛУНА-17»; «ВЕНЕРА-7»; «ЛУНОХОД-1»; плотность атмосферы Венеры; температура у поверхности Венеры; спускаемые аппараты «ВЕНЕРА».

DOI: 10.26162/LS.2020.49.3.001

Космический аппарат «ЛУНА-14», запущенный 10 апреля 1968 года, завершил программу исследования Луны с помощью «лунников» второго поколения, выводимых на ракете-носителе «Молния» (Ефанов В.В., Долгополов В.П., 2016).

Значительное усложнение научных задач, решаемых космическими лунными экспедициями, предполагало необходимость совершенствования и усложнения кос-

ON THE FIFTIETH ANNIVERSARY OF LAUNCH OF LUNA-16, LUNA-17 AND VENERA-7 SC



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

The article covers the concept and historical aspects of development of automated LUNA-16, LUNA-17 and VENERA-7 space stations, which were for the first time in the world successfully completed outstanding scientific programs. They opened the way for the world scientific community to study the Moon and Solar system planets, obtaining the priceless heritage for creation of the next-generation space programs.

Key words: Georgy N. Babakin and his R&D work; Lunar missions; Moon surface; fly-back rocket; reentry vehicle; lunar soil samples; Moon Rover; LUNA-16 SC; LUNA-17 SC; VENERA-7 SC; LUNOKHOD-1; Venus atmosphere density; Venus surface temperature; descent vehicles of VENERA family.

мических аппаратов. Третье поколение бабакинских «лунников» было предназначено для выполнения таких сложных экспериментов, как доставка на Землю образцов лунного грунта, для и длительного исследования поверхности Луны при перемещении по ней управляемых подвижных лабораторий – луноходов, а также для разностороннего и углубленного изучения Луны и окружающего её пространства с орбиты ИСЛ.

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

Запуск новых космических аппаратов, обладающих значительно большей массой, мог осуществляться только на более мощной ракете-носителе «Протон» (рисунок 1) с разгонным блоком «Д».

Основой для «лунников» третьего поколения служил универсальный орбитально-посадочный блок многоцелевого назначения, с помощью которого на Луну или в её окрестности могли доставляться различные полезные нагрузки: луноходы, возвратные ракеты, аппаратура для дистанционного зондирования поверхности Луны (*Хартов В.В., Зеленый Л.М., Долгополов В.П. и др., 2010*).

В это время в США полным ходом шли работы по созданию космической системы «Сатурн – Аполлон», а в СССР, в ОКБ-1 под руководством В.П. Мишина, велась разработка ракеты «Н-1». Основной задачей этих проектов была доставка человека на поверхность Луны и доставка на Землю лунного грунта (*Милованов А.П., 2005*).

Г.Н. Бабакин предложил альтернативный проект по созданию нового поколения аппаратов для автоматического забора лунного грунта и луноходов с дистанционным управлением с Земли, он был энтузиастом применения автоматических станций



рисунок 1. Ракета-носитель «Протон»

и аппаратов для исследования Вселенной и уверенно подтверждал это результативной работой своих проектов. Предложение Бабакина было поддержано М.В. Келдышем и получило одобрение руководства страны.

За нашей работой внимательно следил, контролировал и ошутимо помогал секретарь ЦК КПСС Д.Ф. Устинов. Несколько раз в месяц приезжали Президент Академии наук Мстислав Всеволодович Келдыш, министр Сергей Александрович Афанасьев, его первый заместитель Георгий Александрович Тюлин (*Шевалёв И.Л., 2004*).

13 июля 1969 года, за три дня до старта американской пилотируемой экспедиции «АПОЛЛОН-11», с космодрома «Байконур» стартовала лунная станция «ЛУНА-15» с задачей посадки на Луну, забора грунта и доставки его на Землю. Это был первый аппарат из серии «лунников» нового поколения, выведенный к Луне ракетой-носителем «Протон».

На этапе посадки, на высоте около трёх километров внезапно пропал сигнал в результате жёсткого удара о горный массив на нерасчётной высоте. Анализ ситуации выявил недостаточную точность баллистико-навигационного обеспечения экспедиции, что в последующих полётах было учтено. Запуск лунной станции «ЛУНА-15» подтвердил правильность заложенных в проект технических решений и позволил активизировать реализацию «бабакинской» программы исследования Луны.

Космический аппарат «ЛУНА-16»

Ракета-носитель «Протон» ещё только проходила лётно-конструкторские испытания. В результате каждого пуска выявлялась необходимость доработок то двигателей ракеты, то блока «Д». И, наконец, 12 сентября 1970 года, после шести неудачных пусков лунных аппаратов, был произведён запуск лунной станции «ЛУНА-16» (рисунок 2) для доставки образцов лунного грунта на Землю.

Опыт работы с «ЛУНОЙ-15» и изменение стратегии баллистического прогнозирования дали положительные результаты. 20 сентября 1970 года: «Есть касание», – телеметрические датчики «ЛУНЫ-16» зафиксировали факт благополучной посадки. Лунная станция твёрдо стояла на своих четырёх «лапах» посадочного устройства в «Море Изобилия» в непосредственной близости от центра выбранной площадки с координатами 0°41' южной широты и 56°18' восточной долготы (*Автоматические космические аппараты..., 2010*).

Этот сложный и ответственный этап программы полёта завершился успешно. По рассказам участника группы управления В.Н. Сморкалова: «Как-то, находясь в Центре управления полётом в Евпатории,

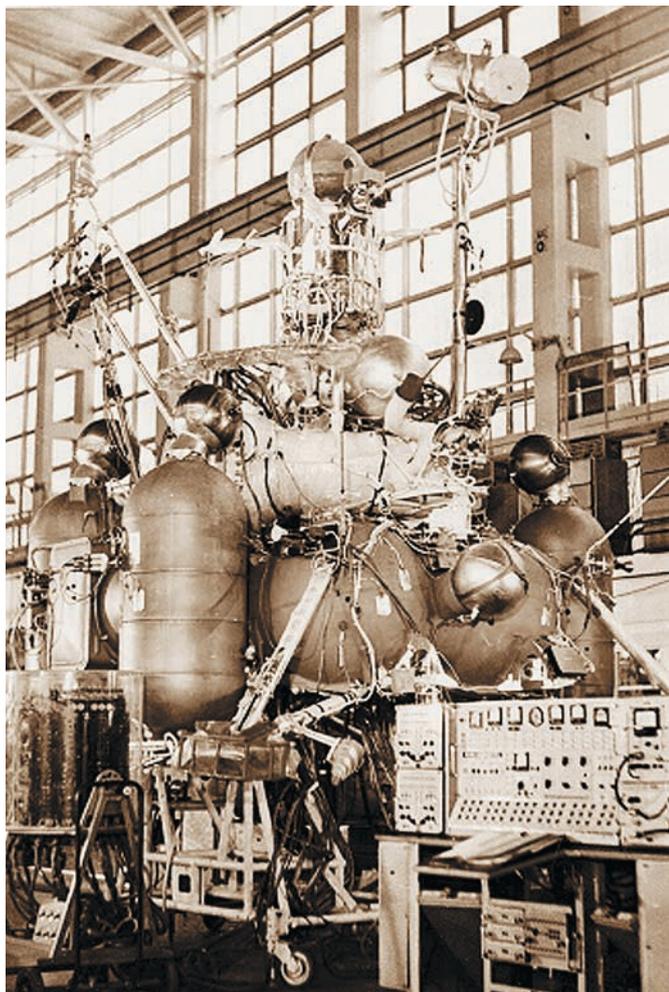


рисунок 2. КА «ЛУНА-16» сборочном цехе

в минуты передышки Георгий Николаевич шутливо заявил: «Посадите аппарат – налью полную чашу антенны коньяка!». И вот, после удачной посадки группа управления в полном составе стоит перед Главным конструктором, широко открыв рты, устремив взоры на зеркало приёмной антенны диаметром 32 метра. Немая сцена. Все рассмеялись» (Шевалёв И.Л., 2004).

Станции «ЛУНА-16» предстояло функционировать на Луне 26 часов. Провели бурение на полную глубину, перегрузили колонку лунного грунта в возвращаемый аппарат и загерметизировали капсулу.

21 сентября 1970 года возвратная ракета стартовала с лунной поверхности. Обратный путь к Земле возвратная ракета проделала без коррекции траектории. Дело в том, что проведённые ранее расчёты и проектная оценка показали значительное превышение массы лунной станции по сравнению с возможностью ракеты-носителя, если решать эту техническую задачу традиционным способом. Тогда Юлий Давыдович Волохов предложил необычное решение: попасть возвратной ракетой на территорию СССР без коррекции траектории полёта, что позволило сэкономить нужные килограммы, и, наряду с целым рядом

более мелких облегчений по разным системам и элементам конструкции, выйти на заданные массовые характеристики.

При подлёте к Земле 24 сентября возвращаемый аппарат отделился от возвратной ракеты и вошёл в атмосферу Земли со скоростью около 11 км/с. Перегрузка при этом в 350 раз превышала земную, а температура теплозащиты достигала 10 тысяч градусов по Цельсию. На высоте 14 километров от поверхности Земли возвращаемый аппарат (ВА) выпустил парашют и приземлился близ города Джезказган (рисунок 3) (Автоматические космические аппараты..., 2010).

ВА «ЛУНА-16» был доставлен на Машиностроительный завод им. С.А. Лавочкина, где из него была извлечена капсула с лунным грунтом (рисунок 4). В институте ГЕОХИ им. В.И. Вернадского капсула была вскрыта. Масса доставленного с Луны грунта составила 105 граммов (Ефанов В.В., Мартынов М.Б. и др., 2017).

Космический аппарат «ЛУНА-17»

Прошло немногим меньше двух месяцев, и 17 ноября 1970 года на поверхность Луны в районе «Моря Дождей» совершил посадку космический аппарат «ЛУНА-17», доставивший самоходный аппарат «Луноход-1». Программа полёта была та же, что и у «Луны-16», только на унифицированном орбитально-посадочном блоке вместо возвращаемой ракеты находился луноход.

18 ноября 1970 года центральные газеты СССР: «Правда», «Известия» и другие вышли с сообщением ТАСС под заголовком «Впервые в истории» и далее после двух подзаголовков: «Эксперимент ведёт лунный самоходный аппарат» и «Автоматический исследователь управляется с Земли», – приведён текст сообщения ТАСС о посадке автоматической станции «ЛУНА-17» на поверхность Луны.



рисунок 3. Возвращаемый аппарат на Земле



рисунок 4. Бабакин с капсулой лунного грунта

Попытка запуска первого лунохода (изделие 201) состоялась 19 февраля 1969 года. Пуск завершился аварией ракеты-носителя «Протон» на 52 секунде полёта вследствие разрушения головного обтекателя. После этого усилия разработчиков были перенацелены на решение задачи доставки на Землю образцов лунного грунта.

И вот вторая попытка, второй шанс по доставке лунохода на поверхность Луны. Первые три ступени ракеты-носителя и разгонный блок обеспечили выведение космического аппарата на траекторию полёта к Луне. После проведения двух коррекций 15 ноября включился двигатель орбитально-посадочного модуля на торможение, и КА «ЛУНА-17» вышел на орбиту ИСЛ. 17 ноября КА «ЛУНА-17» совершил мягкую посадку в западной части «Моря Дождей».

Для управления луноходом было создано два расчёта экипажа по пять человек. В расчёт экипажа входили: командир, водитель, штурман, бортиженер, оператор ОНА. После осмотра места посадки и развёртывания трапов «ЛУНОХОД-1» с Земли прошла команда: «Первая – вперёд» – и луноход осторожно двинулся вниз по трапам. На поверхности Луны появилась первая колея нашего «ЛУНОХОДА-1», который приступил к выполнению программы на-

учно-технических исследований и экспериментов (рисунок 5).

В ходе выполнения экспедиционной программы за 116 сеансов движения «Луноход-1» прошёл расстояние 10540 метров, что позволило обследовать лунную поверхность на площади 80 000 м². На Землю было передано 200 телефотометрических панорам и около 20 тысяч снимков малокадрового телевидения. Проведено 537 измерений физико-механических свойств лунного грунта устройством конусно-лопастного штампа (ПРОП). С помощью спектрометрической аппаратуры «РИФМА» проведены исследования химического состава лунного грунта в 25 точках рельефа. Радиометр РВ-2Н и рентгеновский телескоп РТ-1 проводили замеры интенсивности галактических космических лучей, космического рентгеновского фона и дискретных рентгеновских источников. Эксперименты по лазерной локации Луны с помощью уголкового отражателя позволили получать высокоточные измерения параметров системы Земля – Луна с погрешностью не более трёх метров (*Автоматические космические аппараты...*, 2010).

Движение лунохода осуществлялось только в период лунного дня, когда шла подзарядка от солнечной батареи и можно получать видеoinформацию для управления движением. Перед наступлением лунной ночи Луноход разворачивался по азимуту в направлении будущего восхода Солнца, крышка с фотогенераторами закрывалась. При ночной температуре поверхности Луны минус 150°С бортовые системы лунохода согревались радиоизотопным тепловым генератором. Двухнедельные лунные дни сменяли двухнедельные лунные ночи. Наступало очередное лунное утро, и луноход, послушно подчиняясь командам с Земли, приступал к работе.

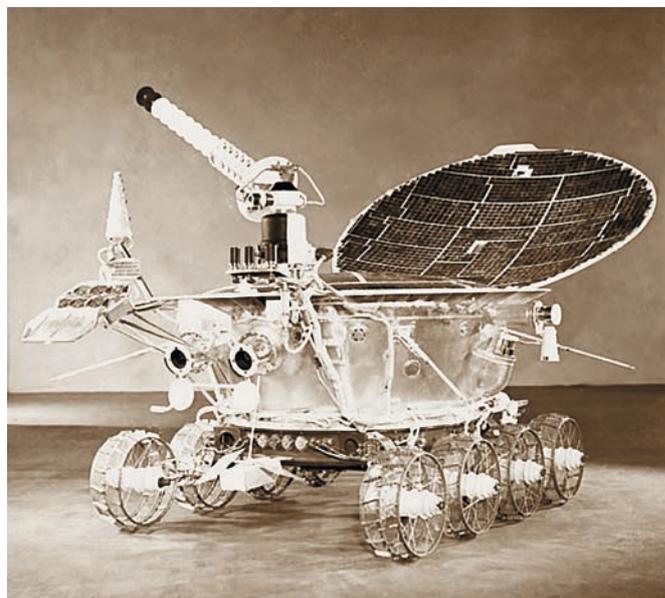


рисунок 5. «ЛУНОХОД-1»

За время своего путешествия по Луне «ЛУНОХОД-1» побывал во множестве кратеров, преодолел каменистые россыпи лунного хаоса. После выполнения предусмотренной трёхмесячной программы он исправно трудился на поверхности Луны ещё полгода, передавая на Землю ценную научную информацию до 30 сентября 1971 года.

Космический аппарат «ВЕНЕРА-7»

В этом же 1970 году произошло ещё одно важное событие мирового значения – 15 декабря спускаемый аппарат КА «ВЕНЕРА-7» достиг поверхности планеты Венера. Но путь к этому результату был драматичным и долгим.

20 июля 1966 года вышло Решение комиссии Президиума Совета Министров СССР по военно-промышленным вопросам (ВПК), предписывающее Машиностроительному заводу им. С.А. Лавочкина изготовить и запустить в 1967 году две автоматические межпланетные станции к Венере (*Автоматические космические аппараты...*, 2010).

После анализа результатов предшествующих трёх экспедиций аппаратов ЗМВ1, разработанных в ОКБ-1 под руководством С.П. Королёва, в ОКБ Г.Н. Бабакина в проекте «ВЕНЕРА-4» были проведены существенные доработки орбитального аппарата: изменена конструкция панелей солнечных батарей, существенно переделана система терморегулирования, проведены доработки бортовых приёмников и АФС, установлены датчики наличия Венеры.

Большие изменения коснулись и спускаемого аппарата (СА) «ВЕНЕРА-4». Проект СА «ВЕНЕРА» в ОКБ-1 опирался на модель атмосферы Венеры, разработанную Академией наук СССР: температура у поверхности 330–350°C, давление 1,5–5 атм. Затем модель атмосферы была откорректирована по значениям температуры: 425°C и давления: 1–10 атм. СА «ВЕНЕРА-4» был спроектирован на предельное внешнее давление в 10 атм, но при спуске в атмосфере Венеры в 1967 году он был раздавлен, не доходя до поверхности, внешним давлением в 18,5 атм (*Лемешевский С.А., Графодатский О.С. и др.*, 2017).

В этот же период американский аппарат «МАРИНЕР-5» с пролётной траектории дистанционно замерил давление у поверхности Венеры, оно составило, по их оценкам, 20 атм. На основании этих данных было принято решение доработать корпус последующих аппаратов – «ВЕНЕРА-5» и «ВЕНЕРА-6» под расчётное разрушающее давление 25 атм. При спуске на парашюте спускаемые аппараты станции «ВЕНЕРА-5» и «ВЕНЕРА-6» в мае 1969 года были раздавлены атмосферой Венеры при давлении 26,5 атм.

Комиссия Академии наук под руководством М.В. Келдыша пришла к заключению, что давление

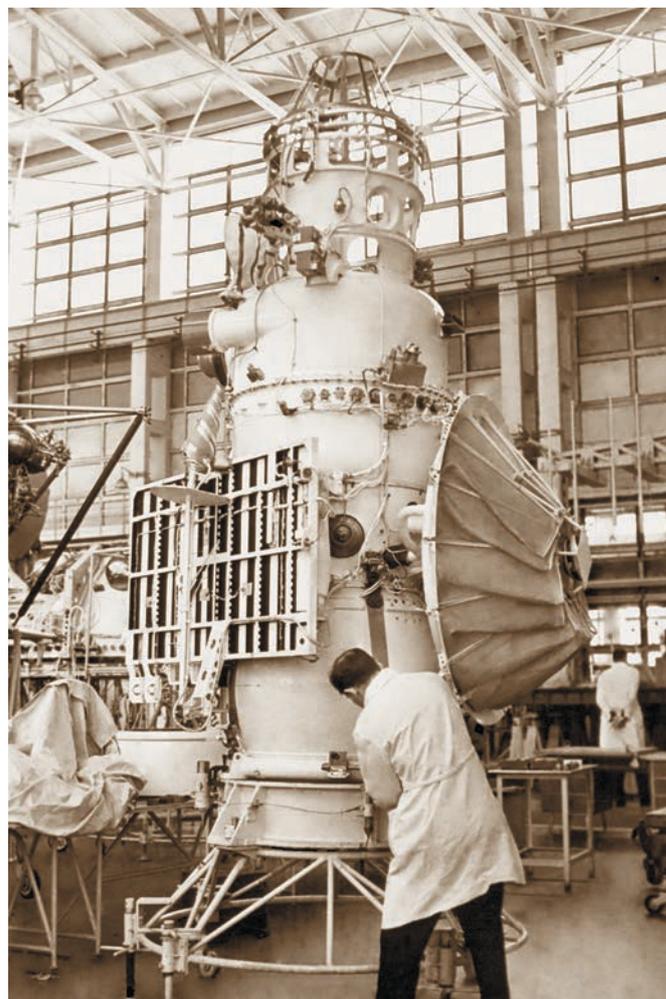


рисунок 6. КА «ВЕНЕРА-7» в цехе сборки

атмосферы Венеры у поверхности может достигать значения 70 кг/см².

Однако Г.Н. Бабакин, утверждая техническое задание на разработку очередного КА «ВЕНЕРА-7», принял решение создать новую конструкцию корпуса СА, выдерживающую давление 150 атм. Это породило целый ряд проблем, учитывая, что времени до пуска оставалось всего один год. Чтобы выдержать такое давление, корпус спускаемого аппарата изготовили не из алюминиевого сплава АМг-6, как у предыдущих СА «ВЕНЕРА», а из титанового сплава с обеспечением его прочности при разрушающем давлении 180 атм. Была доработана теплоизоляция нижней полусферы, установлено амортизирующее устройство, изменена конструкция теплообменника СА. Масса спускаемого аппарата составила 500 кг против 410 кг у «ВЕНЕРЫ-5, -6».

КА «ВЕНЕРА-7» (рисунок 6) запущен с космодрома Байконур 17 августа 1970 года ракетой-носителем «Молния». Разгонный блок «Л» обеспечил выведение на траекторию полёта к Венере. В конце четвёртого месяца полёта началась подготовка к посадке спускаемого аппарата, в том числе проведено захо-



рисунок 7. КА «ЛУНА-25»



рисунок 8. КА «ЭКЗОМАРС» при подготовке к испытаниям

лаживание СА до температуры в диапазоне от минус 5°C до минус 10°C и произведён заряд химической батареи СА.

При входе спускаемого аппарата в атмосферу Венеры его скорость относительно планеты составляла 11,5 км/с. Максимальные перегрузки при спуске достигали 380 единиц, а температура перед теплозащитной оболочкой равнялась 11 000°C. На высоте 55 км от поверхности Венеры автоматика ввела парашютную систему, и СА «ВЕНЕРА-7» впервые в мире совершил посадку на поверхность Венеры на ночной её стороне, в 2000 км от утреннего терминатора (*Автоматические космические аппараты...*, 2010).

Сеанс посадки проходил нештатно: отказал телеметрический коммутатор, который смог передавать только один, но очень важный параметр: «температура за бортом» – у поверхности её значение достигало 475°C. Кроме этого, во время спуска разделились два узла крепления строп парашюта. В такой ситуации парашют работал как тормозное ленточное устройство, что при высокой плотности атмосферы Венеры позволило все же сохранить работоспособность аппаратуры СА при ударе о поверхность. Время спуска вместо расчётного 60 минут составило 35 минут, что

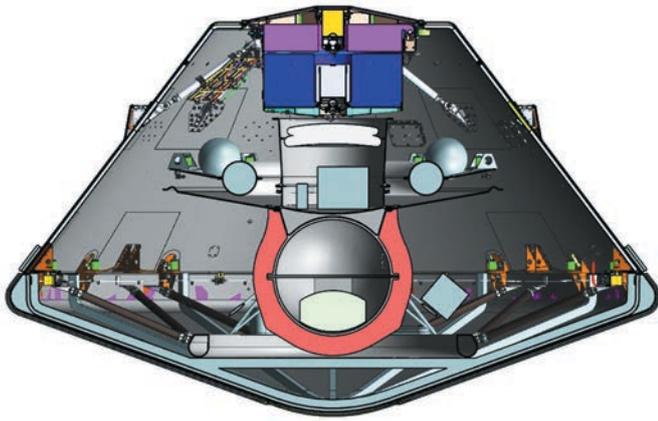


рисунок 9. Спускаемый аппарат «ВЕНЕРА-Д»

даже несколько сдержало рост температуры внутри приборного отсека. В общей сложности СА передавал информацию на Землю в течение 53 минут, в том числе около 23 минут – с поверхности планеты.

После расшифровки и анализа телеметрической информации было рассчитано давление у поверхности Венеры, которое оказалось равным 90 атм.

Каким полезным в этой экспедиции оказался запас по прочности корпуса СА, назначенный Г.Н. Бабакиным. И как было бы обидно разработчикам, если бы они спроектировали корпус на заданное ТЗ Академии наук значение 70 атмосфер... (Шевалёв И.Л., 2004).

Следует вспомнить, что для проверки работоспособности венерианских спускаемых аппаратов на предприятии была построена уникальная, не имеющая аналогов в мире камера высокого давления. Она позволяла проводить испытания технологического аналога лётного СА с полной имитацией воздействующей атмосферы как по составу, так и по темпу нарастания температуры и давления до значений 540°C и 150 кг/см² соответственно.

Главный теоретик отечественной космонавтики рассматриваемого периода президент Академии наук СССР М.В. Келдыш так говорил об успехах наших автоматических космических аппаратов: «Полёты советских космических аппаратов на Луну и планеты показали, что у автоматов огромные, поистине безграничные возможности... Генеральная линия советской космонавтики строится на рациональном сочетании автоматических и пилотируемых средств познания Вселенной» (Шевалёв И.Л., 2004).

ВЫВОДЫ

Подводя итоги деятельности коллектива НПО им. С.А. Лавочкина 50-летней давности, следует отметить высокий творческий потенциал, который позволял решать сложные уникальные научно-технические задачи в период становления отечественной

космической отрасли (Шуришаков А.Е., Карчаев Х.Ж., Мошшеев А.А и др., 2019).

Школу создателей высокотехнологичной техники, основанную С.А. Лавочкиным и продолженную Г.Н. Бабакиным, удалось сберечь. Сегодня она развивается в новых космических проектах (рисунки 7, 8 и 9).

За последнее время наш коллектив пополнился молодыми профессионалами и руководителями, которым предстоит решать не менее сложные задачи. И как здесь не вспомнить слова, которые не раз слышали от Георгия Николаевича: «Любое дело без достойной смены обречено и бесперспективно».

список литературы

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

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

Ефанов В.В., Мартынов М.Б., Карчаев Х.Ж. Летательные аппараты НПО имени С.А. Лавочкина (к 80-летию предприятия) // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 2. С. 3-16.

Лемешевский С.А., Графодатский О.С., Карчаев Х.Ж., Воронцов В.А. Космические аппараты для контактных исследований планеты Венера. Опыт и перспективы (к 80-летию НПО имени С.А. Лавочкина и 50-летию космического аппарата «ВЕНЕРА-4») // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 2. С. 52-58.

Милованов А.П. Записки руководителя оборонного предприятия: взгляд изнутри. М.: Изд-во МАИ, 2005. 232 с.

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

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

Шуришаков А.Е., Карчаев Х.Ж., Мошшеев А.А. и др. На шаг впереди (к 80-летию ОКБ НПО имени С.А. Лавочкина) // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 2. С. 3-18.

Статья поступила в редакцию 02.10.2020

Статья после доработки 02.10.2020

Статья принята к публикации 02.10.2020

АКТИВНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ ДЛЯ МЯГКОЙ ПОСАДКИ НА ПОВЕРХНОСТЬ МАРСА ЧАСТЬ 2. УПРАВЛЕНИЕ ТОРМОЖЕНИЕМ*

ACTIVE BRAKING FOR SOFT LANDING ON MARS SURFACE PART 2. BRAKING CONTROL



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



И.А. Грудев¹,
grudevvia@laspace.ru;
I.A. Grudev



В.Н. Лихачев¹,
кандидат
технических наук,
likhachev@laspace.ru;
V.N. Likhachev



П.Е. Розин¹,
кандидат
технических наук,
rozinpe@rambler.ru;
P.E. Rozin

Выполнение мягкой посадки космического автоматического аппарата на поверхность Марса требует реализации нескольких технически сложных этапов полёта. Заключительным из них является активное торможение с использованием реактивного двигателя управляемой тяги.

В данной статье приводится анализ условий полёта до и в процессе активного торможения, определяется состав технических средств для управления движением, представлены один из возможных профилей торможения, последовательность режимов активного торможения, алгоритмы наведения и управления, результаты математического моделирования.

Ключевые слова:

*посадочный аппарат;
гравитационное ускорение;
средства инерциальной навигации;
ориентация;
наведение;
управление;
тяга;
тормозной двигатель.*

DOI: 10.26162/LS.2020.49.3.002

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

Execution of soft landing of unmanned spacecraft on Mars surface requires implementation of several technically challenging flight phases. The final one is an active braking using a steerable thrust jet engine. This article presents analysis of the flight environment before and during the course of the active braking, defines a composition of technical means for motion control, overviews one of the possible braking profiles, sequence of the active braking modes, algorithms of guidance and control, mathematical simulation results.

Key words:

*lander;
gravity acceleration;
inertial navigation aids;
attitude;
guidance;
control;
thrust;
braking engine.*

* Начало статьи см. в журнале «Вестник «НПО им. С.А. Лавочкина». Ч. 1. 2020. № 2. С. 13-21.

3. Управление движением ПА при работе ТД

Основная задача управляемого торможения состоит в снижении скорости спуска после отделения парашютной системы и переводе посадочной платформы на поверхность Марса с конечными параметрами движения, не превышающими возможности посадочных опор. Посадочное устройство ПА, как правило, представляет собой три-четыре посадочные опоры, подкреплённые подкосами. Для поглощения энергии удара и сохранения устойчивости ПА на грунте после касания посадочных опор с поверхностью необходимо (Артемов А.В. и др., 2019), чтобы:

- вертикальная скорость контакта не превышала 2...3 м/с;
- горизонтальная скорость была не более 1...2 м/с,
- отклонение продольной оси от гравитационной вертикали не превышало 7°. При этом рассматривается возможность приземления и дальнейшего сохранения устойчивого положения ПА на поверхности с уклоном до 15°.

3.1. Профиль посадки ПА

Суммируя особенности спуска посадочного модуля под парашютом и учитывая задачи управляемого торможения, должны выполняться следующие операции:

- отделение аэродинамического экрана, в результате чего освобождается полусфера для работы двигателей стабилизации и ДИСД;
- раскрытие посадочных опор для их фиксации перед будущим контактом с поверхностью;
- включение алгоритмов «демпфирования», – управление работой двигателей стабилизации для снижения угловой скорости вращения ПА до значений, не превышающих 0.5–2°/с, что существенно облегчит работу ДИСД при спуске на парашюте;
- приём информации от ДИСД после удаления аэродинамического экрана на достаточное расстояние;
- коррекция и счисление навигационных параметров при использовании информации ДИСД;
- прогноз момента включения тормозного двигателя и отделения защитного кожуха с парашютом;
- расчёт алгоритмов наведения и управления движением;
- формирование управляющих команд для двигательной установки.

Момент включения ТД прогнозируется в функции текущих значений высоты и вертикальной скорости. Критерием включения является достаточность оставшегося перепада высот для выполнения:

- снижения в течение режима «Прогрев» ТД ещё на парашюте;

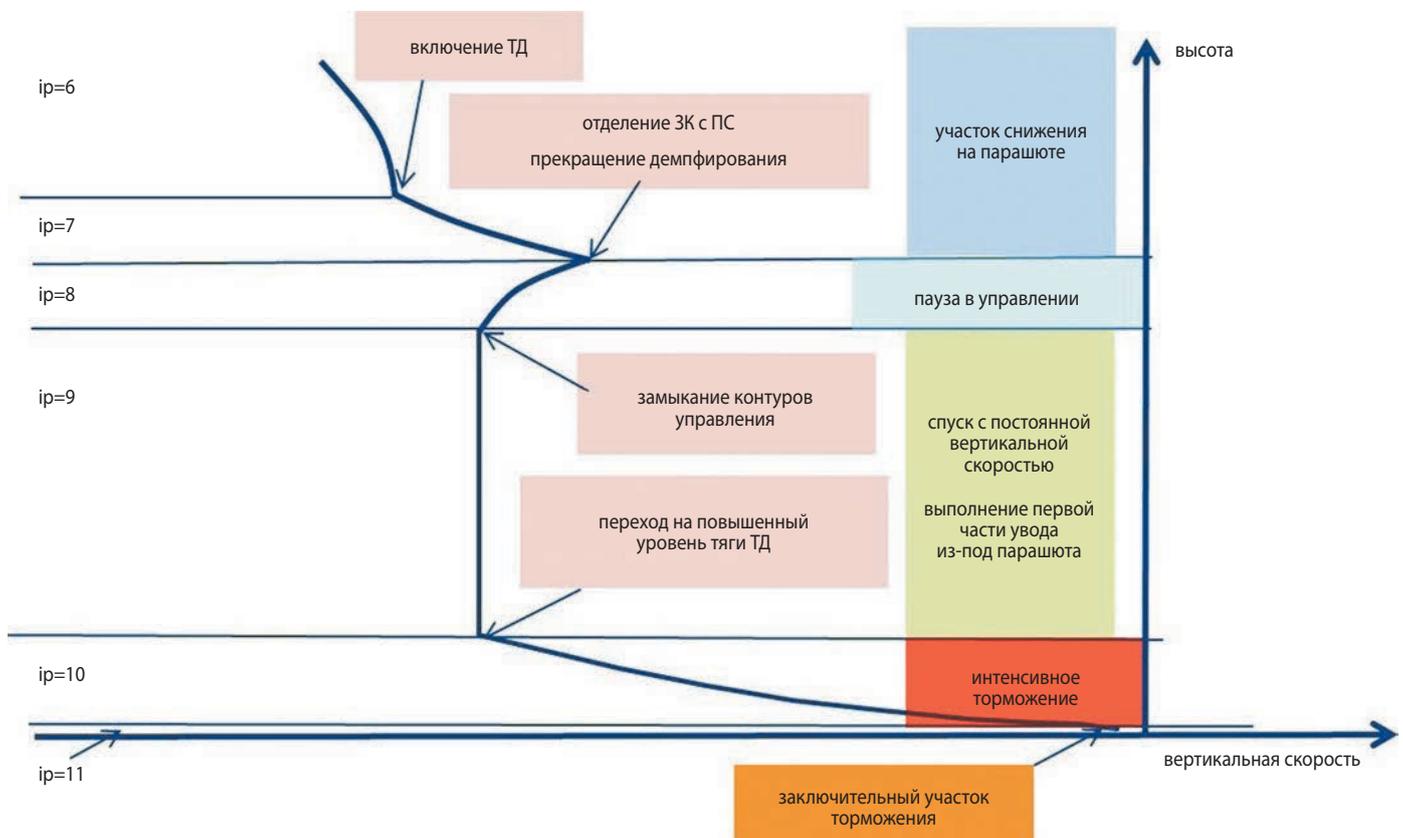


рисунок 7. Профиль «Посадка» ПА

АКТИВНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ ДЛЯ МЯГКОЙ ПОСАДКИ НА ПОВЕРХНОСТЬ МАРСА ЧАСТЬ 2. УПРАВЛЕНИЕ ТОРМОЖЕНИЕМ

- снижения в течение 1 с после отделения кожуха и парашюта для их безопасного расхождения с ПА (по завершении этого интервала времени выполняется замыкание контура управления в канале «высота-вертикальная скорость» и в каналах «ориентация-горизонтальная составляющая скорости»);
- снижения с постоянной скоростью, зафиксированной на момент замыкания контуров управления (фиксированная длительность участка набора горизонтальной скорости увода);
- снижение с интенсивным торможением вертикальной и горизонтальной скорости (переход на интенсивное торможение определяется достижением определённого соотношения между высотой и вертикальной скоростью);
- снижением на заключительном участке до контакта ПА с поверхностью.

Профиль посадки в координатах высота – вертикальная скорость представлен на рисунке 7.

Параметры движения в момент включения ТД в режим «Прогрев» определяются:

- разбросом угла входа капсулы в атмосферу;
- распределением плотности атмосферы в функции высоты;
- аэродинамическими характеристиками капсулы и их отклонениями от номинала;
- алгоритмами ввода в действие и характеристиками парашютной системы.

Согласно статистическим расчётам траекторий спуска и посадки на момент отделения кожуха

с парашютом максимальная горизонтальная скорость составляет 25 м/с, максимальная вертикальная скорость – 45...65 м/с, а минимальная порядка 30 м/с. Соответственно максимальная высота при $n=2$ на этот момент составляет 1000...1500 м, минимальная – 600 м.

3.2. Алгоритмы навигации, наведения и управления

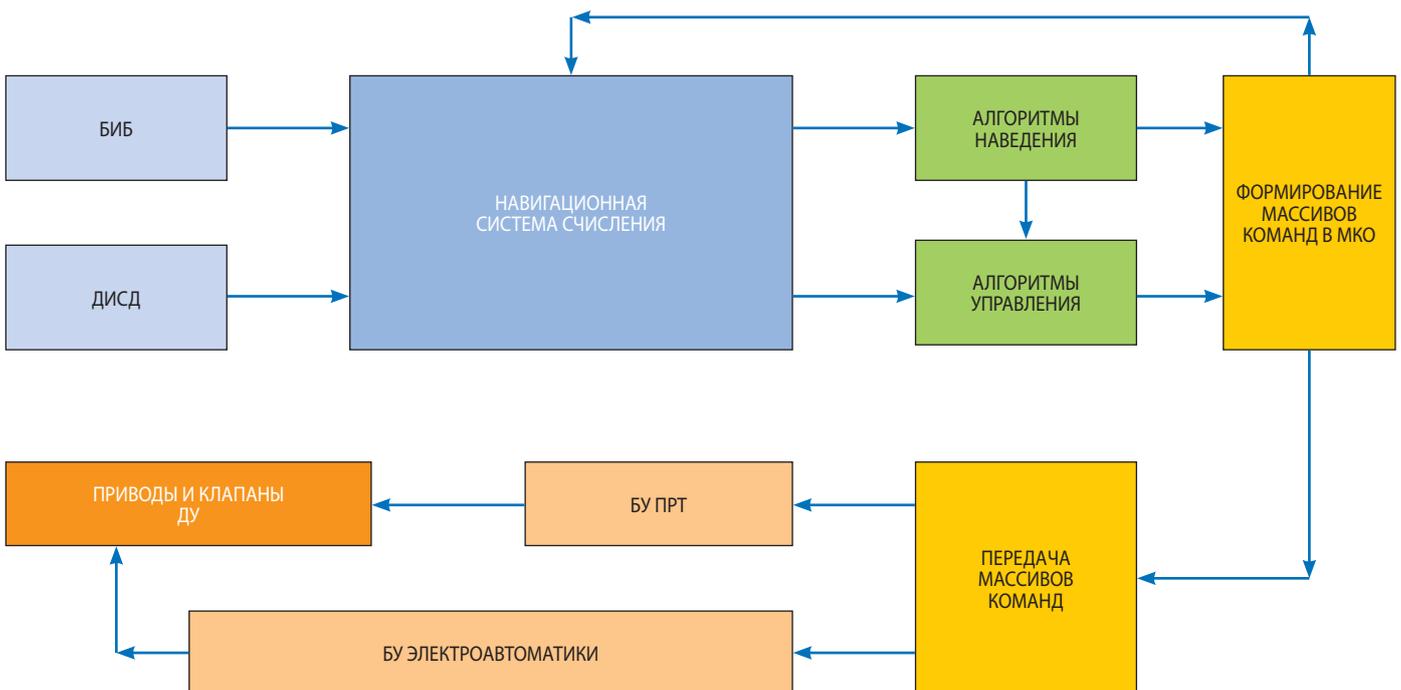
Задача управления движением этапа «Посадка» реализуется в БЦВМ в трёх программных функциональных блоках:

- блоке навигационной задачи,
- блоках наведения,
- управления.

Взаимодействие указанных блоков, блоков формирования команд и исполнительных средств для их выполнения представлено на рисунке 8.

Алгоритмы навигационной задачи подробно в данной статье не описываются. Основные операции навигационной задачи для целей управления движением состоят в том, что блоки навигационной задачи:

- на каждом 5...10 мс такте получают информацию от БИБ об изменении углов вращения КА вокруг осей чувствительности волоконно-оптических гироскопов, оценивают достоверность этой информации, обрабатывают эту информацию и реализуют вычислительную процедуру определения ориентации базовых осей ПА в посадочной системе координат;



БУ ПРТ – блок управления приводами регулирования тяги.

рисунк 8. Схема взаимодействия блоков навигации, наведения и управления

- на тех же 5...10 мс тактах получают информацию о приращении кажущейся скорости по осям чувствительности акселерометров, оценивают достоверность этой информации, с учётом информации об ориентации производят вычисление текущих параметров траектории и оценивают положение вектора гравитационного ускорения;
- на каждом 50–200 мс такте получают информацию о дальности до поверхности и проекции скорости движения на каждый из лучей антенной системы ДИСД;
- с учётом изменения ориентации и кажущейся скорости вычисляют изменение дальность и скорость по двум предыдущим лучам на интервале паузы в их работе;
- по восстановленной информации в паузе опроса для двух предыдущих лучей и информации опроса текущего луча вычисляют оценку высоты и проекций скорости в посадочной системе координат;
- по этой информации производят коррекцию вычисления параметров траектории, полученных на основе инерциальной информации на интервале между опросами лучей ДИСД;
- формируют массив навигационной информации в посадочной системе координат для задач наведения и управления торможением ПА, где h_{nav} – навигационная оценка высоты ПА над поверхностью Марса; $V_{r_{nav}}$ – навигационная оценка вертикальной скорости, $V_{x_{nav}}$, $V_{y_{nav}}$ – навигационные оценки проекций горизонтальной скорости в посадочной системе координат, Q_{nav} – кватернион ориентации ПА, W_{nav} – оценка проекций угловой скорости ПА.

Прекращение использования информации ДИСД на высотах ниже 5–15 м выполняется навигационной задачей, которая должна считать дальнейшее изменение параметров движения только по информации БИБ. Это событие повлияет на изменение ошибок навигационных измерений, но не на программный профиль торможения.

Навигационный блок формирует посадочную систему координат (СК), где формируется информация о движении ПА относительно поверхности. Начало СК помещается на поверхность Марса, ось Z_t также направлена от центра масс Марса к его поверхности, плоскость расположения осей OX_t и OY_t принимается как перпендикулярная к направлению оси OZ_t , а направление этих осей принимается как ближайшее к направлению OY_b и OZ_b связанных осей системы координат ПА в этот момент. При этом расчёт траектории движения выполняется на основе информации БИБ, корректируемой информацией от ДИСД так, что расчёт траектории продолжается и при отсутствии информации от ДИСД.

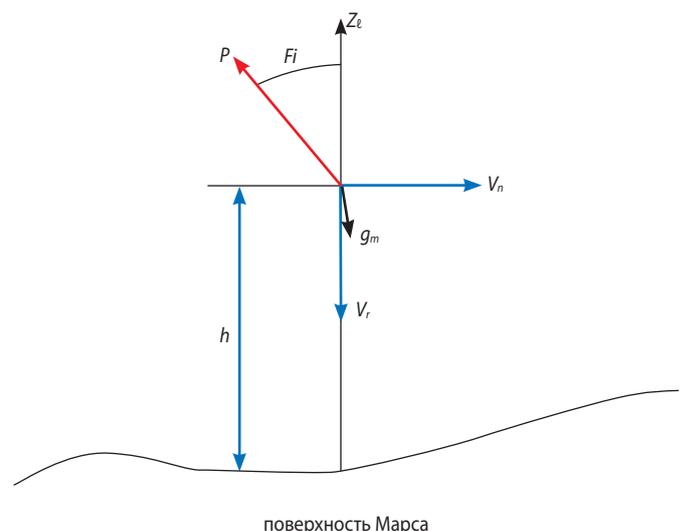
В основу управления заложен принцип вертикальной посадки, когда отклонение продольной оси ПА (вектора тяги) от гравитационной вертикали в угоду возможности функционирования ДИСД ограничено углом 25...30°. Управление строится на основе навигационной оценки высоты полёта, вертикальной и горизонтальной скорости и отклонения продольной оси от гравитационной вертикали, формируемых навигационной задачей системы управления.

Учитывая слабую зависимость управления высотой и вертикальной скоростью от ориентации вектора тяги относительно вертикали, наведение и управление высотой и вертикальной скоростью выполняется независимо от ориентации ПА и его горизонтальной скорости. В соответствии с этим управление формируется в двух каналах:

- канале управления высотой и вертикальной скоростью,
- канале управления ориентацией и горизонтальной скоростью.

3.2.1. Канал управления высотой и вертикальной скоростью

Включение ТД происходит на высоте порядка 1 км, а перемещение ПА вдоль поверхности не превышает 1 км. Поэтому управление можно строить в предположении плоскопараллельного гравитационного поля тяготения, считая вектор гравитационного ускорения в посадочной системе координат постоянным. Расход топлива в процессе торможения не превышает 5–7% от начальной массы ПА, поэтому при принятии решений по управлению и наведению можно считать массу ПА неизменной, оставляя влияние истинного изменения массы как возмущающее влияние в контуре управления.



g_m – ускорение свободного падения на поверхности Марса;
 Z_t – вертикальная ось посадочной системы координат.

рисунок 9. Схема движения гравитационной вертикали

С учётом этих предположений рассмотрим схему расположения проекций скорости, силы тяги двигателя торможения в посадочной системе координат, представленную на рисунке 9.

Здесь h – высота КА над поверхностью Марса; V_n – горизонтальная составляющая скорости движения КА; V_r – вертикальная составляющая скорости; P – тяга двигателя торможения; $F_i = \varphi$ – угол отклонения вектора тяги от вертикали.

Уравнения движения ПА в посадочной системе координат в плоскости движения могут быть записаны в виде

$$\begin{aligned} dV_r/dt &= A \cos \varphi - g_m, \\ dV_n/dt &= A \sin \varphi, \\ dh/dt &= V_r, \\ dm/dt &= -P/Pud, \\ dV_{xar}/dt &= A, \end{aligned} \quad (2)$$

где $A = P/m$ – ускорение, создаваемое двигателем торможения, V_{xar} – характеристическая скорость торможения, m – масса ПА, Pud – удельный импульс двигателя торможения.

В условиях вышеописанных предположений при нулевом значении горизонтальной скорости система уравнений движения (2) записывается как дифференциальные уравнения с постоянными коэффициентами, которые интегрируются в конечном виде $h_0 - h = \frac{V_{r0}^2 - V_r^2}{2(A - g_m)}$, где h_0 и V_{r0} – высота и вертикальная скорость в момент включения двигателя торможения.

Если в момент завершения торможения выполнить условия идеального контакта ПА с поверхностью, когда высота и вертикальная скорость одновременно примут нулевое значение, то при постоянном значении ускорения, создаваемого двигателями торможения, необходимо выполнение соотношения

$$h = \frac{V_r^2}{2(A - g_m)}. \quad (3)$$

Это соотношение преобразовано так, что в качестве программного значения выбирается требуемое значение вертикальной скорости в функции измеренной высоты

$$V_{pr} = \sqrt{h_{nav} A_{pr} - g_m} \quad (3)$$

где h_{nav} – навигационная оценка высоты; A_{pr} – постоянное программное значение кажущегося ускорения.

Для достижения идеальных условий контакта необходимо, чтобы в каждый момент времени навигационная оценка вертикальной скорости была равна программному значению в соответствии с соотношением (3). Однако в процессе торможения присутствуют ошибки в оценке навигационных параметров как вертикальной скорости, так и высоты. Изменение высоты может быть вызвано также за счёт го-

ризонтального перемещения ПА вдоль поверхности с переменной высотой рельефа. Для парирования таких возмущений в процессе торможения в соответствии с отклонением от программного значения вертикальной скорости $\Delta V_{pr} = V_{nav} - V_{pr}$ необходимо регулировать кажущееся ускорение, создаваемое двигателями торможения, в соответствии с соотношением $A = A_{pr} + S_{vr} \Delta V_{pr}$, где S_{vr} – настроечный коэффициент алгоритма управления вертикальной скоростью. Программное кажущееся ускорение A_{pr} должно быть выбрано из условий минимизации расхода топлива на торможение и из условий достаточности диапазона регулирования тяги тормозного двигателя.

Поскольку оценка реального ускорения содержит высокую шумовую составляющую, вызванную вибрациями от ТД, то алгоритм управления тягой ТД основан на изменении угла поворота ПРТ в зависимости от отклонения оценки вертикальной скорости от программного значения

$$Del(1) = S_{vr} \Delta V_{pr} + S_{int} \int \Delta V_{pr} dt + Del_{ip}, \quad (4)$$

где $Del(1)$ – требуемый угол поворота ПРТ; S_{int} – настроечный коэффициент при интеграле от отклонения вертикальной скорости; Del_{ip} – угол поворота ПРТ, соответствующий номинальной тяге ТД на соответствующем участке управления.

3.2.2. Управление горизонтальной скоростью движения

Основная задача контура управления ориентацией и горизонтальной скоростью после включения ТД заключается в создании горизонтальной скорости для увода ПА из-под парашюта, а на участке интенсивного торможения – в обнулении горизонтальной скорости к моменту контакта ПА с поверхностью. Управление горизонтальными составляющими скорости возможно только за счёт отклонения вектора тяги ТД от гравитационной вертикали на угол φ . При идеальном отслеживании программы торможения вертикальная составляющая полного ускорения от двигателя торможения на первой части манёвра $A_r = g_m$, тогда горизонтальная составляющая ускорения на этой части манёвра составит $A_{hor} = g_m \operatorname{tg} \varphi$, а на интенсивном торможении $A_r = A_{pr}$ и, соответственно, $A_{hor} = A_{pr} \operatorname{tg} \varphi$.

Оптимальным по быстродействию при выполнении манёвра увода является процесс с быстрым выходом на максимально допустимый угол отклонения от вертикали одного знака, а на участке интенсивного торможения – с быстрым выходом на ограничение угла другого знака. Если предположить, что переходы на ограничение выполняются с максимальной угловой скоростью W_{max} , то уравнения движения в горизонтальной плоскости записываются в виде

$$dV_n/dt = A_{pr} \operatorname{tg} \varphi,$$

$$d\varphi/dt = W_{max}.$$

Интегрирование этой системы при нулевых начальных значениях переменных в момент достижения значения $\varphi = \varphi_{\max}$ даёт соотношение $V_n = A_{pr} \ln(\cos \varphi_{\max}) / W_{\max}$. При значениях $\varphi_{\max} = 20^\circ$ и $W_{\max} = 10^\circ/\text{с}$ на первой части манёвра изменение горизонтальной скорости в момент достижения ограничения по углу ориентации составляет $V_n = 1.33$ м/с, а на интенсивном торможении при $A_{pr} = 2g_m$ $V_n = 2.65$ м/с. Если выбрать длительность первой части манёвра равной $t_{man} = 12$ с, то процесс изменения угла ориентации ПА относительно гравитационной вертикали после замыкания контуров управления будет иметь вид, представленный на рисунке 10. Там же представлено изменение горизонтальной скорости.

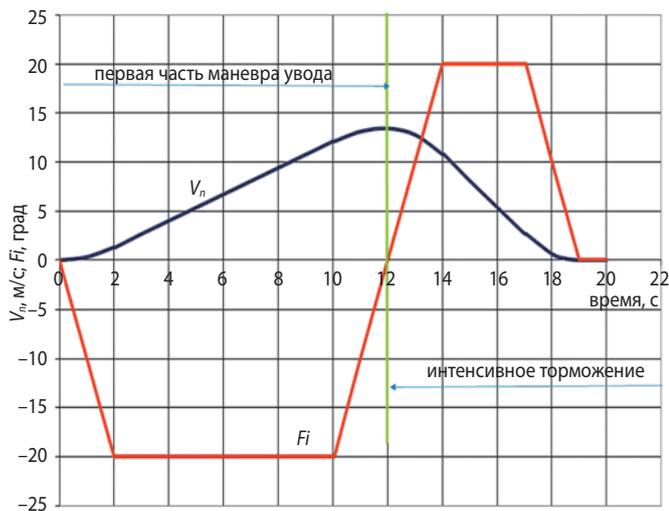


рисунок 10. Типовое изменение ориентации и горизонтальной скорости в процессе манёвра увода

Интеграл горизонтальной скорости будет соответствовать дальности манёвра увода ПА от точки отделения кожуха с парашютом. Для представленного процесса дальность увода составляет $L = 127$ м, что создаёт запас более 50% от требуемого значения. Таким образом, длительность первой части манёвра увода должна быть не менее $t_{man} = 12$ с, при этом максимальная горизонтальная составляющая скорости — порядка 15 м/с.

Для получения процесса, близкого к изображённому на рисунке, можно использовать пропорциональный закон управления с формированием на каждом такте управления требуемого значения угла ориентации $Fi_{pr} = k_v n (V_{n_{nav}} - V_{n_{pr}})$, где в качестве требуемого значения программной горизонтальной скорости следует принять значение $V_{n_{pr}} = 15$ м/с, если $t < t_{man}$, иначе $V_{n_{pr}} = 0$. Для компенсации возмущающего момента от эксцентриситета тяги ТД в алгоритм управления следует ввести интеграл от отклонения навигационного значения горизонтальной скорости от программного значения.

Реализация манёвра увода, с одной стороны, зависит от вертикальной составляющей ускорения, диктуемого работой канала «высота – вертикальная скорость», но в то же время влияет на работу этого канала, увеличивая модуль ускорения за счёт отклонения вектора тяги ТД от гравитационной вертикали на угол порядка 20° , не изменяя вертикальную составляющую ускорения.

3.2.3. Заключительный участок торможения

Так как в навигационной оценке высоты и вертикальной скорости всегда присутствуют ошибки, то завершение интенсивного торможения на нулевой высоте при нулевом значении вертикальной скорости практически невозможно. ПА либо столкнётся с поверхностью, либо при положительной вертикальной скорости начнёт удаляться от поверхности. Кроме того, ввиду малой длительности интенсивного торможения и большой угловой скорости изменения углового движения к этому моменту не успевают завершиться переходные процессы в канале «ориентация–горизонтальная скорость». Поэтому для их завершения и достижения вполне определённой вертикальной скорости контакта вводится заключительный участок спуска ПА с постоянной или мало изменяющейся вертикальной скоростью снижения. В этом случае гарантируются достижения контакта и стабильность вертикальной скорости в этот момент.

При спуске с постоянной скоростью тяга двигателя торможения в номинальном случае должна уравновешивать «марсианский вес» ПА, в то же время перед переходом на этот участок тяга двигателя торможения должна соответствовать программе интенсивного торможения, то есть превышать «марсианский вес» в $n = 2 \dots 2.5$ раза. Налицо необходимость введения переходного режима управления тягой двигателя. Это может быть реализовано введением новой программы изменения вертикальной скорости. Например, вместо соотношения (3) для программной скорости вводится новое соотношение $V_{pr1} = V_k + \Delta V$, где V_k – среднее значение вертикальной скорости из допустимого диапазона для посадочного устройства. ΔV должна плавно меняться от времени, достигая нуля к моменту достижения скорости V_k . При этом её начальное значение может быть равно расчётному изменению вертикальной скорости при переходе от тяги интенсивного торможения к тяге, уравновешивающей «марсианский вес» ПА.

Вполне естественно, что введение такого участка приведёт к дополнительному расходу топлива, но гарантирует успешное «приземление» ПА с допустимыми для посадочного устройства параметрами движения. Переход на этот участок следует выполнять в момент, когда программное значение вертикальной скорости, полученное по соотношению (3), станет равным или меньше значения V_{pr1} .

3.2.4. Структура алгоритмов наведения и управления

Алгоритмы наведения и управления должны формировать флаги (требования) на выполнение команд управления приводами ПРТ и ПРК и включения двигателей стабилизации. Диспетчер выдачи команд БЦВМ транслирует эти команды, а их выполнение осуществляется блоками электроавтоматики ПА и блоком управления приводами (БУП) регулирования тяги ТД и его камер.

Алгоритмы наведения и управления реализованы в четырёх программных блоках: UPR, C_1, C_2, C_3. Подпрограмма ТМІ формирует массив телеметрической информации работы этих алгоритмов.

Программный блок UPR содержит алгоритмы наведения и алгоритмы управления канала «высота – вертикальная скорость». Он формирует признаки смены событий ($ip=1\dots 11$), реализующих профиль торможения ПА, формирует циклограмму смены операций и производит смену числовых параметров как алгоритмов управления высотой и вертикальной скоростью, так и параметров алгоритмов управления ориентацией и горизонтальной скоростью. При $ip=1$ реализуется участок снижения на ПС до момента формирования признака выдачи команды «Отделение аэродинамического экрана» (АЭ); при $ip=2$ реализуется участок снижения на ПС от момента выдачи команды «Отделение АЭ» до момента формирования признака выдачи команды на раскрытие посадочных опор; при $ip=3$ реализуется участок спуска на ПС от момента выдачи команды на раскрытие посадочных опор до формирования признака начала демпфирования; на этом же участке производится перевод привода ПРТ (ПРТ(1)) в заданное для «Прогрева» положение $Del_PRT(I)=Del1$; при $ip=4$ реализуется участок спуска на ПС от момента формирования признака «Демпфирование» до момента формирования признака выдачи команды на включение ДИСД в режим измерений; при $ip=5$ реализуется участок спуска на ПС от момента выдачи команды на переключение ДИСД в режим измерений до признака перехода навигационной задачи в режим относительной навигации (с использованием достоверной информации ДИСД).

Представленные выше признаки событий формируются по жёсткой временной циклограмме, начало которой соответствует моменту ввода в действие парашюта. Следующие признаки и смена событий вырабатываются на основе определённых функционалов.

При $ip=6$ реализуется участок спуска на ПС от момента получения от навигационной задачи признака достоверной информации от ДИСД до формирования признака выдачи команды «Пуск» на включение тормозного двигателя в режиме тяги, обеспечиваю-

щий его «Прогрев». Признак $ip=6$ формируется в соответствии со следующей процедурой:

- выполняется расчёт прогнозируемой высоты включения ТД

$$h_{tr}=h_k+(t_{man}+dt_{tr})|Vr_{nav}|+0.5V^2r_{nav}/(A_{pr}-g_m);$$

- оценивается интервал времени до выдачи команды включения ТД

$$dt_{tr}=(h-h_{tr})/|Vr_{nav}|,$$

где h_k – прицельная высота окончания интенсивного торможения, t_{man} – длительность первой части манёвра увода, dt_{tr} – длительность выполнения операций от команды «Пуск» до замыкания контуров управления. Если на трёх тактах управления выполняется неравенство $dt_{tr}<0$, то формируется признак $ip=6$.

При $ip=7$ реализуется участок неуправляемого заданной длительности снижения под парашютом от момента выдачи команды «Пуск» до выдачи команды на отделение кожуха с парашютом. При $ip=8$ реализуется участок заданной длительности снижения от момента выдачи команды на отделение кожуха до формирования признака замыкания контура управления приводами ПРТ и ПРК1, ПРК2. При $ip=9$ реализуется участок снижения от момента замыкания контура управления приводами ПРТ, ПРК1 и ПРК2 до формирования признака перехода на интенсивное торможение; на этом же участке выполняется первый этап манёвра увода;

При $ip=10$ реализуется участок интенсивного торможения от момента перехода на интенсивное торможение до формирования признака перехода на заключительный участок торможения. Признак $ip=10$ формируется в соответствии со следующей процедурой:

- выполняется расчёт прогнозируемой высоты интенсивного торможения

$$h_{it}=h_k+0.5V^2r_{nav}(A_{pr}-g_m);$$

- оценивается интервал времени до интенсивного торможения

$$dt_{it}=(h-h_{it})/|Vr| \text{ и если } dt_{it}<0, \text{ то } ip=10.$$

При $ip=11$ реализуется заключительный участок торможения. Признак $ip=11$ формируется в соответствии со следующей процедурой:

- оценивается программная вертикальная скорость заключительного торможения

$$V_{pr1}=V_{cpc}+\Delta V_0 \text{ и если } V_{nav}\leq V_{pr1}, \text{ то } ip=11. \quad (5)$$

В процессе выполнения заключительного участка в качестве программной вертикальной скорости принимается значение $V_{pr}=V_{cpc}+\Delta V$, где $\Delta V=\Delta V_0e^{-t/T}$; t – время от момента перехода на заключительный участок; $\Delta V_0=2\dots 3$ м/с, $T=0.5\dots 0.7$ с подлежат выбору для конкретного ПА.

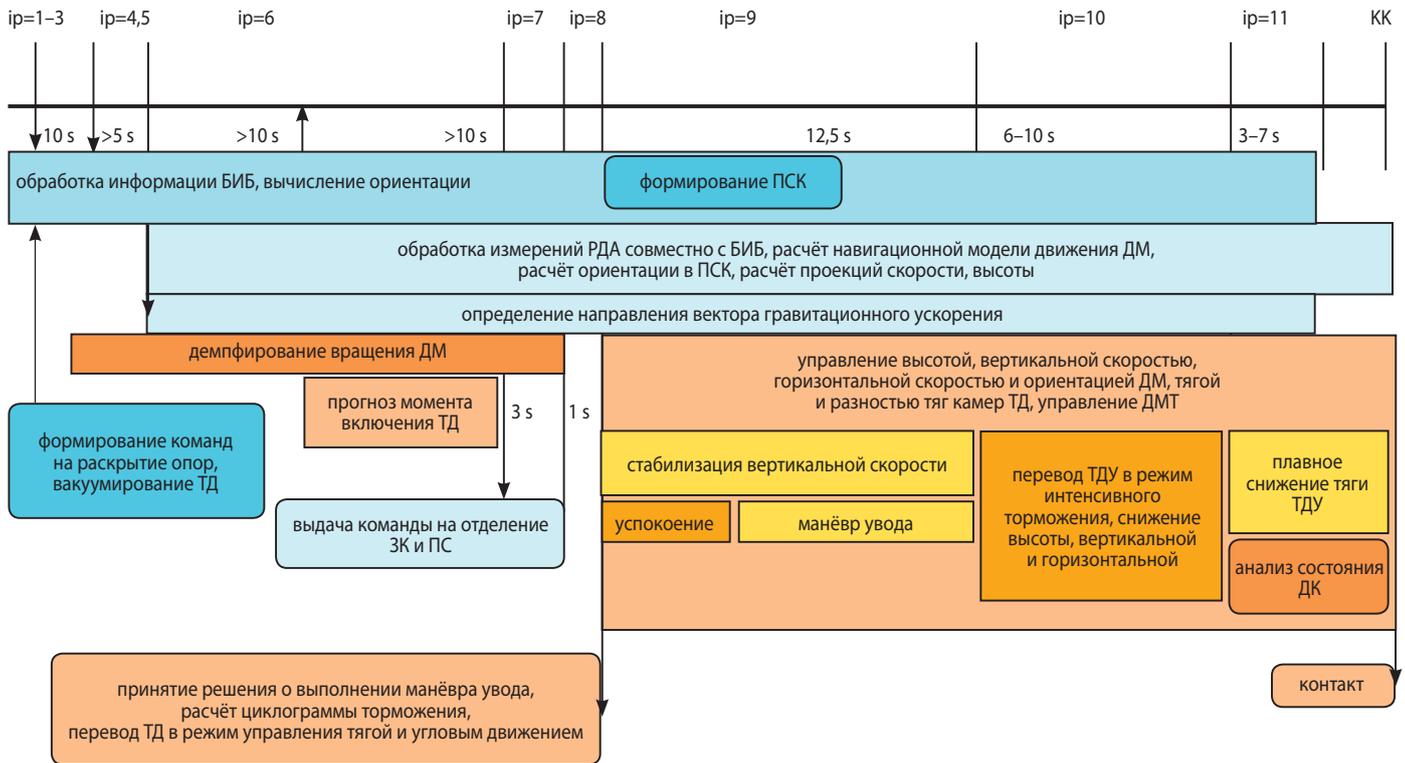


рисунок 11. Циклограмма основных операций

Команда «Останов» тормозного двигателя формируется по сигналам срабатывания датчиков касания поверхности, установленных на каждой посадочной опоре. Каждый датчик касания должен быть дублирован. Выходная информация датчиков аналоговая, она минует БЦВМ и поступает непосредственно в блоки электроавтоматики. Во избежание ложного срабатывания датчиков касания активация обработки информации от них начинается после прекращения использования ДИСД. По началу этой обработки опрашивается состояние всех датчиков касания, составляется карта этого состояния. Система электроавтоматики выдаёт команду «Останов» только по изменению состояния любого из датчиков.

Управление тягой ТД обеспечивается поворотом выходного вала ПРТ. Командное значение угла ПРТ определяется соотношением

$$Del(1) = S_{vr}(Vr_{nav} + V_{pr}) + Del_o,$$

где S_{vr} – настроечный параметр для каждого из участков $ip=9, 10$ и 11 ; V_{pr} – программное значение вертикальной скорости; для участка $ip=9$ равно модулю Vr_{nav} в момент замыкания контуров управления, для участка $ip=10$ равно выражению

$$V_{pr} = \sqrt{0.5(h_{nav} - h_k)/(A_{pr} - g_m)}$$

и для участка $ip=11$ равно выражению (5).

Программный блок UPR формирует циклограмму основных операций, представленную на рисунке 11.

Программный блок C_1 инициируется через 5 с после отделения аэродинамического экрана, когда

становится возможной работа двигателей стабилизации. Он формирует флаги включения $ip_{dmt}(j)=1$ или $ip_{dmt}(j)=0$ каждого ДМТ под номером $j=1, \dots, 8$ и требуемую длительность их включения. Схема алгоритма демпфирования представлена на рисунке 12.

Работа алгоритма демпфирования на каждом такте управления:

Вначале задать значения $ip_{dmt}(j)=0$ для $j=1, \dots, 8$, а затем:

если $Wz > 2^\circ/c$, то $ip_{dmt}(j)=1, dt_{dmt}(j)=dt_{dmt_max}$ для $j=1, 3, 5, 7$ (зона 1); иначе

если $Wz < -2^\circ/c$, то $ip_{dmt}(j)=1, dt_{dmt}(j)=dt_{dmt_max}$ для $j=2, 4, 6, 8$ (зона 2); иначе

если $0.5^\circ/c < Wz < 2^\circ/c$, то $ip_{dmt}(j)=1, dt_{dmt}(j)=dt_{dmt_min}$ для $j=3, 7$ (зона 3); иначе

если $-0.5^\circ/c > Wz > -2^\circ/c$, то $ip_{dmt}(j)=1, dt_{dmt}(j)=dt_{dmt_min}$ для $j=1, 5$ (зона 4).

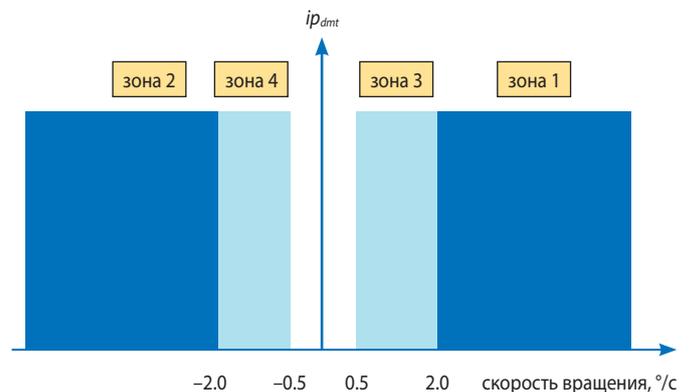


рисунок 12. Схема алгоритма демпфирования

АКТИВНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ ДЛЯ МЯГКОЙ ПОСАДКИ НА ПОВЕРХНОСТЬ МАРСА ЧАСТЬ 2. УПРАВЛЕНИЕ ТОРМОЖЕНИЕМ

При $ip_{dnt}(j)=1$ блоки электроавтоматики ПА должны подать напряжение на электропневмоклапан соответствующего двигателя стабилизации. По завершении указанной длительности напряжение должно сниматься этими блоками, если на этом такте управления не поступила новая команда на включение.

Программный блок С_3 предназначен для выработки флагов управления в канале «ориентация – горизонтальная скорость». В качестве исполнительных органов канала управления ориентацией тангажа и рыскания одновременно могут использоваться как приводы регулирования разности тяг камер ТД, так и двигатели стабилизации.

Программный блок С_3 использует следующие навигационные параметры:

- кватернион ориентации;
- навигационную оценку проекций угловой скорости;
- навигационную оценку проекций горизонтальной скорости

Требуемое значение углов отклонения ПА от вертикали F_x, F_y определяется соотношениями:

$$F_y = -S_{vy}(V_x - V_{nx_{pr}});$$

$$F_x = S_{vx}(V_y - V_{ny_{pr}});$$

$$Fi = \sqrt{F_x^2 + F_y^2};$$

$$ex = F_x/Fi; \quad ey = F_y/Fi,$$

где S_{vx}, S_{vy} – коэффициенты преобразования проекций горизонтальной скорости в посадочной системе координат в требуемые проекции углов отклонения от вертикали; ex, ey – направляющие косинусы ориентации продольной оси ПА в посадочной системе координат; $V_{nx_{pr}}, V_{ny_{pr}}$ – программные (требуемые при выполнении манёвра увода) проекции горизонтальной скорости. Указанные параметры формируются подпрограммой UPR для участков $ip=9, 10, 11$. Величины проекций требуемого угла отклонения нормируются, если полный требуемый угол превышает заданное ограничение F_{max} . Значение $F_{max}=15^\circ$ принято с учётом ограничения области работоспособности ДИСД и ожидаемой динамической ошибки управления. Программное (требуемое) значение горизонтальной скорости задаётся равным нулю, если модуль горизонтальной скорости превышает значение $V_{n_{min}}=8$ м/с. При такой горизонтальной скорости защитный кожух с парашютом за время спуска удалятся от приземлившегося ПА на расстояние, существенно превышающее допустимые. В остальных случаях принимается программное значение горизонтальной скорости $V_{n_2}=15$ м/с, в большинстве траекторий не достигаемое в процессе манёвра, но ускоряющее переходные процессы. За 1.5 с до прогнозируемого перехода на интенсивное торможение

программные значения принимаются равными нулю: $V_{nx_{pr}}=V_{ny_{pr}}=0$. С этого момента начинается снижение набранной горизонтальной скорости.

Формируется программный кватернион (Q_{pr}) в зависимости от требуемых углов ориентации: $Q_{pr}(0)=\cos(Fi/2)$; $Q_{pr}(1)=\sin(Fi/2)ex$; $Q_{pr}(2)=\sin(Fi/2)ey$; $Q_{pr}(3)=0$. Определяется Pe – кватернион отклонения ориентации ПА от программной – как кватернионное произведение сопряжённого кватерниона текущей ориентации (Q_{nav}) на кватернион требуемой ориентации (Q_{pr}). Учитывая сравнительную малость углов отклонения ПА от требуемой ориентации, их значения (Er_i) оцениваются по приближенным соотношениям: $Er_x=2 \times Pe(0) \times Pe(1)$; $Er_y=2 \times Pe(0) \times Pe(2)$; $Er_z=2 \times Pe(0) \times Pe(3)$.

Требуемый угол поворота ПРК ТД формируется в соответствии с соотношениями

$$Del_PRT(2) = -K13 \times ((S_{ny} \times (Er_y \times Rad + Ty \times (Wy_{nav} - Wy_{pr})) + Sy) \times Er_y \times dt) + DelK13_0);$$

$$Del_PRT(3) = -K24 \times ((S_{nx} \times (Er_x \times Rad + Tx \times (Wx_{nav} - Wx_{pr})) + Sx) \times Er_x \times dt) + DelK24_0),$$

где $Del_PRT(2)$ – требуемый угол поворота ПРК, регулирующий разность тяг камер 1 и 3 ТД; $Del_PRT(3)$ – требуемый угол поворота ПРК, регулирующий разность тяг камер 2 и 4 ТД; Er_x, Er_y – отклонение угла ориентации ПА от требуемого значения; Wx_{pr}, Wy_{pr} – программная (требуемая) угловая скорость ПА; $S_{nx}, S_{ny}, Tx, Ty, Sx, Sy$ – настройки алгоритма, формируемые подпрограммой UPR для участков $ip=9, 10, 11$.

Двигатели стабилизации в управлении ориентацией каналов тангажа и рыскания играют вспомогательную роль и включаются, когда динамическая ошибка управления превышает определённый уровень, например 3° . Поддержание заданной ориентации в канале вращения на всех участках активного торможения обеспечивают двигатели стабилизации. Алгоритм их включения после замыкания контуров управления использует обычный пропорционально-дифференциальный закон управления. Если в соответствующем канале управления отклонение от заданной ориентации (Er_i) превышает зону нечувствительности, то формируется признак создания управляющего момента (ix, iy, iz) соответствующего знака.

Так как каждый двигатель стабилизации может создавать управляющий момент по каждой из осей ПА, для минимизации возмущений каналов сформирована определённая комбинация их включений, которая представлена в нижеследующей таблице.

Программный блок С_2 в соответствии с представленной таблицей формирует флаги включения/выключения каждого ДМТ.

таблица – Признаки включения двигателей стабилизации (ip_{dm})

признак момента			номер двигателя стабилизации							
ix	iy	iz	1	2	3	4	5	6	7	8
-1	-1	-1	0	1	0	1	0	0	0	0
-1	-1	0	0	1	0	0	0	0	0	0
-1	-1	1	0	1	0	0	0	0	0	1
-1	0	-1	0	0	0	1	0	0	0	0
-1	0	0	0	1	0	0	0	1	0	0
-1	0	1	0	0	0	0	0	0	0	1
-1	1	-1	0	0	0	1	0	1	0	0
-1	1	0	0	0	0	0	0	1	0	0
-1	1	1	0	0	0	0	0	1	0	1
0	-1	-1	0	1	1	0	0	0	0	0
0	-1	0	1	1	0	0	0	0	0	0
0	-1	1	1	0	0	0	0	0	0	1
0	0	-1	0	0	1	1	0	0	0	0
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
0	0	1	0	0	0	0	0	0	1	1
0	1	-1	0	0	0	1	1	0	0	0
0	1	0	0	0	0	0	1	1	0	0
0	1	1	0	0	0	0	1	1	0	0
1	-1	-1	1	0	1	0	0	0	0	0
1	-1	0	1	0	0	0	0	0	0	0
1	-1	1	1	0	0	0	0	0	1	0
1	0	-1	0	0	1	0	0	0	0	0
1	0	0	1	0	0	0	1	0	0	0
1	0	1	0	0	0	0	0	0	1	0
1	1	-1	0	0	1	0	1	0	0	0
1	1	0	0	0	0	0	1	0	0	0
1	1	1	0	0	0	0	1	0	1	0

3.3. Моделирование процессов управляемого торможения

В соответствии с разработанными алгоритмами наведения и управления разработана математическая программа моделирования процессов посадки ПА от момента отделения защитного кожуха с парашютом и до контакта посадочных опор с поверхностью. При этом реализована пространственная модель движения ПА в плоскопараллельном гравитационном поле Марса, внедрены программные блоки наведения и управления движением, модель собственно ПА, включающая схему размещения камер ТД, сопел двигателей стабилизации, математические модели динамики приводов и тяги ТД.

По результатам теоретических разработок и математического моделирования проведён выбор настроек алгоритмов на каждом участке торможений.

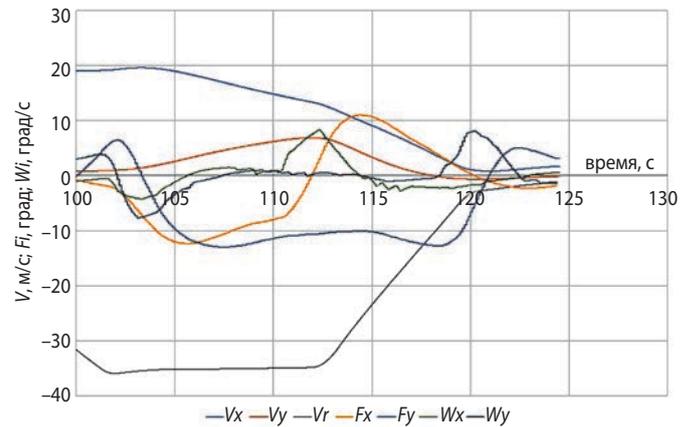


рисунок 13. Изменение параметров движения

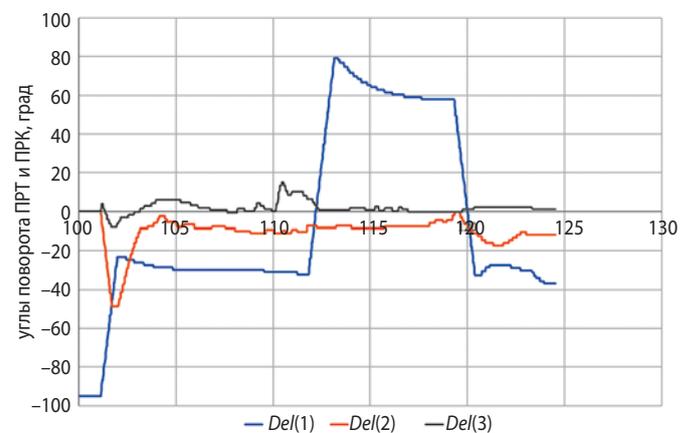


рисунок 14. Изменение углов ПРТ и ПРК

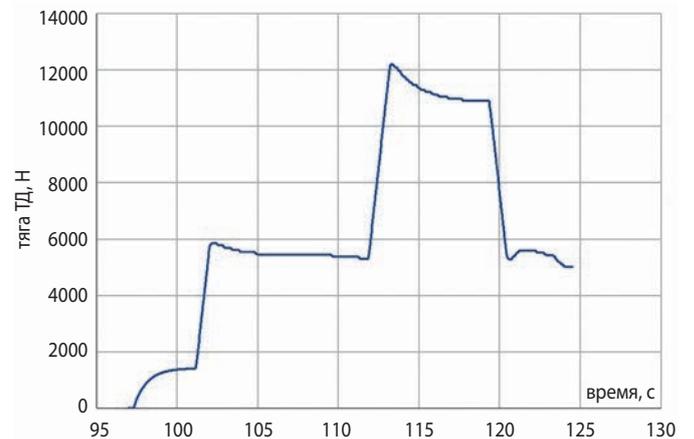


рисунок 15. Изменение тяги ТД

При анализе работоспособности алгоритмов наведения и управления особый интерес представляют траектории с максимальной горизонтальной скоростью в момент отделения кожуха с парашютом. В этом случае торможение ПА с минимальной (по модулю) вертикальной скоростью выполняется за наименьшую длительность работы ТД, и необходимо проверить выполнение требования снижения

АКТИВНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ ДЛЯ МЯГКОЙ ПОСАДКИ НА ПОВЕРХНОСТЬ МАРСА ЧАСТЬ 2. УПРАВЛЕНИЕ ТОРМОЖЕНИЕМ

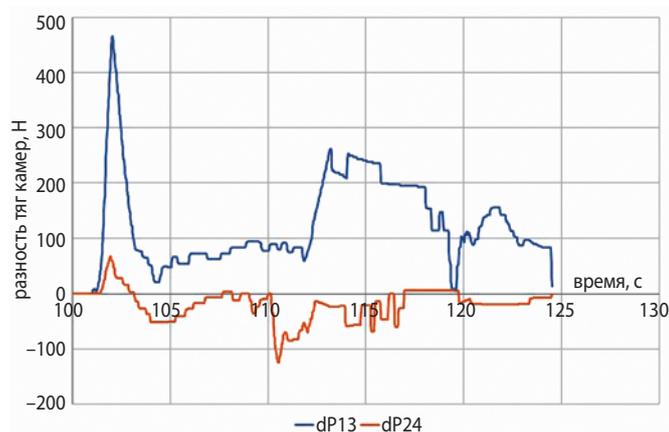


рисунок 16. Разность тяг камер ТД

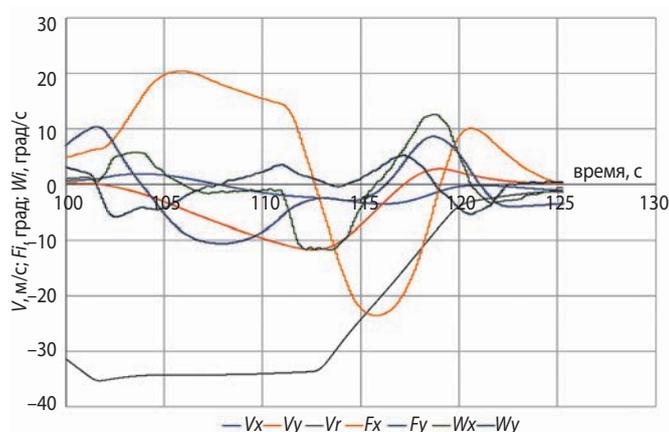


рисунок 17. Выполнение манёвра увода при $Vn_0=1$ м/с

горизонтальной скорости до допустимых пределов на момент контакта посадочных опор с поверхностью. Для такой траектории приняты $Vr_0=-33$ м/с и $Vn_0=20$ м/с. На рисунках 13–17 представлены графики изменения параметров движения такого расчётного случая, когда ряд возмущающих факторов препятствует снижению горизонтальной скорости.

На этом и последующих рисунках в качестве начального времени для момента отделения кожуха с парашютом условно принято 100 с.

Из анализа графиков следует, что для данной траектории в условиях неблагоприятного сочетания угловой скорости в момент отделения кожуха с парашютом $7^\circ/\text{с}$, отклонения центра масс на $0,01$ м от вектора тяги и навигационной ошибки знания ориентации 2° разработанные алгоритмы обеспечивают выполнение требования по горизонтальной скорости ($Vn=1,65$ м/с) и другим параметрам движения на момент контакта посадочных опор с поверхностью. При этом процесс снижения горизонтальной скорости выполняется при углах отклонения от гравитационной вертикали порядка 10° , после отделения кожуха может потребоваться разность тяг камер ТД до 500 Н,

а статическое отклонение угла ПРК для парирования эксцентриситета тяги может составлять порядка 10° .

Для проверки выполнения требования о дальности удаления ПА от точки разделения с ЗК и ПС на рисунке 17 представлены результаты моделирования в тех же условиях, но при начальной горизонтальной скорости, равной 1 м/с.

На этой траектории выполняются все требования к параметрам движения для момента контакта ПА с поверхностью Марса. Дальность увода ПА от точки разделения с ЗК и ПС в неблагоприятных условиях составит 87 м.

Траектории с большей (по модулю) начальной вертикальной скоростью менее критичны к динамическим параметрам, но требуют большей высоты в момент отделения ЗК с ПС (порядка 1 км) и определяют запас топлива на торможение.

ВЫВОДЫ

1. Предложен профиль посадки, учитывающий специфику условий снижения посадочного модуля до включения тормозного двигателя и обеспечивающий необходимые условия функционирования радиолокационного доплеровского измерителя скорости и дальности.

2. Обоснован состав и представлены характеристики двигательной установки выполнения задач торможения для мягкой посадки на поверхность Марса.

3. Разработаны алгоритмы наведения и управления движением посадочного модуля, обеспечивающие управляемое торможение с выполнением требований к параметрам движения в момент контакта посадочных опор с поверхностью.

4. Математическое моделирование процессов активного торможения ПА после отделения парашюта с использованием предложенных алгоритмов наведения и управления показало выполнимость мягкой посадки на поверхность Марса с параметрами движения на момент контакта, допустимыми для работы посадочных опор.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

Артемов А.В., Быков А.И., Рыков Е.В., Маркачев Н.А. Моделирование процессов мягкой посадки космического аппарата на лунную поверхность. Разработка средств и методик испытаний в наземных условиях с использованием динамики подобной модели КА // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 1. С. 31-38.

Статья поступила в редакцию 10.07.2020

Статья после доработки 10.07.2020

Статья принята к публикации 10.07.2020

ПЕРВЕНЦЫ КОСМИЧЕСКИХ РОБОТОТЕХНИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ (К 50-ЛЕТИЮ «ЛУНОХОДА-1»)



В.Г. Довгань,
профессор,
доктор технической наук,
заслуженный испытатель
космической техники,
водитель лунохода,
vgdovgan-svkv@mail.ru;
V.G. Dovgan

В статье рассказывается о событиях, связанных с запуском в 1970 году автоматической космической станции «ЛУНА-17» с «ЛУНОХОДОМ-1» на борту. В воспоминаниях члена экипажа управления «ЛУНОХОДА-1» приведены некоторые подробности выполнения научной экспедиционной программы, открывшей дорогу мировой науке по исследованию Луны и давшей неоценимый опыт для создания последующего поколения космических планетоходов.

Ключевые слова:

*«ЛУНА-17»;
«ЛУНОХОД-1»;
Келдыш М.В.;
Королев С.П.;
Бабакин Г.Н.;
Кемурджян А.Л.;
ВНИИТрансмаш;
ОКБ-301 Машиностроительного завода
имени С.А. Лавочкина.*

DOI: 10.26162/LS.2020.49.3.003

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

FIRST-BORN SPACE ROBOTIC SYSTEMS (ON THE 50TH ANNIVERSARY OF LUNOKHOD-1)



А.А. Моисеев¹,
кандидат технических наук,
MoiseevAA@laspace.ru;
A.A. Moiseev

The article covers events related to the launch of the LUNA-17 automated space station with LUNOKHOD-1 onboard in 1970. The memoirs of the LUNOKHOD-1 control crew members provide some details of the scientific expedition program that opened the way for world science to explore the Moon and gave invaluable experience for creating the next generation of Space Rovers.

Key words:

*LUNA-17;
LUNOKHOD-1;
Keldysh M.V.;
Korolev S.P.;
Babakin G.N.;
Kemurdzhian A.L.;
VNIITransmash;
OKB-301 of Mashine Enginrreing Plant named
after S.A. Lavochkin.*

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

Человечество никогда не забудет имена представителей планеты Земля Нила Армстронга и Базза Олдрина, первыми оставившими свои следы на поверхности нашего естественного спутника. Точно так же вошло в историю имя созданного на Земле робототехнического научного комплекса «ЛУНОХОД-1», проложившего первую колею на поверхности Луны.

17 ноября – особый день в истории мировой космонавтики: 50 лет назад, 17 ноября 1970 года произошло беспрецедентное событие – «ЛУНА-17» доставила на Луну в Море Дождей телеуправляемую мобильную научную лабораторию на самоходном шасси «ЛУНОХОД-1».

Создание лунных самоходных аппаратов стало важным этапом в изучении Луны. Очевидное преимущество управляемых с Земли планетоходов состоит прежде всего в том, что они могут длительное время функционировать в экстремальных условиях открытого космоса на поверхности другого небесного тела, а управление операторами в комплексе с бортовыми системами повышает надёжность эксперимента в целом (Багров А.В. и др., 2018).

В январе 1958 года вице-президент АН СССР М.В. Келдыш предложил С.П. Королёву – Главному конструктору ОКБ-1 (ныне – ОАО «РКК «Энергия» имени С.П. Королёва») разработать несколько научно-технических проектов по исследованию Луны космическими аппаратами (КА). Такие проекты, подготовленные начальником головного проектного отдела 9 ОКБ-1 М.К. Тихонравовым, С.П. Королёв обосновал в докладе «О программе исследования Луны» на заседании Комиссии Президиума Совета министров СССР по военно-промышленным вопросам (ВПК) (Довгань В.Г., 2015).

Эта программа легла в основу принятого 20 марта 1958 года Постановления ЦК КПСС и СМ СССР «О создании объекта «Е» (Постановление ЦК КПСС и СМ СССР о создании объекта «Е»). Документ предусматривал несколько проектов, в том числе доставку на Луну подвижного исследовательского аппарата, управляемого с Земли (проект Е8). Впоследствии к программе, которую начинало ОКБ-1, а закончило ОКБ-301, отнесли все старты КА серии «ЛУНА» – от «ЛУНА-1» (1959) до «ЛУНА-24» (1976) (Довгань В.Г., 2015).

Идея создания лунохода родилась в ОКБ-1 после успешных запусков первых искусственных спутников Земли. В рамках советской лунной пилотируемой экспедиции луноходам отведена была весьма важная роль. Два лунохода должны были детально обследовать предполагаемые районы прилунения и выполнять функцию радиомаяков при посадках лунных кораблей. Планировалось использовать луноход ещё и для транспортировки космонавта на поверхности Луны (Маленков М.И. и др., 2003).

В июле 1963 года С.П. Королёв предложил директору ВНИИ-100 (ныне – ОАО «ВНИИТрансмаш») В.С. Старовойтову разработать самоходный аппарат «Л-2» для передвижения по поверхности Луны. В.С. Старовойтов дал согласие и поручил работу по теме «Определение возможности и выбор направления в создании шасси аппарата Л-2» (шифр «Шар») начальнику отдела новых принципов движения А.Л. Кемурджиану.

2 марта 1965 года главным конструктором ОКБ-301 Машиностроительного завода имени С.А. Лавочкина был назначен Георгий Николаевич Бабакин. В середине 1965 года С.П. Королёв передал работы по созданию автоматических межпланетных станций (АМС) для исследования планет Солнечной системы и Луны, в том числе и лунохода, коллективу Машиностроительного завода имени С.А. Лавочкина. Решением МНТС по космическим исследованиям при АН СССР головной организацией нового научного направления – исследования физико-механических свойств грунта Луны и планет Солнечной системы – определён ВНИИ-100. В ноябре 1965 года был заключен договор, в котором коллектив ВНИИ-100 отвечал за создание самоходного шасси с блоком автоматического управления и системой его безопасности с комплектом информационных датчиков.

18 июня 1966 года Г.Н. Бабакин утвердил подготовленное специалистами ВНИИ-100 и ОКБ-301 техническое задание на разработку конструкторской документации лунохода. Его основные параметры: длина с открытой крышкой (панелью солнечной батареи) – 4,42 м, ширина – 2,15 м, высота – 1,92 м, общая масса – 756 кг. Отношение массы шасси к полной массе лунохода 1/9. Стартовая масса космического аппарата «Е8» составляла 5750 кг, после выхода на селеноцентрическую орбиту – 4100 кг, а на поверхности Луны – 1900 кг. (Космические аппараты..., 2010).

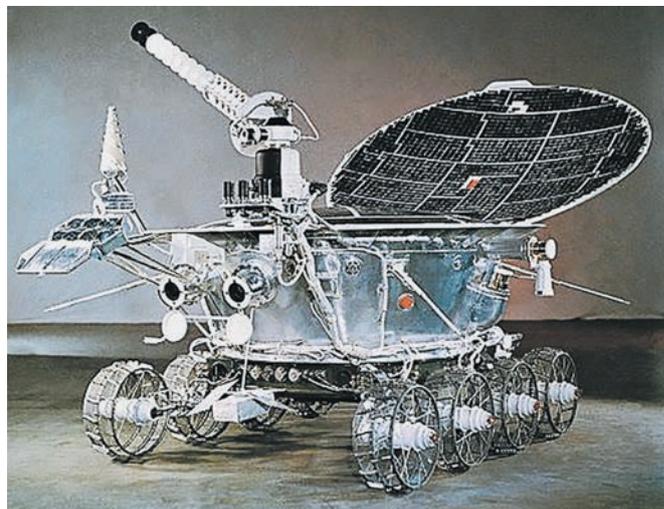


рисунок 1. «ЛУНОХОД-1»

«ЛУНОХОД-1» – это первая в истории космонавтики передвижная научная лаборатория для исследования небесного тела, доставляемая к месту эксплуатации орбитально-космическим комплексом. Телеоператорное управление луноходом представляло принципиально новую проблему, которая до того времени ни советской, ни зарубежной космонавтикой ещё не решалась (рисунок 1).

Луноход обычно сравнивают с роботом. Но в отличие от робота он является объектом управления операторами, которые находятся от него на расстоянии около 400 000 километров в Центре дальней космической связи.

Луноход состоит из герметичного корпуса и восьмиколёсной безрамной ходовой части. Колёса объединены попарно в четыре блока: два блока колёс левого борта и два – правого. Колёса – на спицах, вместо шин – металлическая сетка, чтобы через неё проваливался грунт, с титановыми грунтозацепами, что обеспечивало передвижение вперёд (с двумя скоростями) и назад, повороты на месте и в движении. Каждое колесо имеет индивидуальный привод с электродвигателем и независимую подвеску с торсионным амортизатором для движения по неровной местности и на уклонах. Поворот достигался за счёт различных скоростей вращения колёс правого и левого бортов и изменением направления их вращения, так называемый бортовой поворот. Пройдённый путь определялся по числу оборотов третьего и шестого ведущих колёс. Для уточнения пройденного расстояния при их пробуксовке с помощью свободно катящегося девятого колеса вносилась поправка. Торможение осуществлялось переключением тяговых электродвигателей шасси в режим электродинамического торможения. Для удержания лунохода на уклонах и его полной остановки включаются дисковые тормоза с электромагнитным управлением. При необходимости любое колесо можно отключить от силового привода устройством разблокировки колёс.

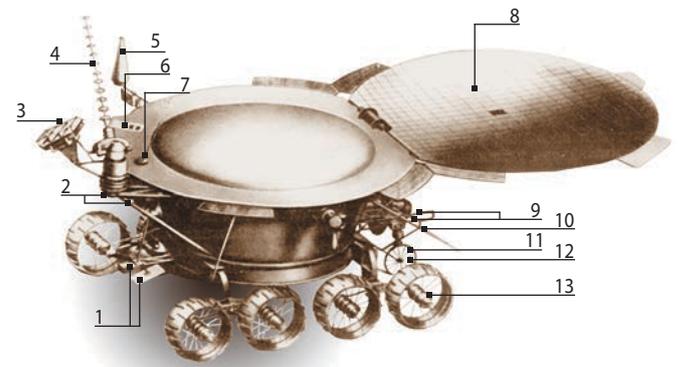
На борту лунохода имелась автоматическая система безопасности, следившая за работой самоходного шасси и подававшая команду «стоп» в случае возникновения нештатных ситуаций.

Внутри приборного отсека лунохода размещены: электронная аппаратура радиотелевизионного комплекса, система управления луноходом, буферная аккумуляторная батарея, средства автоматики, терморегулирования и преобразовательные устройства научной аппаратуры. Вблизи центра масс установлен блок автоматики шасси (БАШ) со встроенным датчиком крена и дифферента на основе двух гироскопов.

Для надёжной работы бортовой аппаратуры в жёстких температурных условиях от 150°C в течение лунного дня до минус 170°C лунной ночью луноход оборудован системой терморегулирования.

Специальная экранно-вакуумная теплоизоляция (ЭВТИ) покрывает снаружи весь корпус. Внутри контейнера применялась активная циркуляционная система терморегулирования, включающая контуры нагрева и охлаждения. В течение лунного дня требовался непрерывный сброс избыточного тепла, а лунной ночью – подогрев. Использовать для контура нагрева электронагреватели было невыгодно из-за дефицита электроэнергии. Вместо них было решено использовать радиоизотопный источник тепла, а систему терморегулирования сделать двухконтурной. В течение лунного дня вентилятор гонял воздух внутри гермоконтейнера, а сброс тепла осуществлялся через его верхнее днище, которое одновременно являлось радиатором-охладителем. На его наружной поверхности было нанесено специальное термооптическое покрытие, состоящее из зеркальных элементов кварцевого стекла. На время лунной ночи радиатор-охладитель закрывался крышкой, на внутренней поверхности которой были расположены фотопреобразователи солнечной батареи.

На внешней поверхности корпуса «ЛУНОХОДА-1» (рисунок 2) размещались: ходовая часть лунохода, антенны, телефотометры, объективы телевизионных камер, изотопный источник тепловой энергии, девятое колесо, прибор определения физико-механических свойств грунта, уголкового отражателя для лазерной локации Луны, рентгеновский телескоп, солнечный компас, рентгеновский спектрометр и др. (*Космические аппараты...*, 2010).



- 1 – выносной блок аппаратуры «Рифма»;
- 2 – телекамеры;
- 3 – уголкового отражателя;
- 4 – остронаправленная антенна;
- 5 – коническая спиральная антенна;
- 6 – блок рентгеновского телескопа;
- 7 – блок дозиметра;
- 8 – панель солнечной батареи;
- 9 – телефотометры;
- 10 – штыревая антенна;
- 11 – прибор оценки проходимости;
- 12 – девятое колесо;
- 13 – мотор-колесо.

рисунок 2. Внешнее оборудование «ЛУНОХОДА-1»



рисунок 3. Место посадки «ЛУНЫ-17» в Море Дождей (фото, снятое камерами американского спутника LRO и опубликованное 15 марта 2010 года)

Постановлением ЦК КПСС и СМ СССР от 08.01.1969 г. № 19-10 были установлены сроки стартов беспилотных КА, разработанных под руководством Г.Н. Бабакина. В 1969 году для объектов «Е8» (луноход) оптимальными вариантами были февраль, октябрь или ноябрь, а объектов «Е8-5» (взятие и доставка на Землю лунного грунта) – апрель, май, июнь, август или сентябрь.

Согласно Директиве Главного штаба РВСН от 28.01.69 № 925035 в штат 25-го отдела НКВЧ Центра КИК была введена лаборатория № 3 (лунные самоходные аппараты), в которую на должности инженеров-испытателей назначили членов экипажа управления луноходом.

До посадки «ЛУНЫ-17» и создания первой колее передвижной научной лабораторией «ЛУНОХОД-1» оставалось 626 земных суток.

Государственная комиссия назначила старт четырёхступенчатой ракеты-носителя «Протон-К» с луноходом на 19 февраля 1969 года. И он состоялся в 09:48:00, но уже на 51,4 секунде полёта разрушился головной обтекатель, его обломки пробиты топливные баки, и произошёл взрыв РН. Следующий старт мог быть только в октябре. Тогда было принято решение о запуске КА для взятия и доставки лунного грунта.

После целого ряда неудач по доставке на Землю лунного грунта (14.06.1969, 13.07.1969, 23.09.1969, 22.10.1969 и 06.02.1970) завершился успешный полёт «ЛУНЫ-16», и 24 сентября 1970 года впервые в мире космический робот-геолог выполнил обязанности активного работника и доставил на Землю 105 грамм лунного грунта (*Ширшаков А.Е. и др.,*

2019). Но работа над луноходом не прекращалась. Теперь наступила и его очередь.

Боевыми расчётами РВСН с космодрома Байконур 10 ноября 1970 года в 17:44:01 осуществлён старт «Протона-К» с «ЛУНОЙ-17». Цель миссии – доставить на поверхность Луны первую передвижную научную лабораторию «ЛУНОХОД-1».

17 ноября в 06:46:50 посадочная ступень «Луны-17» благополучно совершила мягкую посадку в районе Моря Дождей, к югу от Залива Радуги в точке с селенографическими координатами 38°14'17" с.ш. и 35°00'05" з.д. (рисунок 3).

По циркулярной громкоговорящей связи (ГГС) пункту управления луноходом была объявлена часовая готовность. Рабочие места заняли дежурные смены командной радиолинии, телеметристы, телевизионщики, селенологи и другие специалисты.

На пункт управления луноходом (ПУЛ) прибыли Г.А. Тюлин, Г.Н. Бабакин, А.А. Большой, В.П. Пантелеев, А.П. Романов, Н.И. Бугаев, руководитель ГУ луноходом А.К. Чвиков, технический руководитель ГУ Ф.И. Бабич, В.А. Коровкина, Л.Н. Порошин, В.Ю. Толкачёв, Б.В. Непоклонов, врачи-специалисты Ю.П. Петров, И.В. Хользунова и др.

Накануне Госкомиссия утвердила расчёт экипажа первой смены в составе: Н.М. Ерёмченко (командир), Г.Г. Латыпов (водитель), Н.Я. Козлитин (оператор ОНА), К.К. Давидовский (штурман) и Л.Я. Мосензов (бортинженер).

Согласно положению о так называемом «горячем резерве», расчёт экипажа второй смены занял рабочие места по специальности: оператор ОНА В.М. Сапранов рядом с Н.Я. Козлитиним, В.Г. Самаль и А.Е. Ко-



слева виден прибор – определитель лунной вертикали, правее – фрагмент посадочной ступени, от которой ведут следы лунохода.

рисунок 4. Первая колея на Луне

жевников – с К.К. Давидовским и Л.Я. Мосензовым. В.И. Чубукину было поручено вести регистрацию и прохождение команд в «бортовом журнале».

Все переговоры командира и членов экипажа со службами ПУЛ транслировались по ГГС и записывались на магнитофон.

Московское время 07:20:00. Начался сеанс № 101 (1 – первый лунный день, 01 – первый сеанс связи с луноходом).

Два с половиной часа ушло на осмотр с помощью телефотометров места посадки и развертывание трапов. Анализ панорамы показал, что в районе посадки поверхность ровная, условия для схода хорошие. «ЛУНОХОД-1» готов «ступить» на лунную поверхность и начать свой исторический рейс.

Сход с посадочной ступени был одним из самых волнующих моментов после посадки «ЛУНЫ-17». Понятно, что и эта операция неоднократно «проигрывалась» на Земле, но в заводских условиях и не экипажем, поскольку на лунодроме макета посадочной ступени не было.

Экипаж принимает решение о варианте схода, и командир расчёта экипажа Николай Ерёмченко даёт команду: «Первая – вперёд». Водитель Габдулхай Латыпов направляет штурвал управления от себя на одно деление, нажимает кнопку на его торце, и в космос полетела команда на сход лунохода. Историческое событие произошло в 09:27:07 московского времени. «ЛУНОХОД-1» начал отпечатывать свою первую колею по лунной поверхности, удалившись от посадочного устройства на двадцать метров. Включили курсовую телекамеру и убедились, что всё в порядке.

Теперь надо выйти на ровную площадку и развернуть луноход так, чтобы он «смотрел» на Солнце. Такой манёвр необходим для пополнения запаса электроэнергии в аккумуляторах. Задание было выполнено, после чего ещё раз сняли фотопанораму, на которой все увидели проложенную советским луноходом первую колею на Луне (рисунок 4).

В 21:30:00 с «ЛУНОХОДОМ-1» вновь установлена связь.

В конференц-зале присутствуют прибывшие на НИП-10 академики М.В. Келдыш, М.Д. Миллионщиков, А.П. Виноградов, М.С. Рязанский, лётчик-космонавт СССР В.Ф. Быковский и др. (рисунок 5). Вместе с ними прибыли журналисты и фотокорреспонденты центральных СМИ.

В 23 часа начался очередной, 104-й сеанс. Места за пультами занял расчёт экипажа в составе: И.Л. Фёдоров (командир), В.Г. Довгань (водитель), Н.Я. Козлитин (оператор ОНА), В.Г. Самаль (штурман) и А.Е. Кожевников (бортинженер). Рядом с ними находились члены «горячего резерва» Н.М. Ерёмченко, Г.Г. Латыпов, В.М. Сапранов, К.К. Давидовский и Л.Я. Мосензов, готовые в необходимый момент прийти на выручку. Недалеко от пульта водителя расположился и В.Ф. Быковский (рисунок 6).

Назавтра все газеты Советского Союза и зарубежная печать опубликовали сообщение ТАСС, где, в частности, говорилось: «Передвижение по Луне самоходного аппарата осуществляется с помощью восьмиколёсного шасси... Управление движением «ЛУНОХОДА-1» производится из Центра дальней



рисунок 5. На переднем плане слева направо: академики М.С. Рязанский, М.В. Келдыш, М.Д. Миллионщиков, А.П. Виноградов и Г.Н. Бабакин



справа налево: И.Л. Фёдоров, В.Г. Довгань, Н.Я. Козлитин, В.Г. Самаль.

рисунок 6. Сеанс 104

космической связи с использованием телевизионной информации о положении аппарата и характере рельефа окружающей лунной поверхности...».

А о том, что управление луноходом осуществляется экипажем операторов, в сообщениях не сказано ни слова. Как нам потом сказали спецкоры центральных газет, надо было избежать упоминания участия военных в управлении луноходом. Вот в чём, оказывается, была проблема! Но Г.Н. Бабакин убедил генерал-лейтенанта Г.А. Тюлина в необходимости изменения информации, и уже в следующем сообщении ТАСС отмечалось, что в процессе работы проводилась «...отработка метода управления самоходным автоматическим аппаратом... Система телевизионного наблюдения и радиотелеметрии позволили операторам, осуществляющим управление луноходом из Центра дальней космической связи, уверенно вести самоходный аппарат по маршруту, контролировать прохождение препятствий и следить за состоянием бортовых систем». А 11 декабря в сообщении ТАСС впервые прозвучало, что «под управлением экипажа луноход совершал манёвры, обходя естественные лунные препятствия».

Так была дана «отмашка». И газета «Правда» в репортаже своего корреспондента В. Смирнова сообщила, что «20 ноября незадолго до сеанса связи руководитель группы управления познакомил нас с экипажем лунохода. Это молодые, подтянутые ребята в синих элегантных костюмах спортивного покрова со значками на отворотах рубашек: рубиновые пятиугольники с рельефными буквами «СССР».

Сеанс продолжался почти пять часов. Впервые через два часа работы была проведена смена расчётов экипажа.

22 ноября провели заключительный, № 107 сеанс с луноходом в первом лунном дне. Место для ночлега выбрали удачно. Луноход установили с таким расчётом, чтобы во второй лунный день панель

солнечной батареи смогла воспринять лучи восходящего Солнца.

На заключительном заседании ОТР, по мнению руководителя медицинской бригады ИМБП полковника медицинской службы Ю.А. Петрова, «...необходимо учитывать работу операторов в необычных сложных условиях. Значительна моральная ответственность операторов, в чьих руках находится судьба огромного труда большого коллектива конструкторов и учёных: достаточно допустить одну грубую ошибку в технике управления луноходом, чтобы программа грандиозного эксперимента оказалась не выполненной. Эту нагрузку на нервы, сердце и мозговой центр трудно даже сравнивать с чем-то в наземных условиях – даже с разминированием» (Петров Ю.А., 1978).

Г.Н. Бабакин, отвечая на вопрос корреспондента газеты «Правда», как он, Главный конструктор, оценивает работу экипажа и других наземных служб, принимающих участие в управлении луноходом, отметил: «В Командно-измерительный комплекс входят различные службы. Среди них в данной работе основная, ведущая роль принадлежит экипажу лунохода, или, как мы их называем, «сидячим космонавтам». Мы учим луноход «ходить» по Луне. Экипаж должен хорошо ориентироваться и приводить его в точно заданное место. Параллельно с этим проводится большой объём научных исследований. С работой экипаж справляется прекрасно. Но далось это ему не так просто. Они прошли большой курс теоретической учебы, включающий изучение конструкции и работы всех систем подвижной лаборатории, многодневные тренировки на лунодроме, первые часы управления аппаратом на Луне. В результате экипаж получил хороший опыт, навыки. Но волнения, как всегда, конечно, были. Хотя и привычные уже операции выполнялись, но сердце иногда щемило. Правда, мы действуем очень осторожно. Это вполне естественно, ведь когда-то и трамвай, и автомобиль были первыми. Теперь появилась первая лунная машина. Управлять ею трудно, я имею в виду водителей лунохода, мастерство которых ещё далеко до совершенства. Но первые шаги сделаны, а навыки даются практикой. Я уверен, наши водители станут настоящими лунными «ассаами».

Г.А. Тюлин, подводя итоги, выразил благодарность всем участникам за чёткую и слаженную работу и принял решение сфотографировать экипаж лунохода вместе с главными организаторами и руководителями этого уникального космического эксперимента. Так появилась уникальная фотография, опубликованная в открытой печати только через 20 лет (рисунок 7) (Довгань В.Г., 1993).

24 ноября в Море Дождей наступила ночь. 5 и 6 декабря Крымской астрофизической обсерваторией АН СССР были посланы в сторону Луны и зарегистри-



справа налево (в первом ряду): Г.Н. Бабакин, Г.А. Тюлин, А.А. Большой, В.П. Пантелеев, А.П. Романов, Н.И. Бугаев; за ними стоят: В.Г. Самаль, Г.Г. Латыпов, В.И. Чубукин, А.К. Чвиков, И.Л. Фёдоров, Н.Я. Козлитин, Л.Я. Мосензов, К.К. Давидовский, Н.М. Ерёмченко, В.М. Сапранов, А.Е. Кожевников, В.Г. Довгань. Симферопольский ЦДКС, 22.11.1970.

рисунок 7. Члены Государственной комиссии с экипажем лунохода

рованы чёткие отражённые сигналы от лазерного отражателя «ЛУНОХОДА-1». Аналогичный эксперимент выполнялся французскими учёными в обсерватории Пик-дю-Миди.

На заседании ОТР 12 января было рассмотрено предложение ГОГУ, принятое Госкомиссией, изменить маршрут лунохода в третьем лунном дне. Перед экипажем поставили задачу: с использованием только навигационных средств (не по старой колее) вернуться к месту посадки «ЛУНЫ-17».

13 января в 19:30 начался эксперимент по выполнению навигационной задачи, впервые проводимый в мировой космонавтике. С большим волнением всматривались в телевизионные изображения все участники предстоящего события – встречи с лунной колеёй, проложенной в предыдущем лунном дне. И вскоре Геннадий Латыпов доложил, что видит её. Подойдя к ней поближе, луноход развернули и сняли панораму, на которой отчётливо видны следы его колёс, оставленные более месяца назад.

18 января в очередном сеансе связи, проходившем с 00:30 до 04:45, расчёт Фёдорова приступил к завершающему этапу выхода лунохода к месту посадки «ЛУНЫ-17». В начале сеанса движения луноход пересёк старую колею, о чём я с нескрываемой радостью произнёс: «Есть первый перекрёсток на Луне!».

Преодолев несколько кратеров диаметром более 20 метров с крутизной склонов до 15 градусов, луноход остановился в 10 метрах от посадочной ступени.

В конце сеанса движения включили телефотометры и получили панораму, на которой были чёткие изображения Земли и посадочной ступени.

Общее расстояние, пройденное луноходом на этом маршруте, составило 3593 метров.

Таким образом, эксперимент по оценке точности и надёжности навигационного комплекса, а также проверка методических принципов навигации и вождения лунохода был выполнен с высокой точностью. Ошибка расчётной точки выхода «ЛУНОХОДА-1» к посадочной ступени составила всего 30 метров.



рисунок 8. Восход Солнца на Луне

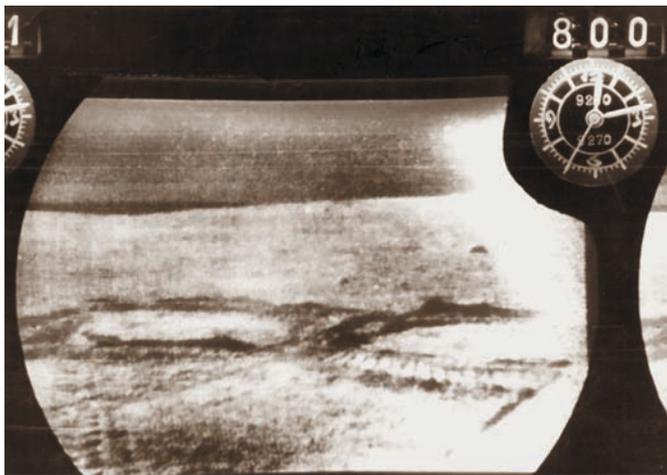


рисунок 9. «ЛУНОХОД-1» создал символическую «восьмёрку» в честь 8 Марта (телевизионный кадр) 09.03.1971

20 января на совещании ОТР Г.Н. Бабакин подчеркнул, что генеральная программа – возвращение лунохода к посадочной ступени была выполнена в точно определённое время.

Одним из ярких и, пожалуй, самых красивых эпизодов стал восход Солнца на Луне. Уходя в ночь, луноход всегда устанавливали таким образом, чтобы солнечная панель была направлена на лучи восходящего Солнца, которые подзаряжали аккумуляторные батареи и в дальнейшем включали бортовой радиокомплекс. Но момент восхода мы никогда не видели, потому что включать телекамеру было опасно – мог выйти из строя видикон.

По согласованию со специалистами в программу первого сеанса 7 февраля всё-таки запланировали приём телевизионного изображения солнечной короны перед восходом Солнца, который ожидался с 14:40 до 15:15. Включили камеру и, как только увидели на мониторе момент появления первого

солнечного луча, буквально через несколько секунд её выключили. Это необычное и очень красивое зрелище зафиксировали наши «телевизионщики», они стали первыми, кто увидел восход Солнца на Луне (рисунок 8).

В пятом лунном дне кто-то напомнил о главном женском празднике. И тогда появилось неожиданное предложение: нарисовать на поверхности Луны цифру «8», снять панораму и снимки вручить женщинам. О своей затее, по понятным причинам, решили начальству не докладывать. Сказано – сделано. Во время сеанса движения по предварительному расчёту сделали две соприкасающиеся окружности (развернув шасси на 360°), отошли назад и увидели на экране задуманный узор. Это произошло 9 марта в 00:13 (рисунок 9).

Убедившись, что всё получилось, сняли панораму, а фрагмент с теперь вечной «восьмёркой» вручили женщинам. Космический автограф экипажа был принят с восторгом (рисунок 10).

Заключительный сеанс по подготовке к очередной 11-й лунной ночи начался 14 сентября в 13:00:00. «ЛУНОХОД-1» установили на ровной горизонтальной площадке в таком положении, чтобы угловой светоотражатель мог обеспечивать многолетнее проведение лазерной локации лунохода с Земли. В 13:54:00 закрыли панель солнечной батареи. Как оказалось, это был последний сеанс связи с нашим лунным путешественником. С наступлением 12-го лунного дня 30 сентября в 19:16:00 на борт лунохода была выдана, как обычно, первая серия команд для включения передатчиков, но луноход на связь не вышел. Попытки повторных выданных радиокоманд 1, 2 и 4 октября к успеху не привели: ответный сигнал не был получен.

По всей вероятности, прекращение активного функционирования «ЛУНОХОДА-1» было вызвано выработкой ресурсов его изотопного источни-

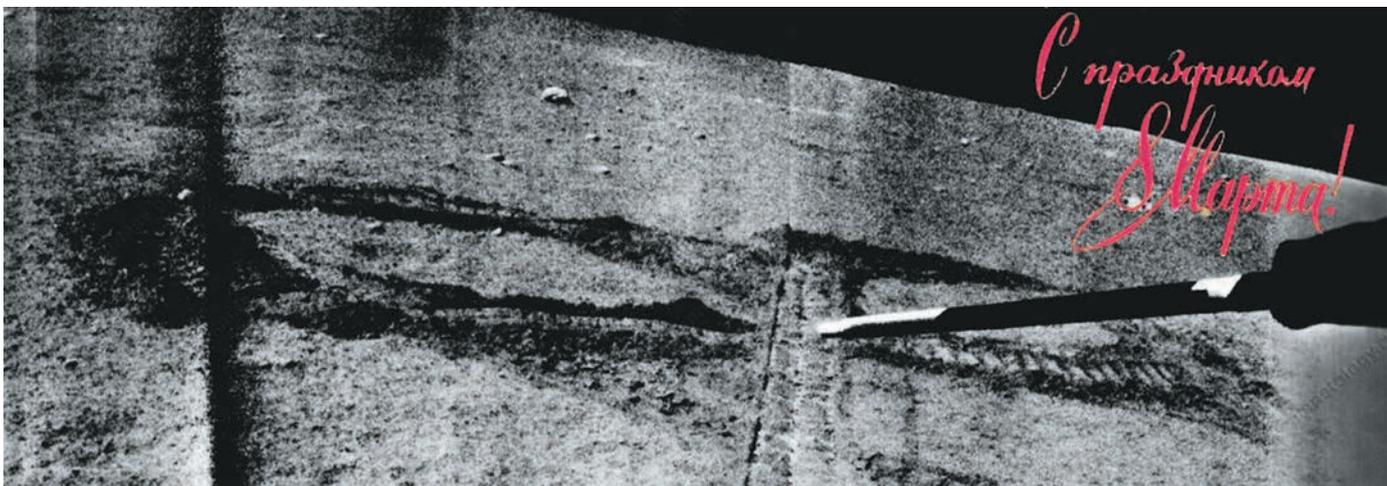


рисунок 10. Фрагмент панорамы с космическим автографом

ка тепла. В результате чего во время лунной ночи температура в герметичном контейнере снизилась ниже предельно допустимой. К тому же выработали свой ресурс и аккумуляторные батареи, потерявшие способность накапливать достаточное количество электроэнергии.

«ЛУНОХОД-1» перевыполнил запланированную трёхмесячную программу, работа осуществлялась в течение 322 суток (17.11.1970–04.10.1971), а длительность его активной деятельности составила 301 сутки 06 часов 37 минут. При этом проведён 171 сеанс связи, в том числе 116 сеансов движения, на борт по радиоканалам передано 24829 команд, принято 211 панорам и около 20 тысяч снимков лунной поверхности. Расстояние пройденного пути составило 10 540 метров, проведено детальное топографическое обследование лунной поверхности на площади около 80 000 м². В 537 точках изучались физико-механические свойства поверхностного слоя грунта, а в 25 местах проведён его химический экспресс-анализ. Получены результаты экспериментов с установленным на «ЛУНОХОДЕ-1» рентгеновским телескопом, радиометрической аппаратурой и французским уголковым лазерным отражателем.

Для того чтобы учёные имели возможность лучше интерпретировать научные данные в привязке к лунной местности, рабочая группа по планетной номенклатуре при Международном астрономическом союзе (МАС) утвердила 12 названий кратеров, расположенных по маршруту «ЛУНОХОДА-1». Эти кратеры невелики, от 100 до 400 м в диаметре, и в соответствии с правилами МАС их названия могут соответствовать личным именам. Так, в электронную энциклопедию Луны (Moon-Wiki) вошли имена двенадцати членов экипажа ЛУНОХОДА (Карачевцева И.П., Конопихин А.А. и др., 2012).

(Для справки: Кратеры, расположенные по маршруту «ЛУНОХОДА-2», также получили 17 названий, в числе которых 5 кратеров носят имена сотрудниц НПО им. С.А. Лавочкина, непосредственно участвовавших в работах по управлению луноходом, это: Вера Александровна Коровкина, Елена Николаевна Филиппова, Лия Исааковна Оксман, Нина Андреевна Нагорных, Валентина Михайловна Павлова.)

Создание и успешная работа «ЛУНОХОДА-1» уже вошли в мировую историю развития науки и техники. Осуществив большую научную работу, первый в мире телеуправляемый луноход остался на Луне как памятник триумфу советской космонавтики.

В марте 2010 года американские учёные с помощью космического аппарата LRO обнаружили и провели крупномасштабное фотографирование местонахождения американских посадочных лунных моделей, посадочных ступеней советских КА, в том числе «ЛУНОХОДА-1», «ЛУНОХОДА-2» и следы

их колёс. По этой информации было уточнено расстояние, пройденное «ЛУНОХОДОМ-1», которое, по их оценке, составило 9900 метров.

И в качестве заключения. В своё время А.Л. Кемурджиан сформулировал мысль, которая затем многократно тиражировалась без ссылки на автора: «Думаю, что так же, как мы помним о первом пароходе, первом самолёте, первом автомобиле, все будут помнить о первом луноходе...».

Слово «Lunokhod» вошло в мировое обращение без перевода так же, как слово «Sputnik».

список литературы

Багров А.В. и др. Предложения по развитию инфраструктуры как важного этапа в исследовании и освоении Луны // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 4. С. 24-30.

Довгань В.Г. «Первая – вперёд!» // АЭРО. 1993. № 2.

Довгань В.Г. Лунная одиссея отечественной космонавтики. От «Мечты» к луноходам. Ростов-на-Дону: Изд-во Южного федерального университета, 2015. С. 307.

Карачевцева И.П., Конопихин А.А. др. Атлас «ЛУНОХОДА-1»: геоинформационное картографирование и анализ региона посадки АМС «ЛУНА-17» по данным дистанционного зондирования спутника Lunar Reconnaissance Orbiter // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2012. Т. 9, № 4. С. 292-303.

Космические аппараты для исследования Луны. В кн. Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований / Под общ. ред. д-ра техн. наук, проф. Г.М. Полищука и д-ра техн. наук, проф. К.М. Пичхадзе. М.: МАИ-ПРИНТ, 2010. С. 21-127.

Маленков М.И. и др. ВНИИТрансмаш – исследованию космоса / Гл. ред. Э.К. Потемкин. СПб.: ВНИИТрансмаш, 2003. 113 с.

Петров Ю.А. Психологические проблемы дистанционного управления. Передвижная лаборатория на Луне «ЛУНОХОД-1». Т. 2. М.: Наука, 1978. С. 184.

Постановление ЦК КПСС и СМ СССР о создании объекта «Е». [Электронный ресурс.] // URL: <https://www.roscosmos.ru/26768/> (дата обращения: 16.10.2020).

Шириаков А.Е. и др. На шаг впереди (к 80-летию ОКБ НПО им. С.А. Лавочкина) // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 2. С. 3-18. DOI: 10.26162/LS.2019.44.2.001.

Статья поступила в редакцию 20.10.2020

Статья после доработки 21.10.2020

Статья принята к публикации 21.10.2020

РАСЧЁТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ СОБСТВЕННОЙ ВНЕШНЕЙ АТМОСФЕРЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ РАЗРАБОТКИ АО «НПО ЛАВОЧКИНА»

DESIGN STUDY OF THE OWN EXTERNAL ATMOSPHERE OF SPACECRAFT DEVELOPED BY LAVOCHKIN ASSOCIATION



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



М.Ю. Куршаков²,
кандидат физико-
математических наук,
mk1205@tsniimash.ru;
M.J. Kurshakov



Е.М. Твердохлебова²,
кандидат
технических наук,
tverdokhlebova@tsniimash.ru;
E.M. Tverdokhlebova

Представлены результаты расчётных исследований собственной внешней атмосферы космических аппаратов разработки АО «НПО Лавочкина». Приведены элементы математической модели и методики расчёта, описаны основные расчётные случаи. Представлены анализ полученных результатов и рекомендации по снижению уровней собственной внешней атмосферы исследуемых аппаратов.

Ключевые слова:
космический аппарат;
собственная внешняя атмосфера;
летучие конденсирующиеся вещества;
газовыделение;
осаждение.

DOI: 10.26162/LS.2020.49.3.004

ВВЕДЕНИЕ

На протяжении длительного времени специалисты организаций АО «НПО Лавочкина» и АО «ЦНИИ-маш» сотрудничают в области исследований собственной внешней атмосферы (СВА) космических аппаратов (КА). В АО «ЦНИИмаш» по исходным

The results of computational studies of the own external atmosphere of spacecraft developed by NPO Lavochkin JSC are presented. The elements of the mathematical model and calculation methods are presented, the main design cases are described. The analysis of the results obtained and recommendations for reducing the levels of the own external atmosphere of the investigated vehicles are presented.

Key words:
spacecraft;
own external atmosphere;
volatile condensing substances;
gas evolution;
precipitation.

данным АО «НПО Лавочкина» проводились совместные исследования СВА таких КА как «ПРОГНОЗ», «СПЕКТР-РГ», «СПЕКТР-УФ», «ЭЛЕКТРО-Л», «ФОБОС-ГРУНТ» и др. (Шуришаков А.Е. и др., 2019).

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

² АО «ЦНИИмаш», Россия, Московская область, г. Королев.
JSC «TsNIIMash», Russia, Moscow region, Korolev.

При функционировании КА в космическом пространстве СВА образуется в результате: различных процессов газо- и пылевыведения конструкционных материалов и покрытий (КМП) с внешних поверхностей КА; воздействия газовых сред струй двигателей при работе двигательных установок; эрозии внешних поверхностей под воздействием струй двигателей и высокоэнергетических частиц набегающего потока; выхода газов из негерметичных отсеков и при работе аппаратуры КА; воздействия ряда факторов космического пространства (ФКП) (*Надирадзе А.Б. и др., 2007; Хасанишин Р.Х. и др., 2007*). Дополнительно на процессы газо- и пылевыведения значительно влияют солнечное излучение (особенно в его ультрафиолетовой части спектра), а также изменение в широких пределах температур (термоциклирование) газывыделяющих поверхностей.

Воздействие газовой и пылевой составляющих СВА приводит к загрязнению поверхностей КА и его бортовых систем, а также к изменению оптического фона возле аппарата. Загрязнение оптических поверхностей и появление твёрдых частиц в поле зрения оптических приборов может существенно повлиять на их чувствительность, исказить информационный сигнал. Осаждение вещества на поверхностях радиаторов систем терморегулирования, панелей солнечных батарей способно повлиять на эффективность их работы (*Рыжов Ю.А., 1988; Иванков А.А., 2011; Иванов Н.Н. и др., 2019*). С учётом выше изложенного при разработке КА, особенно в связи с увеличением срока его активного существования, необходимо учитывать воздействие СВА на работу приборов и служебных систем, по возможности исключая или сводя к минимуму такое воздействие.

1. Обзор выполненных работ

Большой объём работ был проведён при исследовании СВА КА серии «СПЕКТР» и «ЭЛЕКТРО-Л». В научно-технических отчётах (НТО), выполненных по заказу АО «НПО Лавочкина», были обобщены и представлены программно-методические материалы и результаты расчётов о формировании газовой и пылевой составляющих СВА для исследуемых КА.

В обзорах отечественных натурных измерений параметров СВА, проведенных на КА серии «КОСМОС», на станциях «Салют-7» и «Мир», а также в ряде зарубежных экспериментов, осуществлённых в ходе полётов станции «Скайлэб» и многоцветного транспортно-космического корабля по программе «Спейс шаттл», приведены данные о возможном воздействии ФКП на материалы поверхностей изделий ракетной космической техники (РКТ).

На основании имеющихся экспериментальных данных в выполненных расчётах были определены параметры газоотделения КМП, занимающих значительную площадь на внешней поверхности КА. Среди них – пакеты ЭВТИ, тыльные (нерабочие) поверхности панелей солнечных батарей (СБ), поверхности радиаторов, покрытых кремнийорганической эмалью марки КО-5191. Также был определен перечень неметаллических материалов, которые из-за большого газывыведения не рекомендуется размещать в полях зрения оптических приборов.

Анализ конструкции исследуемых КА показал, что из применяемых КМП наибольший вклад как в газовую, так и в пылевую составляющие СВА вносят пакеты ЭВТИ. Источником пыли при этом могут быть либо технологическая пыль в процессе изготовления, запуска и других наземных операций, проводимых с КА, либо деструкция и разрушение материалов, происходящие под воздействием тепловиброударных нагрузок, а также под воздействием ФКП.

Размеры частиц пыли, выделяемых поверхностями материалов, лежат в достаточно широком диапазоне значений – от 0.5 до сотен мкм. Интенсивность удельного пылевыведения наружных покрытий, как и скорость движения частиц пыли, зависит от множества факторов, в частности от механических и температурных нагрузок, испытываемых материалами в процессе эксплуатации КА. Так, например, по данным АО «ЦНИИмаш» интенсивность выделения пылевых частиц из пакетов ЭВТИ, обшитых ариamidной тканью, от 10^{-3} до 10^{-2} ($\text{м}^2 \cdot \text{с}^{-1}$).

Чтобы определить истинные значения характеристик пылевыведения покрытий, необходимо проведение специальных стендовых испытаний материалов на пылевыведение при воздействии основных ФКП, сопутствующих функционированию КА в космосе. Для испытаний материалов на пылевыведение при воспроизведении натурной циклограммы теплового и виброударного нагружения была использована имеющаяся в АО «ЦНИИмаш» магнитогазодинамическая установка МГДТ-16.

Основным источником образования СВА являются также двигатели системы управления КА. Анализ имеющихся экспериментальных данных показал, что в выхлопной струе термokatалитических двигателей коррекции (ТКД) КА серии «СПЕКТР» и «ЭЛЕКТРО-Л» возможно наличие загрязняющих веществ как в конденсированной, так и в газовой фазах. При этом капли рабочего тела (гидразина) с размером до 25...30 мкм (при среднем размере около 10 мкм) распространяются преимущественно в пределах конуса с углом полураствора $7...10^\circ$. Концентрация капель при этом может достигать $10^{12}...10^{13} \text{ м}^{-3}$. Особенно вероятен выброс жидкой фазы в течение

первых нескольких десятков миллисекунд после включения ТКД. На холодных поверхностях с температурой менее 200 К возможна конденсация продуктов выброса из двигателей со скоростью осаждения около 10^{-7} кг/(стер·с) в течение первых нескольких секунд работы двигателя в пределах конуса с углом полураствора около 15° . При отклонении от оси струи на угол более 20° скорость осаждения снижается примерно на порядок. При последующем нагреве охлажденной поверхности конденсат испаряется не полностью.

Что касается газовых двигателей стабилизации (ДС), то при их включении возможен проскок неразложившегося гидразина. При проведении расчётов оценивались возможные размеры и концентрации образующихся при этом частиц.

Используемый в расчётах численный метод подробно описан в НТО (Куришаков М.Ю., Твердохлебова Е.М. и др. Разработка методики..., 2013) и реализован в компьютерных программах расчёта параметров СВА. С использованием разработанных математических моделей проведены оценочные расчёты потоков загрязнений на входные зрачки телескопов СОДАРТ, JET-X, LIME-MART, EUVITA и брэгговского спектрометра (исследования проводились для начального варианта КА «СПЕКТР-РГ»), астродатчиков и звёздно-планетных приборов, а также на поверхности панелей СБ.

Для оценки влияния светового фона СВА на бортовую оптическую аппаратуру исследовались оптические характеристики СВА. На основе данных о размерах, материале, концентрациях частиц пыли и газов вдоль линий визирования приборов были проведены расчёты излучательных характеристик частиц пыли и газовых компонентов СВА. Для этого определялись интегральные концентрации частиц пыли и плотности молекулярного столба (ПМС) вдоль осей визирования всех перечисленных целевых и служебных приборов

$$N = \int_0^L n(\vec{r}) dl,$$

где \vec{r} – радиус-вектор точки на линии визирования;
 n – концентрация частиц в точке \vec{r} ;

L – расстояние вдоль линии визирования прибора, на котором концентрация частиц становится пренебрежимо малой.

Были рассмотрены и проанализированы основные механизмы, приводящие к образованию светового фона СВА, среди которых – рассеяние солнечного света на кластерах струй двигателей, на частицах ЭВТИ, а также свечение газовой составляющей СВА под воздействием потоков фотонов и протонов Солнца. Рассчитаны сила излучения частиц и яркость фона СВА в оптическом диапазоне.

2. Методика и результаты расчёта

Подробно методика и описание общего программного пакета для расчёта параметров СВА КА на ПЭВМ представлены в описаниях программ (Куришаков М.Ю., Твердохлебова Е.М. и др. Расчет...аппарата, 2013; Куришаков М.Ю., Твердохлебова Е.М. и др. Расчет...телескопа, 2013). Рассмотрим в качестве примера отдельный программный модуль в составе общего программного пакета, который применялся для определения количества вещества, приходящего на поверхность КА от каких-либо источников загрязнения, таких как набегающий поток атмосферных частиц, поток массы вещества при газовой выделении из материалов, поток газа от струй ДУ и др. Приведём методику расчёта осаждения летучих конденсирующихся веществ (ЛКВ) из материалов, применяемых в конструкции КА, на заданную поверхность, для определенности – на плоскость входного какого-либо отверстия оптического прибора.

При изложении методики в качестве примера источника загрязнения рассмотрим газовыделяющую поверхность S (рисунок 1) и на ней – элементарную площадку dS с центром в точке P , радиус-вектором \vec{r} и внешней нормалью \vec{n} , и локальную, связанную с точкой P декартову систему координат X, Y, Z . Введём характеристику источника газовой выделения (массы вещества), такую как I – интенсивность газовой выделения в единицу времени t с единицы площади проекции элемента $dS_{\perp} = dS \cdot \cos\theta$, перпендикулярной направлению единичного вектора $\vec{\omega}$ (направленного

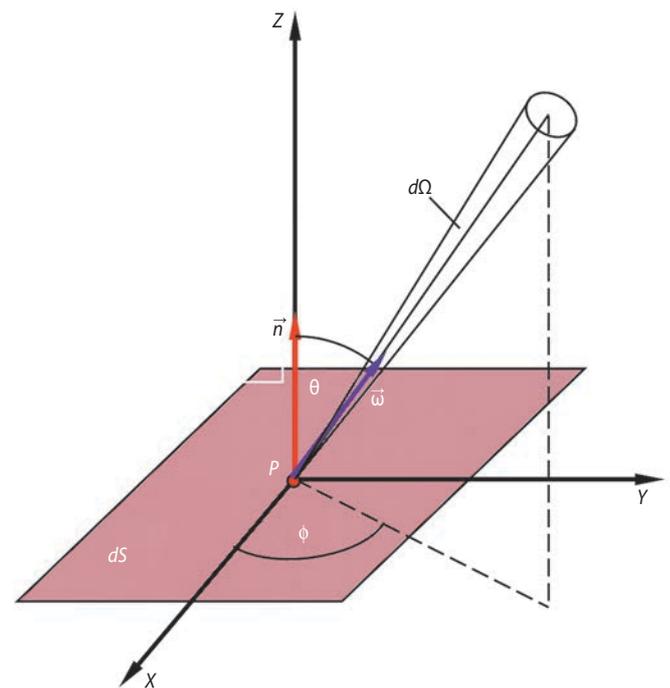


рисунок 1. Локальная система координат в точке поверхности P

вдоль переноса массы вещества) в единицу телесного угла $d\Omega = \sin\theta d\theta d\varphi$, осью которого является вектор $\vec{\omega}$. Отметим аналогию этого определения с определением интегральной (по всему спектру излучения) интенсивности излучения (Пилюгин Н.Н., Турский Г.А., 1989), в которой вместо массы вещества используется энергия излучения.

Для точки P поверхности КА интенсивность газовой выделенности I определяется выражением

$$I = f(t, \vec{r}, \vec{\omega}) = \frac{dM}{dt dS \cos\theta d\Omega}, \quad 0 \leq \theta < \pi/2, \quad (1)$$

где M – масса выделяющегося газа.

Интенсивность газовой выделенности I в общем случае является сложной функцией, зависящей от времени, координат точки P и направления $\vec{\omega}$ движения частиц газа (рисунок 1). Единичный вектор $\vec{\omega}$ в системе координат X, Y, Z определяется выражением $\vec{\omega} = \{\sin\theta \cos\varphi, \sin\theta \sin\varphi, \cos\theta\}$, где θ и φ – соответственно полярный и азимутальный углы в локальной, связанной с точкой P поверхности КА сферической системе координат. Рассмотрим далее систему поверхностей S_1 и S_2 , из которых S_1 является газовой выделенной, а S_2 – поверхность, на которую осаждаются продукты газовой выделенности с S_1 . Рассмотрим соответствующие исследуемым поверхностям произвольные элементарные площадки dS_1 и dS_2 (рисунок 2) с внешними нормальными \vec{n}_1 и \vec{n}_2 . Очевидно, что условием взаимной видимости площадок dS_1 и dS_2 является одновременное выполнение двух соотношений (неравенств) вида $(\vec{n}_1 \cdot \vec{\omega}) > 0$ и $(\vec{n}_2 \cdot \vec{\omega}) < 0$

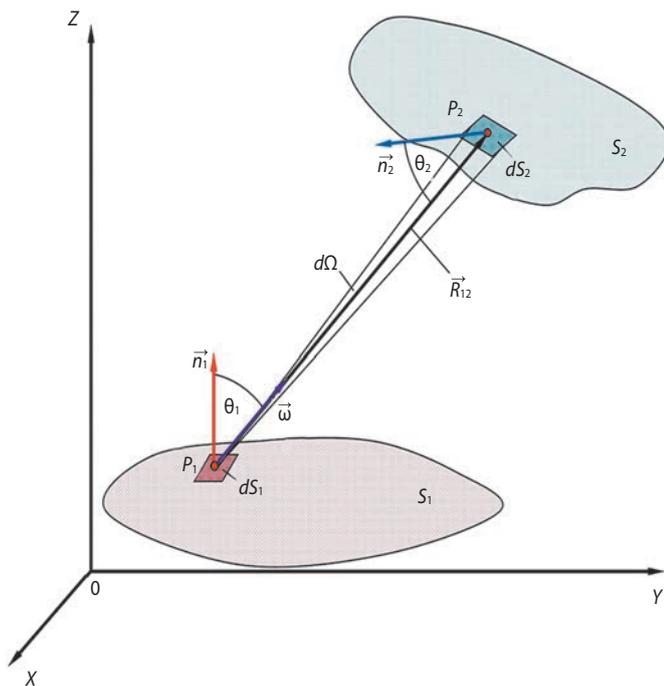


рисунок 2. Физическая картина массопереноса при газовой выделенности и осаждении веществ

Определим массу частиц dM_{12} , унесенных с площадки dS_1 и осаждающихся на элементе поверхности dS_2 . Очевидно, что это будет масса частиц, выделившихся с элемента dS_1 за время dt и попавшая внутрь телесного угла $d\Omega$ вдоль направления единичного вектора $\vec{\omega}$ с вершиной в точке $P_1 \in dS_1$ и опирающегося на площадку dS_2 :

$$d\Omega = \frac{dS_2 \cos\theta_2}{R_{12}^2} = \frac{dS_{2\perp}}{R_{12}^2}, \quad (2)$$

где θ_2 – угол между нормалью \vec{n}_2 и направлением вдоль вектора \vec{R}_{12} , проведенного из точки P_1 в точку P_2 соответственно площадок dS_1 и dS_2 .

Искомая масса dM_{12} с использованием формулы (1) определится выражением

$$dM_{12} = I \cos\theta_1 d\Omega dS_1 dt. \quad (3)$$

В этом выражении предполагается (проводится оценка сверху), что вся масса вещества, выделившегося с поверхности S_1 , осаждается на элементе поверхности dS_2 , т.е. коэффициент прилипания вещества, осаждающегося на dS_2 , равен 1. Отметим, что это допущение справедливо для летучих конденсирующихся веществ, выделяемых с S_1 .

Подставляя в (3) выражение для элемента телесного угла $d\Omega$, получим соотношение для массы частиц dM_{12} , выделившихся с площадки dS_1 и попавших (осажденных) на элементарную площадку dS_2 исследуемой поверхности S_2 (рисунок 2) в виде

$$\begin{aligned} dM_{12} &= I \cos\theta_1 \frac{dS_2 \cos\theta_2}{R_{12}^2} \cdot dS_1 dt = \\ &= I \frac{\cos\theta_1 \cos\theta_2}{R_{12}^2} \cdot dS_2 dS_1 dt. \end{aligned} \quad (4)$$

Суммарное значение массы частиц M_{12} , осажденных на единичной площадке $dS_2=1$ поверхности S_2 КА в интервале времени $[0, t_k]$, в предположении независимости величины I от направления переноса массы загрязняющих веществ и координат точки поверхности S_1 определится выражением

$$\begin{aligned} M_{12} &= \int_0^{t_k} \int_{S_1} I \frac{\cos\theta_1 \cos\theta_2}{R_{12}^2} \cdot dS_1 dt = \\ &= \int_0^{t_k} Idt \int_{2\pi} \cos\theta \cdot d\Omega \cdot dS_1 = J_t \cdot J_{S_1}. \end{aligned} \quad (5)$$

Здесь введены обозначения: J_t – часть интеграла (5), зависящая только от времени («временная» часть), а J_{S_1} – зависящая только от взаимного расположения поверхности S_1 и площадки dS_2 («геометрическая» часть). Значения J_t и J_{S_1} в (5) определяются выражениями

$$\begin{aligned} J_t &= \int_0^{t_k} Idt, J_{S_1} = \int_{S_1} \frac{\cos\theta_1 \cos\theta_2}{R_{12}^2} \cdot dS_1 = \\ &= \int_{2\pi} \cos\theta \cdot d\Omega \cdot dS_1. \end{aligned} \quad (6)$$

Поясним форму записи интеграла (5), основанием для которой являются представленные далее выкладки и данные о физике процессов газовой выделению.

Отметим, что наиболее общими физико-химическими процессами, приводящими к газовой выделению (массовому выделению) газообразных веществ с поверхности КМП КА, являются (Надирадзе А.Б. и др., 2007; Хасаншин Р.Х. и др., 2007):

- десорбция молекул веществ, адсорбированных на поверхности материала или образовавшихся на нем при воздействии внешних факторов;
- диффузия и десорбция веществ, абсорбированных или образованных в массе материала в результате внешних воздействий – теплового, а также электромагнитного или ионизирующего излучения;
- испарение вещества в вакууме под воздействием ФКП.

Достаточно общей и широко используемой зависимостью интенсивности газовой выделению с поверхности материалов является соотношение вида (Надирадзе А.Б. и др., 2007)

$$f(t, \vec{r}) = g(t, T(\vec{r})) = g_0 \exp\left(-\frac{t}{\tau_0}\right) \exp\left(-\frac{E_a}{kT}\right),$$

где g_0 – интенсивность газовой выделению в начальный момент времени; τ_0 – постоянная времени; E_a – энергия активации; k – постоянная Больцмана, равная $1.381 \cdot 10^{-23}$ Дж/К; T – температура поверхности материала.

В практических вычислениях приведённая формула, как правило, не используется, что связано с трудностями экспериментального определения постоянных τ_0 и E_a для конкретных материалов, применяемых в конструкции КА. Такие работы вследствие их значительной сложности на предприятиях космической отрасли, включая АО «НПО Лавочкина», в настоящее время практически не проводятся. Кроме того, в рамках представленной формулы почти невозможно корректно учесть зависимость интенсивности газовой выделению от температуры поверхности КА, величина которой меняется в широких пределах в зависимости от ориентации КА относительно внешних источников тепла, режима функционирования аппарата в космическом пространстве, циклограммы работы приборов и оборудования, а также других факторов.

Поэтому на практике при проведении расчётных оценок СВА КА используются различные упрощающие предположения. Часто проводятся оценки по параметрам осаждения ЛКВ в заданных зонах КА, например, в зонах расположения оптико-электронных приборов, причём расчёт выполняется сразу для всего срока активного существования (САС) КА с использованием максимальных по газовой выделению

температурных условий на поверхности, т.е. определяется верхняя максимальная оценка по газовой выделению и осаждению ЛКВ на поверхностях КА.

Для проведения таких оценок используют данные, полученные с помощью испытаний материалов по методике ГОСТ Р 50109, по которой для заданной циклограммы вакуумно-теплового воздействия на образец определяются такие характеристики материалов, как общая потеря массы (ОПМ) и содержание ЛКВ. В рамках методики определяется масса ЛКВ – $m_{\text{ЛКВ}}$, содержащаяся в материале и способная выделиться из него при вакуумно-тепловом воздействии. С помощью этой характеристики можно оценить максимально возможное количество ЛКВ, способное конденсироваться в исследуемой зоне поверхности КА за всё время САС. Найдём с использованием значения $m_{\text{ЛКВ}}$ и формулы (3) значение интеграла J_t в (5), определяя при этом количество вещества, выделяемого с единицы площади поверхности материала в верхнюю полусферу, полагая $dS_1=1$. Интегрируя (3) по верхней полусфере, полагая при этом независимость интенсивности газовой выделению от направления переноса массы и от точки поверхности КА, будем иметь

$$M_{12} = m_{\text{ЛКВ}} = \int_0^{t_k} Idt \int_{2\pi} \cos \theta \cdot d\Omega \cdot dS_1 = \\ = \int_0^{t_k} Idt \int_0^{2\pi} d\phi \int_0^{\pi/2} \cos \theta \cdot \sin \theta d\theta = \pi \int_0^{t_k} Idt.$$

Таким образом, с учётом принятых допущений временная часть интеграла (5) может быть записана в виде

$$J_t = \int_0^{t_k} Idt = \frac{1}{\pi} m_{\text{ЛКВ}}, \quad (6)$$

тогда как геометрическая часть J_{S_1} в (5) вычисляется независимо от J_t и является геометрической характеристикой взаимного расположения системы поверхностей S_1 и dS_2 . Отметим, что значение поверхностного интеграла J_{S_1} изменяется в пределах $0 \leq J_{S_1} \leq \pi$.

Таким образом, интегрирование по времени в (5) с использованием принятых допущений сводится к интегралу по времени для функции $I(t)$ независимо от интеграла по поверхности S_1 . Для простых зависимостей $I(t)$ по времени возможно непосредственное вычисление интеграла (6) в явном виде, или в квадратурах (Марчук Г.И., 1981).

При проведении расчётов использовался следующий вычислительный алгоритм. В соответствии с принятой методикой использовалась удобная для проведения расчётов аппроксимация газовой выделяющей поверхности – источника СВА, при условии сохранения полного телесного угла, под которым видна аппроксимируемая поверхность с исследуемой

точки поверхности КА. В практических вычислениях выбранный способ аппроксимации определяется удобством последующего представления и описания поверхности в математической и физической постановках задачи.

В программе при численном определении интеграла (5) вводится сетка – разбиение аппроксимирующей поверхности S_1 на множество расчётных элементов. Формируются массивы, характеризующие элементы разбиения поверхности. Задаются положение расчётного элемента поверхности, его ориентация в пространстве, ряд других характеристик, учитывающих особенности элемента и его место среди множества других элементов. Проводится динамическое размещение массивов, причем их размерность ограничивается только возможностями ПЭВМ и точностью решения задачи. Вычисление поверхностных интегралов (5), определяющих массу осаждающихся (конденсирующихся) продуктов газовой выделенности в исследуемых зонах КА, проводится программно, с использованием операторов цикла по соответствующим переменным.

Следует отметить, что в процессе вывода всех соотношений, полученных в данном разделе, не учитывалось взаимодействие встречных потоков частиц. Это допущение справедливо для реализующегося в исследуемых задачах свободномолекулярного режима течения. При выводе полученных соотношений предполагалось, что все падающие на поверхность S_2 частицы продуктов газовой выделенности полностью осаждаются на ней, т.е. коэффициент отражения r поверхности S_2 равен $r=0$, а коэффициент аккомодации (прилипания) выделенных частиц равен единице. Это условие с большой точностью выполняется для ЛКВ. Очевидно, что такое предположение приводит к максимальным оценкам массы осаждающегося вещества на исследуемых поверхностях.

Рассмотрим полученные результаты.

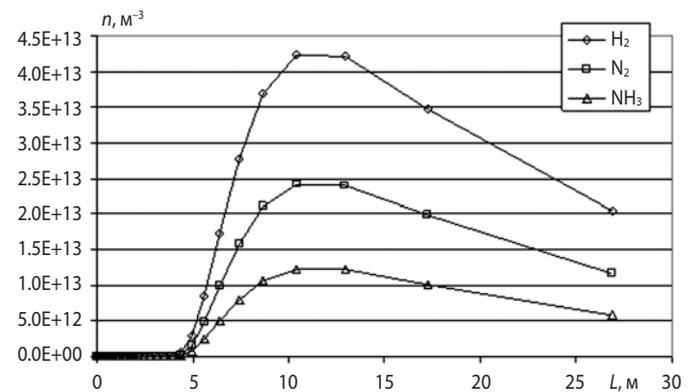
Расчёты параметров СВА КА «ЭЛЕКТРО-Л» проводились для оценки уровней осаждения компонентов СВА на входные отверстия объективов многозональных сканирующих устройств (МСУ) и астродатчиков и на поверхности радиаторов. Определялись также параметры СВА в поле зрения МСУ и астродатчиков при работе ДУ.

Расчётные оценки показали, что наибольший вклад в загрязнение оптических элементов МСУ даёт стеклопластик, из которого выполнена направленная антенна (НА). Суммарный поток осаждения ЛКВ от стеклопластика антенны на входные отверстия объективов МСУ за полное время полёта составил примерно $2 \cdot 10^{-5}$ кг/м². Главным источником загрязнения радиаторов СОТР и астродатчиков была ЭВТИ КА, для которой суммарный поток осажде-

ния ЛКВ составил $2 \cdot 10^{-5} \dots 10^{-4}$ кг/м² для радиаторов и $1.6 \cdot 10^{-6} \dots 1.3 \cdot 10^{-4}$ кг/м² – для астродатчиков.

Для КА «ЭЛЕКТРО-Л» было также определено, что выбросы от струй двигателей коррекции (ДК) и стабилизации (ДС) не попадают на поверхности радиаторов СОТР, а также на оптические поверхности МСУ и астродатчиков. Практически отсутствует попадание выбросов из двигателей в поле зрения МСУ.

При работе ДК, используемых для коррекции наклонения орбиты КА, выбросы со стороны струй будут попадать в поле зрения одного из трёх астродатчиков (среднего по расположению на КА). Интегральные значения ПМС вдоль луча визирования исследуемого астродатчика для компонентов продуктов истечения струй ДК: водород H_2 – $7.0 \cdot 10^{15}$, азот N_2 – $4.3 \cdot 10^{15}$, аммиак NH_3 – $3.1 \cdot 10^{15}$ м⁻².



рисунки 3. Распределения концентраций водорода H_2 , азота N_2 и аммиака NH_3 вдоль линии визирования астродатчика при работе ДС

При работе ДС, используемых для разворотов КА вокруг оси X и коррекции периода орбиты, выбросы со стороны струй двигателей будут попадать в поле зрения крайних (из трёх) астродатчиков. Распределения концентраций для трёх названных компонент струй из этих ДС вдоль луча визирования астродатчика показаны на рисунке 3. Интегральные значения ПМС вдоль луча визирования этого астродатчика для компонентов струй ДС: H_2 – $1.3 \cdot 10^{15}$, N_2 – $7.7 \cdot 10^{14}$, NH_3 – $3.9 \cdot 10^{14}$ м⁻².

В рамках работ по КА «СПЕКТР-УФ» были разработаны и переданы АО «НПО Лавочкина» две программы расчёта (Куришаков М.Ю., Твердохлебова Е.М. Расчет...аппарата, 2013; Куришаков М.Ю., Твердохлебова Е.М. Расчет...телескопа, 2013). По первой программе проводились расчёты суммарных потоков ЛКВ, выпадающих за время САС КА на входное отверстие телескопа Т-170, объекти-

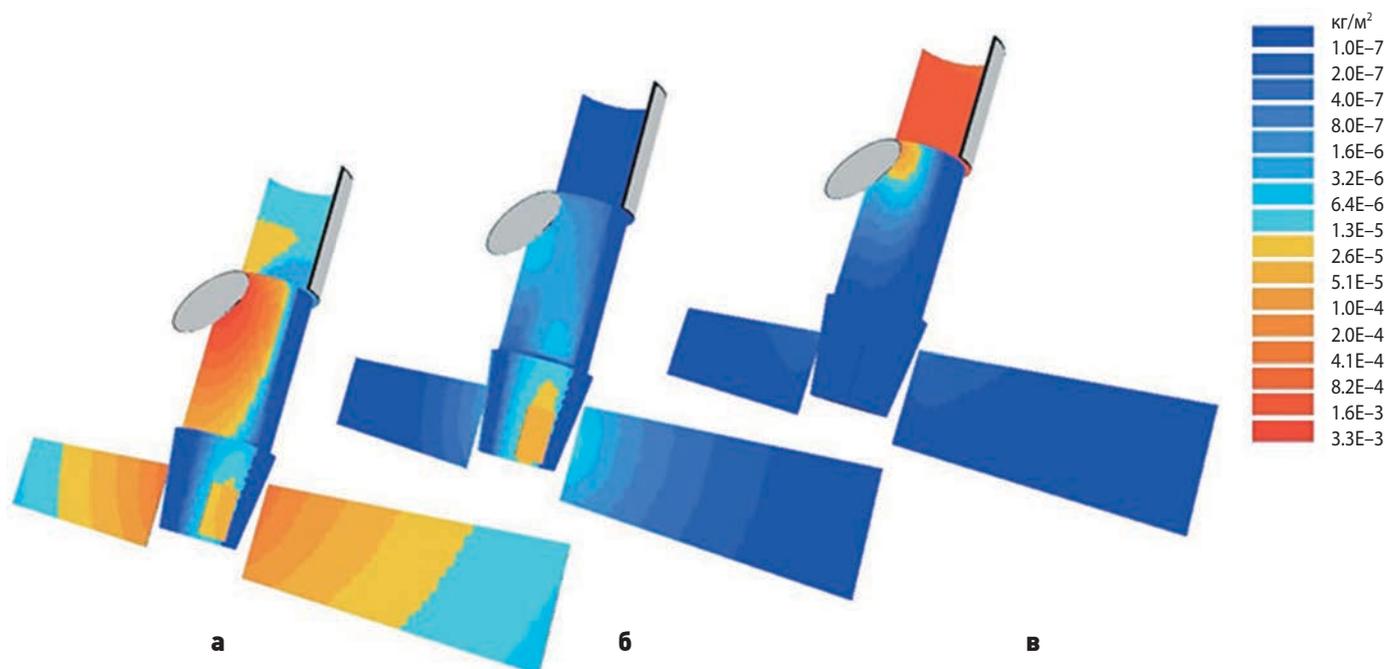


рисунок 4. Осаждение на поверхностях КА ЛКВ, способных выделиться из ЭВТИ (а), с тыльных сторон СБ (б) и с внутренней стороны бленды (в) за весь период САС КА

вы астродатчиков и поверхности радиаторов СОТР. Были определены ПМС компонентов выхлопа двигателей вдоль осей визирования астродатчиков. Анализ компоновки КА показал, что в поле зрения телескопа продукты выхлопа не попадают. Некоторые результаты расчётов по этой программе для распределения поверхностной плотности ЛКВ, осаждающихся на различных поверхностях КА «СПЕКТР-УФ» представлены на рисунке 4.

По второй программе выполнялись расчёты массопереноса компонентов СВА в полости телескопа Т-170 КА «СПЕКТР-УФ». С использованием исход-

ных данных, представленных АО «НПО Лавочкина» (Иванков А.А., Паришина Е.Б. и др., 2013), были получены оценки загрязнения зеркал телескопа и суммарных потоков массы на входные отверстия блока камер поля и блока спектрографов.

Было показано, что материалы и покрытия, используемые во внутренней полости телескопа Т-170, в исходном состоянии (без учёта дегазации элементов КА) содержат количество ЛКВ, способное при какой-либо нештатной ситуации (например, при перегреве конструкции телескопа выше допустимых значений температур) оказать загрязняющее воздействие на зеркала телескопа, превышающее допустимый уровень на 3-4 порядка. Эти результаты иллюстрирует рисунок 5, где для нештатной ситуации на КА (перегрев конструкции телескопа) представлены результаты распределения ЛКВ на поверхности главного зеркала (ГЗ) телескопа.

Кроме дегазации материалов внутри телескопа Т-170, предотвратить загрязнение ГЗ можно за счёт соблюдения штатного температурного режима, при котором в поле зрения зеркала находятся поверхности с температурой не выше минус 50°C. При такой температуре собственное газовыделение материалов отсутствует, а падающие потоки от других поверхностей конденсируются.

Следует отметить, что проведенные работы позволили оценить негативные факторы, обусловленные присутствием СВА КА, способные повлиять на работоспособность аппарата, которые необходимо учитывать разработчикам космической техники при проектировании КА.

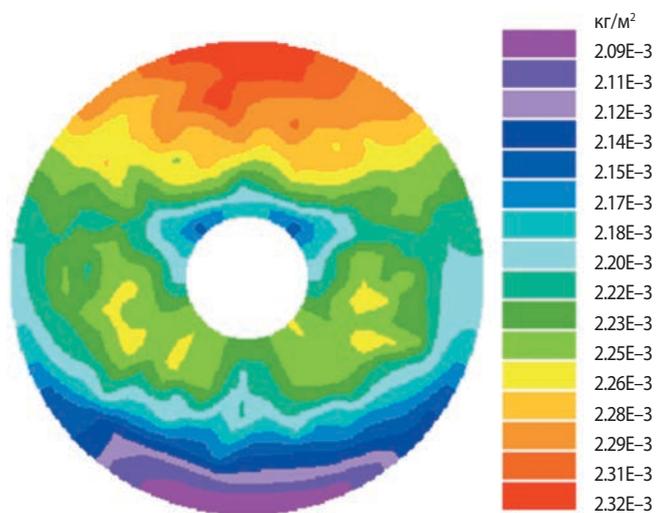


рисунок 5. Возможное (при нештатной ситуации) осаждение ЛКВ из углепластика на ГЗ телескопа за время САС КА

В заключение отметим, что основным препятствием в проведении расчётов параметров СВА является отсутствие (о чём уже упоминалось) необходимых данных о динамике процессов газопылевыделения КМП. Часто об используемых, особенно новых, КМП отсутствуют предусмотренные ГОСТ Р 50109-92 необходимые данные об ОПМ и содержании ЛКВ в материалах, не говоря уже об элементном составе продуктов газовой выделенности и зависимостях потока газовой выделенности от температуры и времени. Такие исследования, как правило, не проводятся, однако целесообразно сделать их обязательными для применяемых на КА КМП.

Проведённый цикл расчётных работ показал, что дальнейшее развитие численных методов расчёта СВА КА целесообразно вести в направлениях:

- учёта возвратных потоков, образующихся за счёт столкновений молекул СВА между собой и с молекулами набегающего потока газа;
- совершенствования методов расчёта газовых потоков и разлёта твёрдых и жидких частиц из двигателей в периферийной зоне течения их струй;
- учёта электризации поверхностей КА, ионизации газовых компонентов и электризации пыли.

заключение

Представлены обзор и результаты расчётов параметров СВА КА, выполненных в АО «ЦНИИмаш» совместно с АО «НПО Лавочкина». Приведены элементы математической модели и методики расчёта, описаны основные расчётные случаи, обоснованы упрощающие предположения, принятые в расчётах. Для КА «ЭЛЕКТРО-Л» и «СПЕКТР-УФ» представлены результаты расчётов параметров СВА в зонах расположения оптико-электронных приборов и других элементов конструкции, сформулированы рекомендации по снижению уровней СВА в исследуемых зонах. Намечены основные пути развития методов расчёта и уточнения результатов за счёт совершенствования и развития используемой математической модели и численных методов.

список литературы

Иванков А.А. Расчет параметров собственной внешней атмосферы в зонах расположения приборов и оборудования КА: свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2011619443 (РФ). ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» (RU); Заявка № 2011617692; 18.10.2011; Зарегистрировано в Реестре программ для ЭВМ 13.12.2011.

Иванков А.А., Паршина Е.Б., Клишин А.Ф., Скрипунов Е.В. Исходные данные для расчетного определения воздействия СВА на оптические системы телескопа и входное сечение телескопа «Т170-М»

КА «СПЕКТР-УФ» // Договор № 209-1205-2012). Ч. 1, 2. Химки: АО «НПО Лавочкина», 2013. 64 с (ч. 1), 21 с (ч. 2).

Иванов Н.Н., Добрица Д.Б., Яценко Б.Ю. Новый способ автоматизированного контроля запыленности внешней атмосферы космического аппарата при тепловакуумных испытаниях // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 3. С. 28-34.

Куришаков М.Ю., Твердохлебова Е.М. Расчет собственной внешней атмосферы космического аппарата «СПЕКТР-УФ» – «СВА-СПЕКТР-УФ». Описание программы. Королев: АО «ЦНИИмаш», 2013. 87 с.

Куришаков М.Ю., Твердохлебова Е.М. Расчет собственной внешней атмосферы телескопа Т-170М КА «СПЕКТР-УФ» – «СВА-Т170М». Описание программы. Королев: АО «ЦНИИмаш», 2013. 85 с.

Куришаков М.Ю., Твердохлебова Е.М., Габдуллин Ф.Ф., Митрошина Н.С. Разработка методики и алгоритма расчёта параметров СВА и рекомендаций по обеспечению допустимого уровня воздействия СВА на КА «СПЕКТР-УФ»: итоговый технический отчёт. ОКР 10233-Спектр-УФ-03-2012. Этапы 1, 2. Королев: 2013. 47с. (эт.1), 32с. (эт.2).

Марчук Г.И. Методы вычислительной математики. М.: Наука, 1989. 608 с.

Надирадзе А.Б., Шапошников В.В., Хартов В.В., Максимов И.А. и др. Моделирование процессов формирования собственной внешней атмосферы и загрязнения поверхности космических аппаратов. В кн. Модель космоса / Под ред. М.И. Панасюка, Л.С. Новикова. Т. 2. Воздействие космической среды на материалы и оборудование космических аппаратов. М.: КДУ, 2007. С. 39-59.

Пилюгин Н.Н., Тирский Г.А. Динамика ионизованного излучающего газа. М.: Изд-во МГУ, 1989. 312 с.

Рыжов Ю.А. Внешняя атмосфера летательных аппаратов и ее взаимодействие с элементами конструкции // Сб. научн. трудов МАИ. Динамика разреженных газов и молекулярная газовая динамика. М.: Изд-во МАИ, 1988. С. 3-27.

Хасанишин Р.Х., Шуйский М.Б., Ходненко В.П. Газовыделение материалов космических аппаратов. В кн. Модель космоса / Под ред. М.И. Панасюка, Л.С. Новикова. Т. 2. Воздействие космической среды на материалы и оборудование космических аппаратов. М.: Изд-во КДУ, 2007. С. 139-159.

Шуришаков А.Е., Карчаев Х.Ж., Мошнеев А.А., Лоханов И.В. На шаг впереди (к 80-летию ОКБ НПО имени С.А. Лавочкина) // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 2. С. 3-18.

Статья поступила в редакцию 15.09.2020

Статья после доработки 15.09.2020

Статья принята к публикации 15.09.2020

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ УДАРНЫХ ИСПЫТАНИЙ ДЛЯ ОЦЕНКИ НЕСУЩЕЙ СПОСОБНОСТИ ЭЛЕМЕНТОВ ОСНОВНОЙ СИЛОВОЙ КОНСТРУКЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ, ВЫПОЛНЕННЫХ ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

EVALUATION OF SPACECRAFT COMPOSITE STRUCTURE LOAD-CARRYING CAPABILITY BY SHOCK TEST



О.Г. Деменко¹,
кандидат
технических наук,
3335704@gmail.com;
O.G. Demenko



А.С. Бирюков¹,
кандидат
технических наук,
birukov@laspace.ru;
A.S. Birukov



М.А. Зверев¹,
zverevma@gmail.com;
M.A. Zverev

Рассматривается проблема оценки несущей способности (НС) элементов основной силовой конструкции космических аппаратов, выполненных из композиционных материалов. Показано, что традиционные методы контроля НС в рассматриваемом случае применимы лишь ограниченно, только для элементов конструкций в составе собранного изделия. В качестве дополнительного критерия оценки НС композитной конструкции предложено использовать совпадение частот нижних тонов собственных колебаний конструкции, полученных расчётным и экспериментальным способами. Обосновывается достаточность такого подхода для автономной оценки НС элементов композитных конструкций при входном контроле и техническая возможность его реализации.

Ключевые слова:

*композиционные материалы;
испытания космической техники;
несущая способность конструкции;
собственные частоты и формы колебаний.*

DOI: 10.26162/LS.2020.49.3.005

The problem of spacecraft composite structure load-carrying capability evaluation is considered in this paper. It is shown, that traditional methods of construction load-carrying capability determination are limited applicable in this case, only for elements within integrated structure. Coincidence of calculated and observed values of lower tones natural frequencies is proposed as additional indicator of composite structure load-carrying capability. Sufficiency of this approach for separate structure elements inspection test purpose and technical feasibility of its achievement are established here.

Keywords:

*composite material;
spacecraft structure inspection test;
load-carrying capability;
natural frequency and natural mode.*

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

Одним из перспективных направлений развития конструкций космических аппаратов (КА) является применение в них композиционных материалов (КМ). Это поколение новых материалов, состоящих из специальным образом расположенных друг относительно друга разнородных элементов (волокон, наполнителя и др.), вошло в отечественную практику создания летательных аппаратов не так давно, – в 80-е годы XX века. Широкому распространению КМ способствовало наличие у них ряда значительных преимуществ по сравнению с традиционными материалами (Гардымов Г.П. и др., 1999), таких как:

- высокая удельная прочность и жёсткость конструкции (высокая прочность и жёсткость при низких затратах массы);
- возможность создания размерностабильных конструкций (наличие практически нулевого коэффициента линейного термического расширения);
- возможность значительного снижения массы и стоимости изделия путём создания равнопрочной конструкции (за счёт формирования целенаправленной рациональной анизотропии материала).

Внедрение новых материалов в практику конструирования КА происходило постепенно. Вначале были опробованы некоторые несилловые участки конструкции (например, детали антенн), затем отдельные элементы основной силовой конструкции КА, такие как приборные термостабилизированные панели, шарбаллоны, стержни ферменных конструкций и др. (Асюшкин В.А. и др., 2015; Мироненко Е.Д. и др., 2019). Особенность современного этапа развития космической техники состоит в переходе к разработке КА с основной силовой конструкцией, практически полностью изготовленной из КМ. В практике АО «НПО Лавочкина» по созданию автоматических КА для научных исследований таким пилотным «композитным» проектом стал проект «ЭКЗОМАРС», разрабатываемый в кооперации с европейским космическим агентством (Ефанов В.В. и др., 2018).

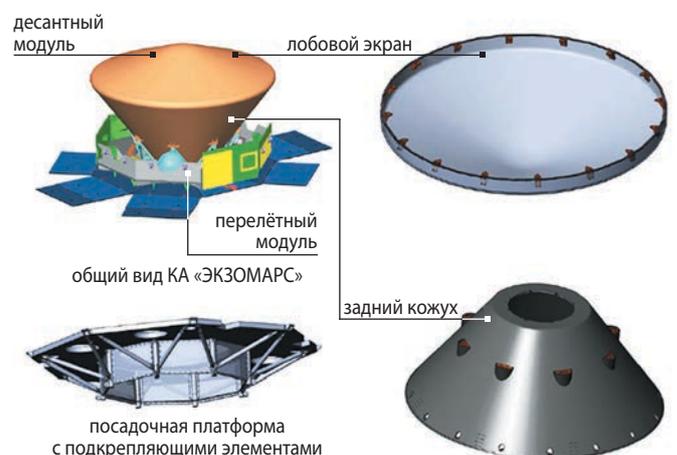
КА «ЭКЗОМАРС» состоит из двух разделяемых на орбите Марса модулей – перелётного и десантного, как показано на рисунке 1. Десантный модуль, разрабатываемый АО «НПО Лавочкина», работает в наиболее сложных условиях эксплуатации; он осуществляет вход в атмосферу Марса, посадку и доставку на поверхность Марса целевой исследовательской аппаратуры проекта (Ефанов В.В. и др., 2019). Основной силовой конструкцией КА «ЭКЗОМАРС» является посадочная платформа, имеющая композиционно-сотовую структуру (Сутугин С.Е. и др., 2014). К платформе крепится посадочная двигательная установка и вся аппаратура КА, расположенная на термостабилизированных приборных панелях композиционно-сотовой структуры. В полёте всё

оборудование десантного модуля закрыто от внешних воздействий цельнокомпозитными задним кожухом и аэродинамическим экраном, которые крепятся к посадочной платформе. Таким образом, полноразмерная (диаметр модуля 3,5 м, высота модуля 2,5 м) основная силовая конструкция десантного модуля, состоящая из соединённых друг с другом посадочной платформы с приборными панелями, заднего кожуха и аэродинамического экрана, воспринимающая все нагрузки, действующие в эксплуатации на модуль массой порядка 2 т, является полностью композитной.

Освоение новых КМ выявило у них ряд существенных недостатков, требующих проведения дополнительных исследований и работ по их устранению. Одним из наиболее важных таких недостатков можно считать нестабильность показателей прочности и жёсткости (а значит, и несущей способности) готового изделия, возникающую, в том числе, из-за случающейся в процессе производства неравномерной усадки материала, способствующей появлению внутренних напряжений, внутреннему расслаиванию материала, искажению формы готового изделия.

Назначение основной силовой конструкции – обеспечение прочности изделия. От качества её изготовления зависит надёжность работы всего КА в целом. Увеличение запаса прочности конструкции повышает надёжность, но вместе с тем и массу самого КА. Во избежание необоснованного утяжеления конструкции КА запас её прочности нормируется на минимально потребном уровне. Лишнего запаса нет, поэтому качество комплектующих для основной конструкции обязательно проверяется при входном контроле на предприятии-изготовителе КА.

Оценка соответствия прочностных и жесткостных характеристик отдельных элементов конструкции, изготовленных из традиционных металлических



рисунки 1. Общая схема конструкции КА «ЭКЗОМАРС»

сплавов, установленным требованиям не представляет большой проблемы и осуществляется по отработанным методикам. Для этого при входном контроле комплектующих изделий необходимо контролировать химический состав сплава и способ его механической и термической обработки. Типовые металлические сплавы производятся, как правило, серийно, большими партиями, по утверждённым стандартам; их качество подтверждается сертификатами соответствия. При необходимости химический состав материала и его жесткостные характеристики могут быть проверены при входном контроле на предприятии-изготовителе КА в заводской лаборатории на образцах-свидетелях.

Когда конструкция изготавливается из композиционных материалов, особенно если поставки производятся большими цельными частями конструкции, как в случае с «ЭКЗОМАРСОМ», этот традиционный подход не работает. Структура конструкции из КМ не является типовой, она строго индивидуальная, разработана под вполне определённую конкретную компоновку КА и случаи его нагружения. Поэтому при входном контроле конструкция не может быть нагружена каким-то типовым или произвольным образом, а о соответствии её несущей способности требуемым значениям можно будет судить только при расчётном (разрушающем) нагружении самой конструкции, использование же для этих целей образцов-свидетелей в данном случае невозможно.

Внешними нагрузками для конструкции КА являются силы веса, приходящие от всех объектов навесного оборудования и агрегатов, установленных на конструкции, через узлы их крепления. Только в этих узлах к конструкции можно прикладывать сосредоточенные силы и моменты со стороны внешних объектов. Все комплектующие (необходимые крепёжные элементы, приспособления, макеты навесных объектов оборудования и агрегатов) поставляются на предприятие-изготовитель КА, как правило, в разные сроки, в течение длительного времени в процессе сборки КА. И объективное заключение о НС отдельных композитных частей конструкции КА будет получено только после окончания всех зачётных статических и вибродинамических прочностных испытаний собранного КА.

Таким образом, если поставляемая конструкция из КМ имеет недостаточную НС – об этом станет известно только в ходе зачётных прочностных испытаний, при этом будет впустую потрачено много времени и ресурсов, что может, к тому же, оказаться критичным для разрабатываемого проекта.

Однако, даже если конструкция прочностной машины окажется качественной, нет никаких гарантий, что конструкция идущей следом лётной машины будет иметь такую же НС, как и прочностная машина.

А испытание лётной машины пройдёт уже в эксплуатации, и ценой ошибки будет неудача проекта в целом.

Таким образом, актуальной задачей при создании КА из КМ является разработка дополнительных неразрушающих методов проверки НС автономных КМ конструкций при их входном контроле, альтернативных существующим традиционным методам и не требующих наличия на объекте испытания дополнительного оборудования, приспособлений, а также методов, которые могут применяться на этапе входного контроля. Эти методы не должны предусматривать приложение значительных усилий (больших, чем транспортные нагрузки при доставке конструкций на изготовитель КА, т.е. перегрузки порядка 1-2), и должны давать результаты, достоверные для всей конструкции в целом.

В качестве одного из таких дополнительных способов оценки НС композитной конструкции предлагается использовать сравнение частот низших тонов собственных колебаний, полученных: 1) расчётным путём, с помощью конечно-элементной расчётной модели КА и 2) экспериментально – при частотных испытаниях готовой конструкции. Основанием для такого подхода служит тот факт, что собственные частоты и формы колебания являются интегральными характеристиками конструкции, учитывающими её геометрию, массовые и жесткостные показатели конструкционных материалов, их расположение в пространстве и способы соединения (*Безмозгий И.М. и др.*, 2014).

Действительно, общее уравнение динамики механической системы имеет вид

$$[M]\{\ddot{x}\}+[C]\{\dot{x}\}+[K]\{x\}=\{f\}, \quad (1)$$

где $[M]$ – матрица масс;

$[C]$ – матрица демпфирования;

$[K]$ – матрица жёсткости;

$\{f\}$ – вектор внешних сил (функция от времени);

$\{x\}$ – вектор узловых перемещений;

$\{\dot{x}\}$ – вектор узловых скоростей;

$\{\ddot{x}\}$ – вектор узловых ускорений.

Размерность указанных матриц равна количеству степеней свободы системы и определяется количеством конечных элементов, на которые разбивается объект моделирования. На сегодняшний день это количество при реальных исследованиях имеет порядок несколько сотен тысяч единиц, что позволяет детально описывать все подробности моделируемого тела, в том числе геометрические особенности, а также – структуру композиционного материала, пространственное распределение масс, сопротивлений и жесткостей (*Телепнев П.П. и др.*, 2020).

Преобразуя это матричное уравнение из временной области в область изображений Лапласа

(переменная p) и полагая начальные скорости и перемещения равными нулю, получаем

$$(p^2[M]+p[C]+[K])\{X(p)\}=\{F(p)\}. \quad (2)$$

Уравнение (2) можно записать более компактно:

$$[Z(p)]\{X(p)\}=\{F(p)\}, \quad (3)$$

где $[Z(p)]=p^2[M]+p[C]+[K]$ – матрица динамической жёсткости.

Если силовая (вынуждающая) функция F равна нулю, то уравнение (3) становится обобщённым уравнением задачи нахождения собственных значений

$$|Z(p)|=0. \quad (4)$$

Решением уравнения (4) являются $2N$ (N – число степеней свободы системы) собственных значений в виде комплексно-сопряжённых пар:

$$[\Lambda]=\begin{bmatrix} \begin{bmatrix} \lambda_1 & \dots & 0 \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & \dots & \lambda_N \end{bmatrix} & \cdot & 0 \\ \cdot & \cdot & \cdot \\ 0 & \cdot & \begin{bmatrix} \lambda_1^* & \dots & 0 \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & \dots & \lambda_N^* \end{bmatrix} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1+i\omega_1 & \dots & 0 \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & \dots & \sigma_N+i\omega_N \end{bmatrix} & \cdot & 0 \\ \cdot & \cdot & \cdot \\ 0 & \cdot & \begin{bmatrix} \sigma_1-i\omega_1 & \dots & 0 \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & \dots & \sigma_N-i\omega_N \end{bmatrix} \end{bmatrix}, \quad (5)$$

где σ_k – коэффициент затухания (демпфирования); ω_k – собственная частота, определённая с учётом демпфирования.

Собственным значениям (5) соответствует совокупность собственных векторов (векторов собственных форм) $\{\Psi_k\}$. Каждый собственный вектор соответствует конкретному собственному значению и может быть найден из решения уравнения

$$[Z(\lambda_k)]\{\Psi\}_k=\{0\}. \quad (6)$$

Таким образом, совпадение соответствующих форм и частот всех тонов колебаний у разных конструкций не может быть случайным и является результатом идентичности этих конструкций.

Следует заметить, что проверка частот и форм всех тонов собственных колебаний вряд ли возможна в силу их большого числа (речь идёт о десятках тысяч). Однако для практических задач этого и не требуется.

Очевидно, что ошибка определения форм и частот колебаний высокого порядка включает в себя ошибки определения всех однотипных ниже лежащих тонов. Поэтому, чем выше тон колебания, тем сложнее

идентифицировать совпадение расчёта и эксперимента. Работы по верификации расчётных моделей реальных конструкций подтверждают этот вывод (Геча В.Я. и др., 2014). На практике эту работу ограничивают лишь несколькими низшими тонами колебаний, и этого оказывается вполне достаточно для разработки расчётной математической конечно-элементной модели, адекватно и с допустимой погрешностью определяющей нагружение и НДС конструкции во всех случаях эксплуатации.

Для реальных конструкций КА наиболее важными, определяющими прочность всей конструкции, являются низшие тона колебаний различной формы (изгибные, крутильные, изгибно-крутильные и т.д.). Отечественный и международный опыт наземной экспериментальной отработки прочности конструкций КА говорит о том, что речь здесь идёт о тонах собственных колебаний с частотами до 100 Гц. Как правило, это примерно первый десяток собственных форм. Таким образом, поставленная выше задача контроля качества изготовления композитной конструкции значительно упрощается.

В качестве экспериментального метода определения частот и форм колебаний композитной конструкции можно использовать применяемый для определения модальных характеристик конструкций (собственные частоты и формы колебаний конструкции, коэффициенты конструктивного демпфирования) метод «молотковых» частотных испытаний. Суть этого метода состоит в следующем:

- конструкция в заданной комплектации устанавливается на опоры;
- на конструкции устанавливаются вибродатчики (ускорений);
- в равномерно расположенных точках конструкции возбуждаются колебания путём приложения ударной нагрузки с помощью специальных ударных молотков;
- производится запись ускорений ударного отклика с помощью установленных вибродатчиков;
- путём обработки результатов измерений определяются все требуемые характеристики.

Преимущество этого метода в том, что для него имеется разработанная и широко применяемая номенклатура датчиков, ударных молотков, программных средств обработки результатов измерений. Требования к вибродатчикам для наших целей будут самые умеренные: однокомпонентные, диапазон измеряемых ускорений не менее ± 50 g и рабочий диапазон частот измерений не менее 1–1000 Гц, например, вибропреобразователь AP2037, изготовитель Глобалтест (Россия).

Ударный молоток представляет собой металлический молоток обычной формы со встроенным датчиком силы и набором сменных насадок закруглён-

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ УДАРНЫХ ИСПЫТАНИЙ ДЛЯ ОЦЕНКИ НЕСУЩЕЙ СПОСОБНОСТИ ЭЛЕМЕНТОВ ОСНОВНОЙ СИЛОВОЙ КОНСТРУКЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ, ВЫПОЛНЕННЫХ ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ



рисунок 2. Схема испытания посадочной платформы

ной формы, отличающихся массой и материалом бойка (стальной, пластмассовый, резиновый и т.д.). Наличие датчика силы позволяет контролировать силу удара; наличие сменных насадок различной жёсткости позволяет варьировать время приложения контактной нагрузки, а значит, и возбуждаемые формы колебаний, а также наносить ударные воздействия, не повреждая материал испытываемой конструкции. В настоящее время имеется широкая линейка ударных молотков, поставляемых, например, фирмой РСВ.

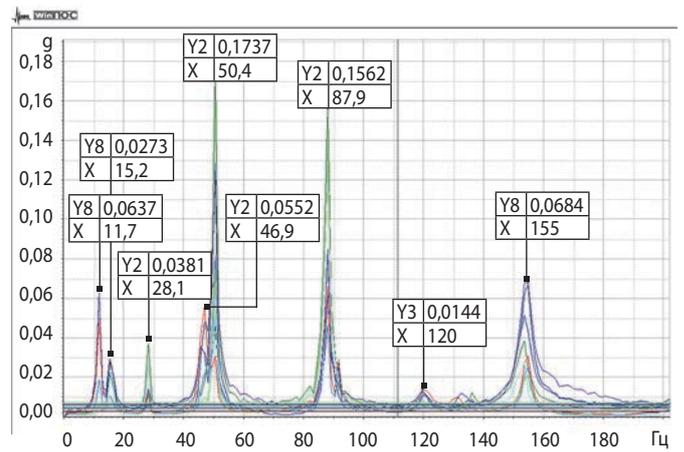


рисунок 4. Собственные частоты колебаний платформы (эксперимент)

Средства регистрации, обработки и хранения результатов ударных испытаний также представлены достаточно широко – например, переносные мобильные многоканальные измерительно-вычислительные комплексы типа МИС российской фирмы МЭРА, обеспечивающие не менее восьми измерительных каналов в диапазоне частот до 50 кГц. Непосредственно после каждого удара можно провести в режиме реального времени обработку сигналов, проверить полноту и качество полученной информации и, при необходимости, продолжить или скорректировать

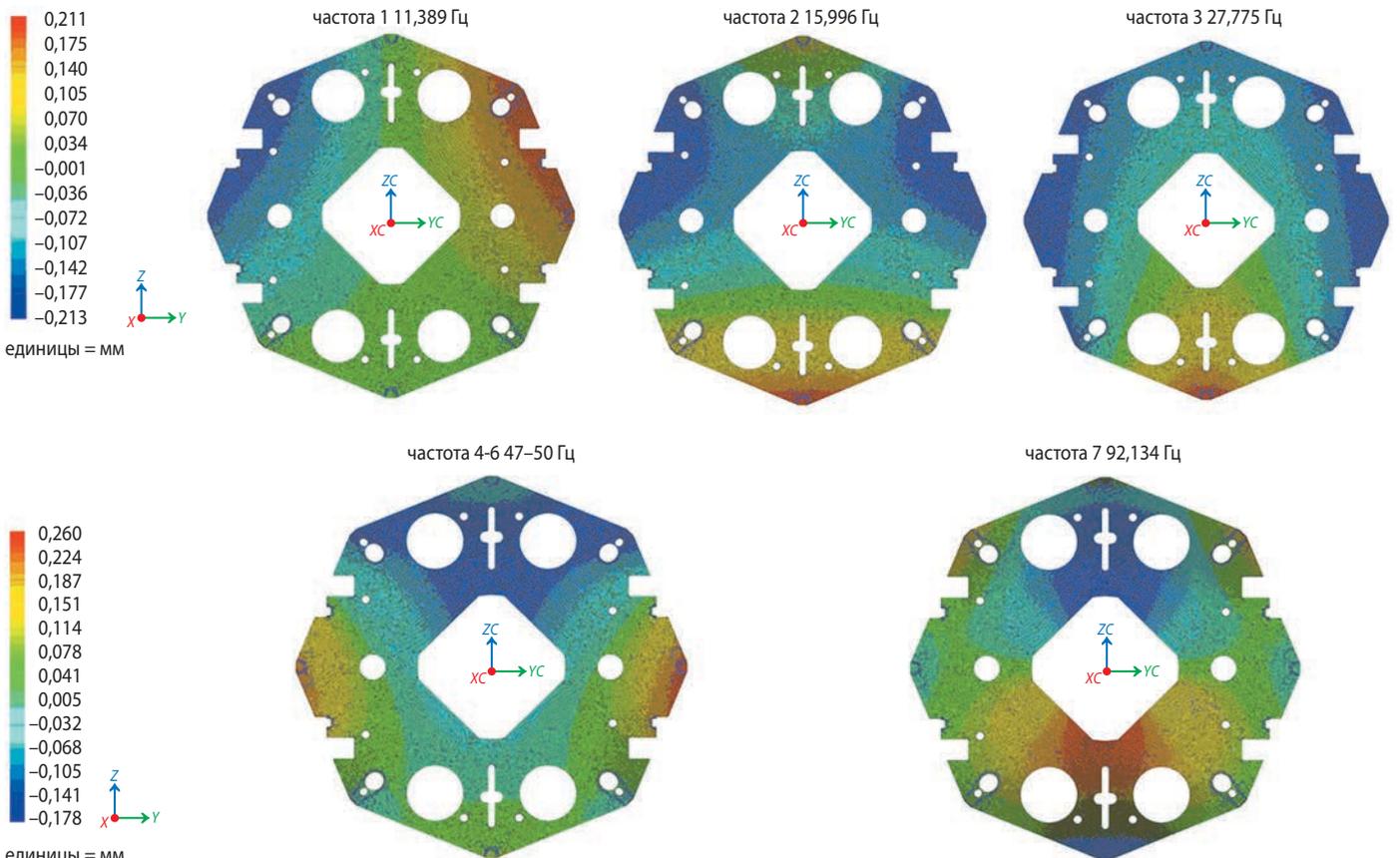


рисунок 3. Собственные частоты колебаний платформы (расчёт)

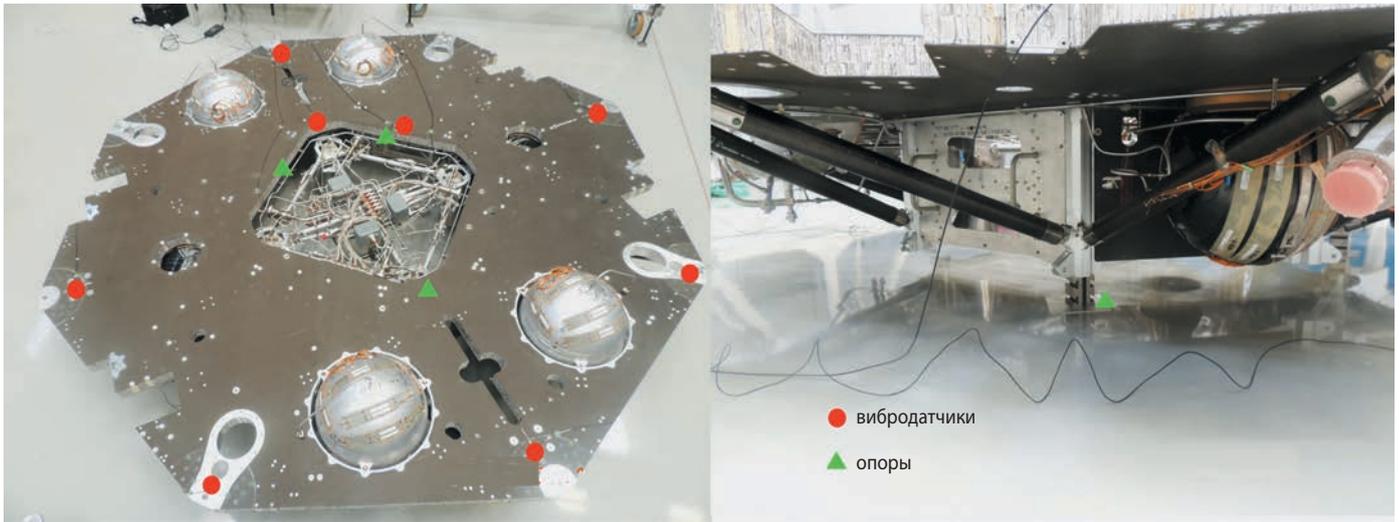


рисунок 5. Схема испытания посадочной платформы с ДУ

программу испытаний. Всё это оборудование может применяться в любых условиях комплектации и расположения объекта испытания, оно не требует большого времени и ресурсов на подготовку и проведение самих испытаний. Например, при использовании 8-канального измерительного комплекса все работы по определению собственных частот заднего кожуха КА «ЭКЗОМАРС» (диаметр 3,5 м, высота 2,5 м, масса около 200 кг) были выполнены группой из двух человек в течение двух часов рабочего времени. Таким образом, указанное оборудование полностью соответствует условиям проведения входного контроля.

При проведении работ по оценке НС композитных конструкций КА «ЭКЗОМАРС» на этапе входного контроля, на основании собственного опыта работ по верификации расчётных моделей различных конструкций, мы ограничились сравнением только частот собственных колебаний. Сравнение форм собственных колебаний значительно усложняет и удлиняет проводимый анализ, особенно в случае сложных пространственных неупругих форм конструкций и слабых импульсных воздействий, однако, как правило, лишь подтверждает результат анализа сравнения собственных частот колебаний.

Предварительно перед каждым циклом работ по входному контролю проводился расчёт собственных форм и частот колебаний согласно предполагаемой схеме экспериментального определения частот. Из расчёта форм колебаний определялись места установки вибродатчиков и точки нанесения ударных воздействий, так чтобы они позволили идентифицировать все тона низших колебаний конструкции. Затем проводился эксперимент.

При оценке НС конструкции посадочной платформы использовалась схема эксперимента, показанная на рисунке 2. Платформа опиралась на три жёстких

металлических бруска своими металлическими закладными кронштейнами в районе установки узлов крепления с задним кожухом.

Результаты расчёта и эксперимента показали хорошее совпадение частот собственных колебаний конструкции в диапазоне 0–100 Гц (рисунки 3-4, таблица 1).

Уточнение расчётной модели платформы по результатам эксперимента показало наличие в реальной конструкции достаточных запасов прочности, и она была принята входным контролем для проведения дальнейших работ.

таблица 1 – Сравнение результатов определения собственных частот колебаний посадочной платформы

тон колебаний	1	2	3	4-6	7
частота собственных колебаний посадочной платформы, Гц					
расчёт	11,4	16,0	27,8	47,0–50,0	92,1
эксперимент	11,7	15,2	28,1	46,9–50,4	87,9



рисунок 6. Схема испытания заднего кожуха

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ УДАРНЫХ ИСПЫТАНИЙ ДЛЯ ОЦЕНКИ НЕСУЩЕЙ СПОСОБНОСТИ ЭЛЕМЕНТОВ ОСНОВНОЙ СИЛОВОЙ КОНСТРУКЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ, ВЫПОЛНЕННЫХ ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

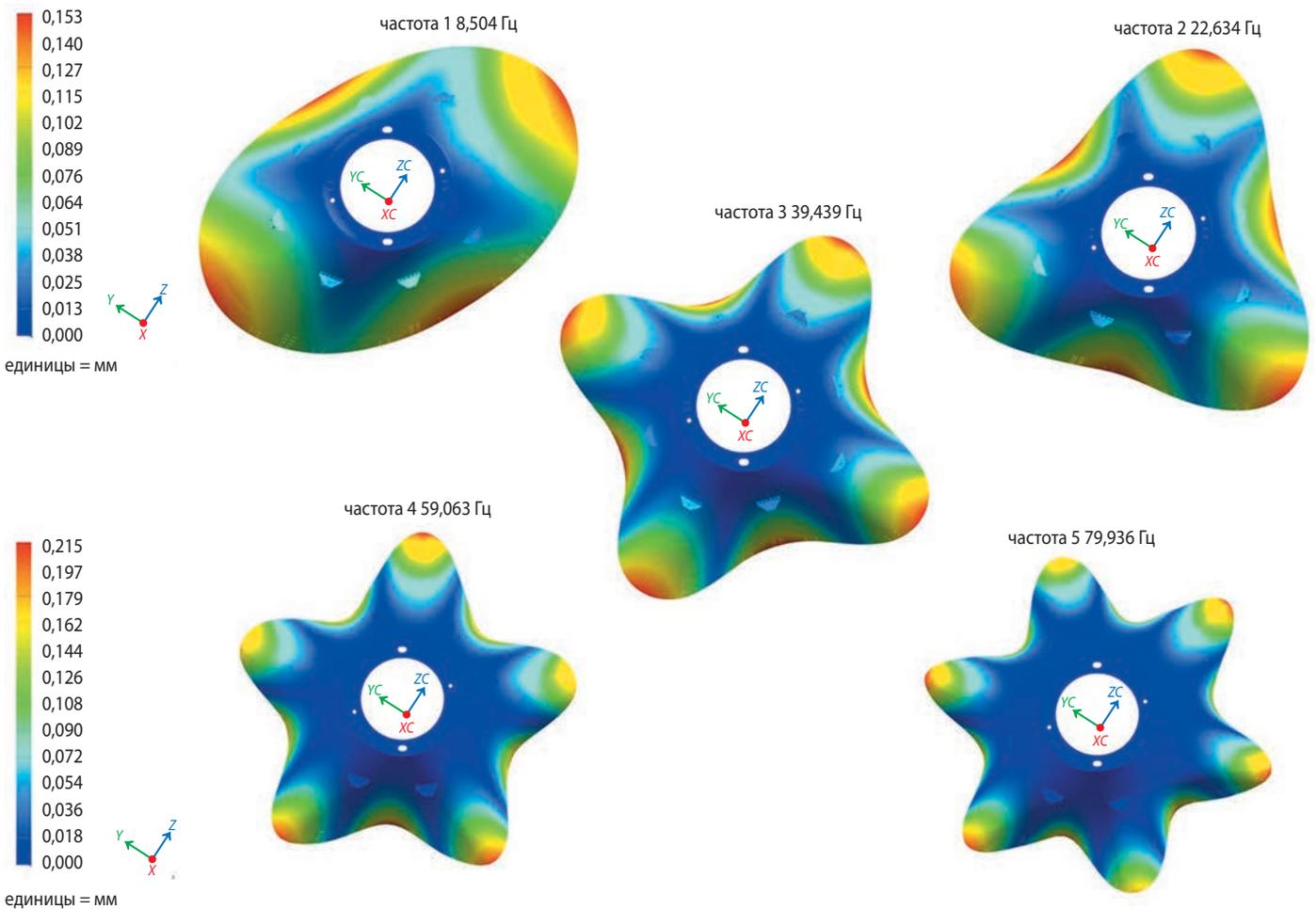


рисунок 7. Собственные частоты колебаний кожуха (расчет)

Повторные испытания, выполненные по этой же схеме, но уже на платформе с установленной на ней двигательной установкой (ДУ), как показано на рисунке 5, показали плохое совпадение экспериментальных и теоретических частот посадочной платформы, главным образом из-за наложения собственных частот колебаний платформы и элементов ДУ.

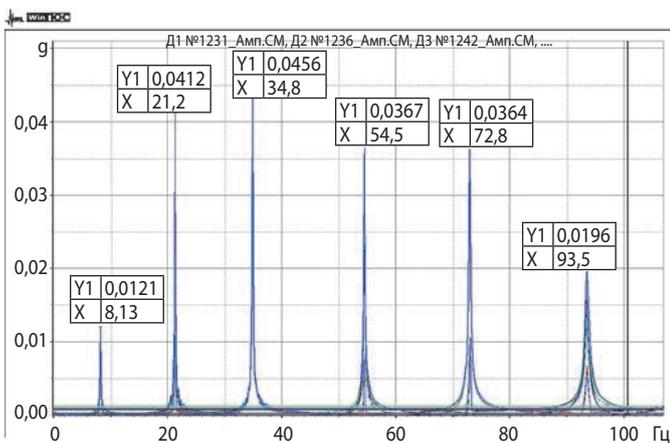


рисунок 8. Собственные частоты колебаний кожуха (эксперимент)

При входном контроле заднего кожуха мы столкнулись с проблемой высокой чувствительности результатов расчёта и эксперимента к способу опирания конструкции. Вначале испытаниям был подвергнут кожух, закреплённый в трёх из восьми точек на транспортном кольце – специальном силовом приспособлении, крепящемся к конструкции кожуха в силовых точках его конструкции, и предназначенном для выполнения всех манипуляций при транспортировании и сборке.

В силу стеснённого статически неопределимого крепления кожуха, в расчёте невозможно было учесть все нюансы его напряжённого состояния, поэтому расчёт и эксперимент дали большое расхождение. Эксперимент был повторен на кожухе, снятом с транспортного кольца и поставленном на деревянные бруски; схема эксперимента осталась прежней. Однако сравнение результатов оказалось также неудовлетворительным. Причиной этого была признана неопределённость моделирования условий опирания на поверхности переменной формы и жёсткости. Приемлемых результатов удалось достичь только при вывешивании кожуха за две точки на верхнем шпангоуте, который предназначен для крепления парашютного контейнера.

Схема эксперимента показана на рисунке 6.

Результаты расчёта и эксперимента показали хорошее совпадение частот собственных колебаний конструкции в диапазоне 0–100 Гц (рисунки 7-8, таблица 2).

таблица 2 – Сравнение результатов определения собственных частот колебаний заднего кожуха

тон колебаний	1	2	3	4	5	6
частота собственных колебаний заднего кожуха, Гц						
расчёт	8,5	22,6	39,4	59,0	79,9	99,1
эксперимент	8,1	21,2	34,8	54,5	72,8	93,5

Уточнение расчётной модели платформы по результатам эксперимента показало наличие в реальной конструкции достаточных запасов прочности, и она была принята входным контролем для проведения дальнейших работ.

В настоящее время комплекс наземных зачётных статических, динамических и вибрационных прочностных испытаний конструкции десантного модуля КА «ЭКЗОМАРС» полностью завершён. В составе сборной конструкции в этих испытаниях участвовали и элементы конструкции из КМ – посадочная платформа и задний кожух, прошедшие предварительное тестирование своей НС с помощью рассмотренного выше метода ударных испытаний. Проведённые испытания показали, что разработанная и собранная в НПО имени С.А. Лавочкина конструкция десантного модуля во всех случаях эксплуатационного нагружения обладает необходимым запасом прочности. Это подтверждает правильность принятого и описанного выше метода оценки НС отдельных элементов конструкций КА, выполненных из композиционных материалов. Полученные результаты позволяют рекомендовать этот метод для использования в аналогичных случаях.

Опыт применения метода ударных молотковых испытаний при контроле НС композиционных конструкций позволил выявить некоторые его основные особенности:

- метод имеет высокую чувствительность к способу опирания, поэтому желательно выбирать статически определимые способы с минимальным количеством опор и возможностью точного моделирования граничных условий (не дерево);
- метод имеет высокую эффективность по отношению к отдельным элементам конструкции и низкую эффективность по отношению к сборным конструкциям;

- метод имеет высокую чувствительность к соответствию параметров расчётной и экспериментальной моделей;
- метод отличается высокой оперативностью и низкой стоимостью;
- для реализации метода необходимо наличие подробной конечно-элементной модели конструкции.

список литературы

Асюшкин В.А., Викуленков В.П., Лебедев К.Н., Лукьянец С.В. и др. Создание высокоэффективного металлокомпозитного баллона высокого давления // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 1. С. 19-27.

Безмозгий И.М., Софинский А.Н., Чернягин А.Г. Моделирование в задачах вибропрочности конструкций ракетно-космической техники // Космическая техника и технологии. 2014. № 3. С. 71-80.

Гардымов Г.П., Мешков Е.В., Пчелинцев А.В., Лаушманов Г.П. и др. Композитные материалы в ракетно-космическом аппаратостроении. СПб.: СпецЛит, 1999. 271 с.

Геча В.Я., Канунникова Е.А., Мешихин И.А., Пугач И.Ю. Вопросы создания и верификации динамической модели космического аппарата «МЕТЕОР-М» № 2 на этапе выведения // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. 2014. Т. 142, № 5. С. 32-45.

Ефанов В.В., Карчаев Х.Ж., Колмыков В.А., Ширшаков А.Е. На Марс вместе (к вопросу реализации российско-европейского проекта «ЭКЗОМАРС-2020») // Космонавтика и ракетостроение. 2019. № 5. С. 119-134.

Ефанов В.В., Ширшаков А.Е. Исследование Марса и его спутников перспективными межпланетными станциями НПО имени С.А. Лавочкина (к 30-летию запуска КА «ФОБОС-2») // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 1. С. 3-9.

Мироненко Е.Д., Бабичев А.А., Селезнев А.А. К вопросу обеспечения натяжения вант композитного бака высокого давления космического аппарата // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 1. С. 66-70.

Сутугин С.Е., Бирюков А.С., Макаров В.П. К вопросу о создании конструкции автоматической станции проекта «ЭКЗОМАРС-2018» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 2. С. 110-115.

Телепнев П.П., Жиряков А.В., Герасимчук В.В. Проектный расчёт уровня вибронгруженности элементов конструкций КА методом динамического анализа // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 1. С. 13-18.

Статья поступила в редакцию 09.09.2020

Статья после доработки 09.09.2020

Статья принята к публикации 09.09.2020

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ВИБРОЗАЩИТЫ ПРЕЦИЗИОННЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ. ЧАСТЬ 2. КОНСТРУКЦИОННЫЕ МЕТОДЫ*

PROVIDING VIBRATION PROTECTION FOR PRECISION SPACECRAFT. PART 2. CONSTRUCTION METHODS



Д.А. Кузнецов¹,
кандидат технических наук,
kuznetsovda@laspace.ru;
D.A. Kuznetsov

В статье рассматриваются конструкционные методы виброзащиты прецизионных космических аппаратов, используемые в тех случаях, когда необходимо обеспечить особые условия для функционирования высокоточной аппаратуры. Внедрение методов виброзащиты в производственную деятельность организаций ракетно-космической промышленности предлагается осуществлять с помощью комплексных организационно-технических программ.

Ключевые слова: вибровозмущения; виброзащита; конструкционные методы; прецизионная аппаратура.

DOI: 10.26162/LS.2020.49.3.006

В связи с постоянным увеличением технических требований к прецизионной аппаратуре и отсутствием возможности постоянного снижения корреляционными методами возмущений, создаваемых источниками вибраций, требуется проведение комплекса мероприятий как системного, так и конструктивного плана по созданию виброзащитных систем КА (Телпнев П.П., Кузнецов Д.А. Методы..., 2019).

Конструкционные методы становятся все более актуальным и приоритетным научно-техническим направлением, они включают в свой состав средства виброзащиты в виде виброизоляторов (ВИ), виброгасителей (ВГ) или комбинированных средств виброзащиты.

The article discusses the structural methods of vibration protection of precision spacecraft used in cases where it is necessary to provide special conditions for the operation of high-precision equipment. The introduction of vibration protection methods in the production activities of organizations in the rocket and space industry is proposed to be carried out using complex organizational and technical programs.

Key words: vibration disturbances; vibration protection; construction methods; precision equipment.

Виброизоляция – метод виброзащиты, основанный на ослаблении голономных и неголономных связей между источником вибраций и объектом виброзащиты путём изменения собственной частоты колебаний связующей конструкции. Как правило, частота подвеса в связующей конструкции должна быть существенно ниже частоты источника вибровозмущений. Например, источник выдает возмущения с частотой колебаний 30 Гц, а виброизолятор имеет собственную частоту колебаний в 10 Гц, что позволяет эффективно снижать вибрации, приходящие к изолируемому объекту (рисунок 1).

В виброизоляции также большую роль играет демпфирование (Ефанов В.В. и др., 2014), и в реаль-

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

* Начало статьи см. в журнале «Вестник «НПО им. С.А. Лавочкина». Ч. 1. 2020. № 2. С. 67-71.

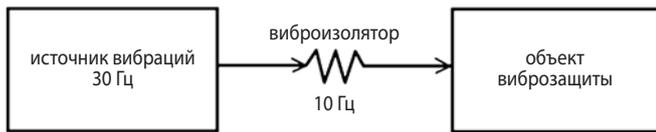


рисунок 1. Схема работы ВИ

ных системах оно всегда присутствует, но основной принцип работы заключается именно в ослаблении упругих связей между источником и объектом изоляции (Ефанов В.В. и др., 2017; Любомудров А.А. и др., 2018). Наиболее наглядно демонстрирует работу виброизолятора так называемый коэффициент динамичности или коэффициент нарастания амплитуды, который показывает, во сколько раз амплитуда вынужденных резонансных колебаний больше максимального статического отклонения, вызванного максимальным значением возмущающей силы. Виброизолятор с частотой подвеса $f_{ВИ}$ Гц начинает работать, то есть снижать амплитуды проходящих через него возмущений, после $f_{ВИ} \cdot \sqrt{2}$ Гц, когда коэффициент динамичности становится меньше единицы. На рисунке 2 представлен коэффициент динамичности для виброизолятора с частотой подвеса 10 Гц с декрементом колебаний 0.4, 0.6 и 0.9.

ВИ на прецизионных КА часто устанавливаются как под источники вибровозмущений, так и под высокоточное оборудование. Для примера на рисунке 3 представлен магнитожидкостный ВИ, разработанный под двигатели-маховики астрофизического КА с оптико-электронным телескопом на борту (Ермаков В.Ю. и др., 2014). Необходимый декремент колебаний на частоте подвеса обеспечивается за счёт настройки конструкции магнитов с магнитной жидкостью.

Виброгашение – метод виброзащиты, принцип действия которого основан на повышении диссипативных характеристик для связей между источником вибраций и объектом виброзащиты, что позволяет либо снизить уровни возмущений на определённой резонансной частоте, либо сократить время колебательных процессов. В упрощённом варианте (рисунок 4) принцип работы ВГ можно рассматривать как

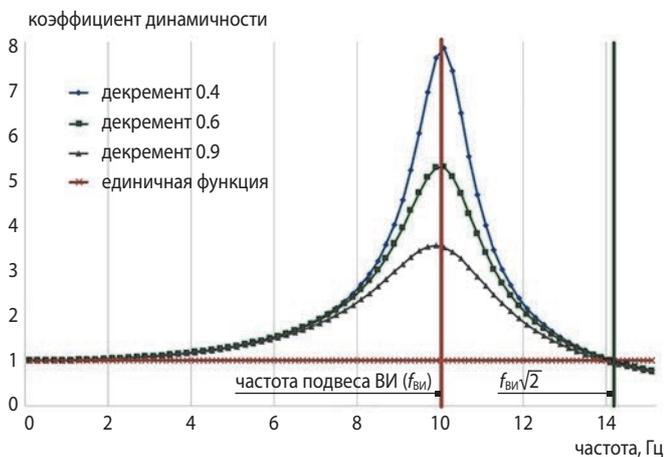


рисунок 2. Коэффициент динамичности для ВИ

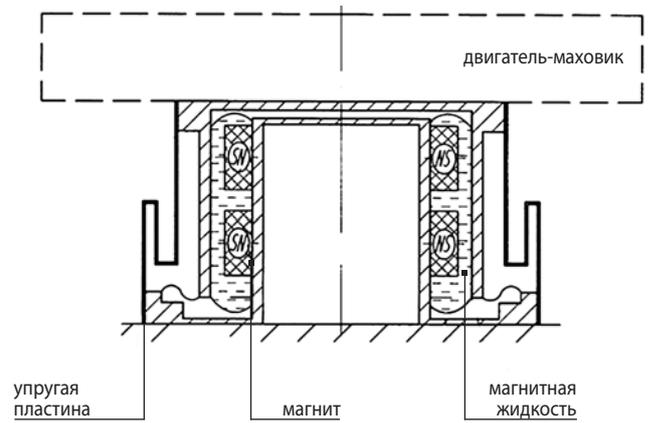


рисунок 3. Магнитожидкостный ВИ

работу демпфирующего устройства (эффект гасителя), но на деле процесс гашения колебаний часто реализуется через рассеивание энергии путём колебаний присоединённой рабочей массы в упруговязкой среде с частотой, настроенной на частоту источника вибраций.

ВГ часто применяются для протяжённых элементов КА, таких как панели солнечных батарей (СБ), остронаправленные антенны (ОНА) с приводами (Telepnev P.P. et al., 2015) и выносные штанги с научно-техническими приборами, что позволяет уменьшать амплитуды колебаний данных элементов, негативно отражающиеся на работе прецизионного оборудования, в более короткое время, например, после переориентации аппарата на новый объект исследования (Герасимчук В.В. и др., 2018). На рисунке 5 представлены уровни возмущений, приходящие от колебаний упругой балки с виброгасителем и без него, полученные в процессе испытаний на силоизмерительном стенде при практически одинаковых начальных условиях ее отклонения. Собственная частота колебаний балки равна 1.363 Гц с декрементом 0.0066, при установке на нее настроенного ВГ декремент возрастает до значения 0.1533.

Для реализации диссипации энергии при колебаниях балки использовался ВГ, представленный на рисунке 6 (Анисимов В.Ю. и др., 2014). Данный тип ВГ эффективно работает в низкочастотном диапазоне (приблизительно от 1 до 5 Гц, а при небольшой модификации до 10 Гц) и также успешно применяется для повышения декрементов колебаний панелей СБ прецизионных КА.

Для гашения колебаний более высокочастотных элементов конструкции прецизионного КА (от 10 Гц и выше) можно использовать конфигурацию ВГ,



рисунок 4. Схема работы ВГ

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ВИБРОЗАЩИТЫ ПРЕЦИЗИОННЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ. ЧАСТЬ 2. КОНСТРУКЦИОННЫЕ МЕТОДЫ*

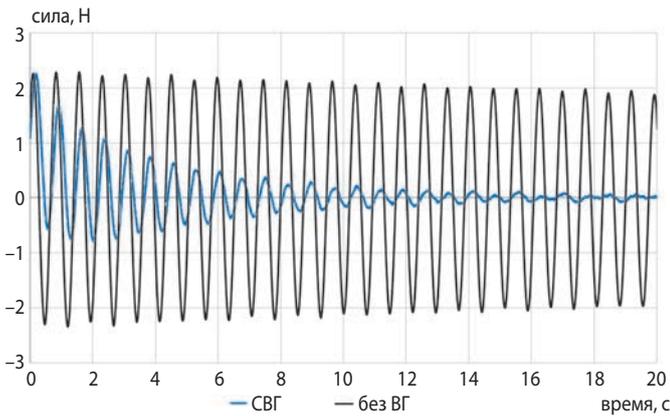


рисунок 5. Силовые воздействия, приходящие от колебаний балки

представленного на рисунке 7 (Ермаков В.Ю. и др., 2018). Такие гасители актуальны для использования в конструкциях приводов ОНА и выносных упругих конструкциях с научно-техническим оборудованием.

К комбинированным средствам виброзащиты относятся устройства, совмещающие в себе принципы работы виброизоляции и виброгашения. Активные системы виброгашения также относятся к комбинированным средствам виброзащиты. Значительный класс активных систем виброгашения составляют адаптивные системы, в которых параметры системы могут меняться, подстраиваясь под изменения, например, режима работы машины, с тем чтобы обеспечить минимум передачи вибрации (Телепнев П.П., Кузнецов Д.А. Основы..., 2019). Ограниченность применения метода активной виброзащиты нередко связана с невозможностью обеспечения широкой частотной полосы гашения, сложностью необходимой аппаратуры, значительным увеличением энергопотребления и веса изделия (Рулев С.В. и др., 2015). Вместе с тем в ряде частных случаев, особенно когда речь идет о снижении вибрации на дискретных частотах, применение активных методов компенсации может быть целесообразным по техническим, конструктивным и экономическим соображениям.

На рисунке 8 в качестве примера представлено комбинированное средство виброзащиты, разрабо-

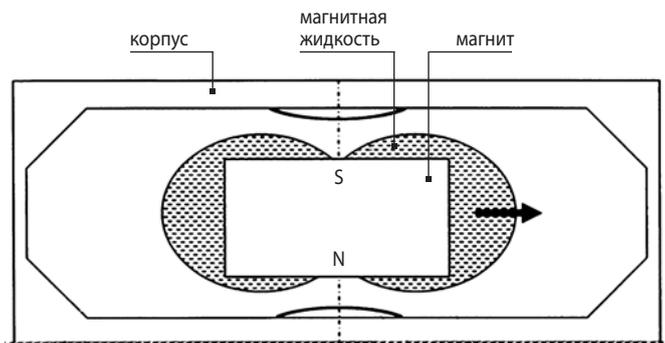


рисунок 6. Устройство для гашения низкочастотных вибраций

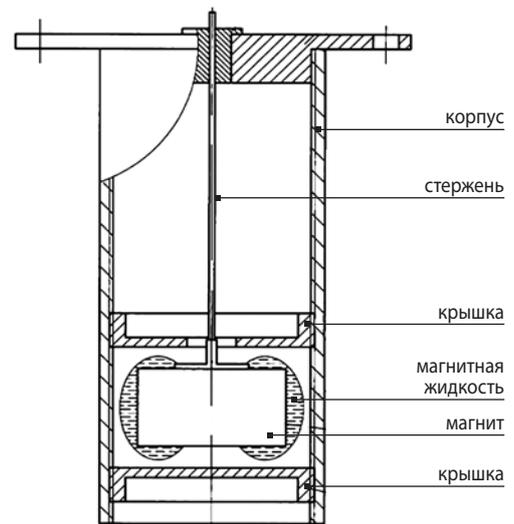


рисунок 7. Магнитожидкостный ВГ

танное под двигатель-маховик прецизионного КА (Ермаков В.Ю. и др., 2016). Здесь в роли ВИ выступают зигзагообразные пластинчатые опоры, а в роли ВГ – магнит с магнитной жидкостью.

Из вышесказанного можно сделать следующий вывод. Для снижения вибровозмущений от электромаховичных исполнительных органов (ЭМИО) целесообразно использовать ВИ, а также комбинированные средства виброзащиты, включающие в свой состав элементы виброизоляции и гасителей колебаний. Для осцилляторов, таких как приводы панелей СБ и ОНА, возможно применение ВГ, если после перероентации КА требуется быстро остановить колебательный процесс в данных упругих элементах. Прецизионную аппаратуру при необходимости можно также оснастить ВИ либо комбинированными средствами виброзащиты (Ефанов В.В. и др., 2019).

На рисунке 9 показаны основные места установки средств виброзащиты на прецизионных КА.

Решение проблемы вибровозмущений на прецизионных КА (Занин К.А., Москатиньев И.В., 2019) корреляционными и конструктивными методами можно систематизировать в рамках производственных процессов конкретных предприятий ракетно-космической отрасли путём составления и внедрения

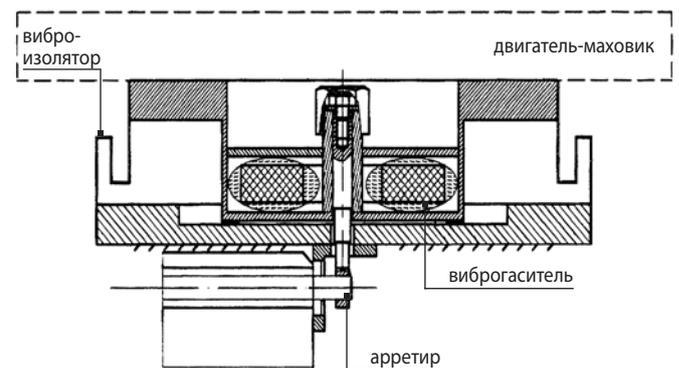


рисунок 8. Комбинированное средство виброзащиты

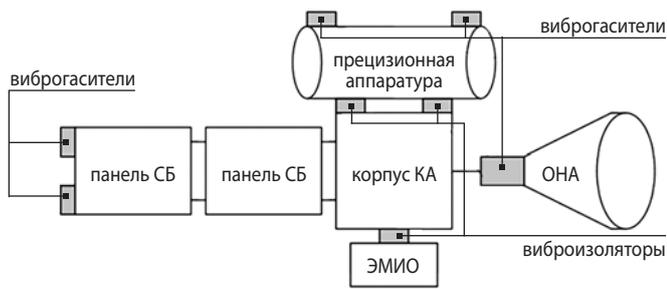


рисунок 9. Места установки средств виброзащиты на КА

специальных комплексных организационно-технических программ виброзащиты космических конструкций (Ефанов В.В. et al., 2019). Такой комплексный подход позволит инженерам на ранних этапах выявлять проблемные ситуации и оперативно их устранять, действуя по определенному алгоритму, согласно разработанному научно-методическому аппарату обеспечения виброзащиты прецизионных КА.

Начиная с этапа формирования технического задания на КА необходимо заранее иметь представление о характеристиках прецизионной аппаратуры, исполнительных органов и возможных осцилляторов, присутствующих на борту разрабатываемого изделия. Исходя из этого, можно предварительно прорабатывать ситуации возникновения критических вибровозмущений на КА путём проведения оценочных динамических расчетов (Кузнецов Д.А. и др., 2016). Данные мероприятия позволят предупредить негативные вибрационные явления, заранее подготовиться и заложить необходимый объём работ по их устранению представленными корреляционными либо конструкционными методами.

список литературы

- Анисимов В.Ю., Ермаков В.Ю., Кузнецов Д.А. и др. Устройство для гашения низкочастотных вибраций // Патент РФ № 144547 на полезную модель. Заявка 2014113979/11 от 10.04.2014. Оpubл. 27.08.2014. Бюл. 2014. № 24.
- Герасимчук В.В., Ефанов В.В., Кузнецов Д.А., Теплепнев П.П. К вопросу о повышении диссипативных характеристик конструкции космического аппарата // Космонавтика и ракетостроение. 2018. № 3. С. 103-110.
- Ермаков В.В., Ефанов В.В., Кузнецов Д.А. и др. Магнитожидкостный виброгаситель // Патент РФ на изобретение № 2657700. Заявка 2017123051 от 29.06.2017. Оpubл. 14.06.2018. Бюл. 2018. № 17.
- Ермаков В.В., Ефанов В.В., Кузнецов Д.А. и др. Магнитожидкостный виброизолятор // Патент РФ № 166328 на полезную модель. Заявка 2016107558/11 от 02.03.2016. Оpubл. 20.11.2016. Бюл. 2016. № 32.
- Ермаков В.Ю., Теплепнев П.П., Кузнецов Д.А. Магнитожидкостный виброизолятор // Патент РФ № 147177 на полезную модель. Заявка 2014105029/11 от 13.02.2014. Оpubл. 27.10.2014. Бюл. 2014. № 30.

Ефанов В.В., Кузнецов Д.А. Методический аппарат обеспечения виброзащиты космических конструкций // Актуальные вопросы проектирования автоматических космических аппаратов для фундаментальных и прикладных научных исследований / Сост. В.В. Ефанов. Химки: АО «НПО Лавочкина», 2017. Вып. 2. С. 279-284.

Ефанов В.В., Кузнецов Д.А., Цыплаков А.Е., Теплепнев П.П. и др. Новый способ снижения вибровозмущений целевой аппаратуры на борту прецизионных космических аппаратов // Космонавтика и ракетостроение. 2014. № 6. С. 80-85.

Ефанов В.В., Теплепнев П.П., Кузнецов Д.А. Межпланетные станции с прецизионной точностью ориентации: требования по обеспечению комплексной виброзащиты // Астрономический вестник. Исследования Солнечной системы. 2019. Т. 53, № 6. С. 475-480.

Занин К.А., Москатиньев И.В. Основные направления развития зарубежных оптико-электронных космических систем дистанционного зондирования Земли (обзор) // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 2. С. 28-36.

Кузнецов Д.А., Теплепнев П.П., Ермаков В.Ю. Подход к решению вопроса по прогнозу уровней возмущений для электромагнитных исполнительных органов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 3. С. 116-119.

Любомудров А.А., Ефанов В.В., Горюцов В.В., Кузин Е.Н. Электромагнитные помехи, генерируемые в космическом аппарате при электризации // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 2. С. 87-92.

Рулев С.В., Лебедев А.Г., Николаев А.В., Шульга В.М. и др. Весоизмерительные устройства для заправки баков разгонного блока «Фрегат» (к 50-летию космической деятельности НПО имени С.А. Лавочкина) // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 3. С. 74-80.

Теплепнев П.П., Кузнецов Д.А. Основы проектирования виброзащиты космических аппаратов: учеб. пособие / Под ред. В.В. Ефанова. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2019. 102 с.

Теплепнев П.П., Кузнецов Д.А. Методы виброзащиты прецизионных космических аппаратов / Под ред. д.т.н., проф. В.В. Ефанова. Химки: АО «НПО Лавочкина». 2019. 263 с.

Efanov V.V., Telepnev P.P., Kuznetsov D.A. On the comprehensive program of vibration protection of precision interplanetary stations with increased requirements for maintaining the accuracy of orientation // Solar System Research. 2019. Vol. 53, № 6. P. 481-485.

Telepnev P.P., Efanov V.V., Kuznetsov D.A., Ermakov V.Y. Analysis of Spektr-R spacecraft operating modes for various algorithms of high gain antenna drive control // Solar System Research. 2015. Vol. 49, № 7. P. 610-613.

Статья поступила в редакцию 01.09.2020

Статья после доработки 01.09.2020

Статья принята к публикации 01.09.2020

ОШИБКИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ВЫСОТЫ РЕЛЬЕФА ЗЕМНОЙ ПОВЕРХНОСТИ С ПОМОЩЬЮ КОСМИЧЕСКИХ РСА, РАБОТАЮЩИХ В ИНТЕРФЕРОМЕТРИЧЕСКОМ РЕЖИМЕ



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

ERRORS IN DETERMINING THE HEIGHT OF THE EARTH'S SURFACE RELIEF USING SPACE SRS OPERATING IN THE INTERFEROMETRIC MODE



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

Разработана методика оценки абсолютной и предельной составляющих ошибки определения высоты рельефа земной поверхности с помощью космических РСА, работающих в интерферометрическом режиме, реализованная в программном комплексе для ЭВМ. Проведена верификация методики на конкретном примере с результатами моделирования, которые хорошо согласуются с известными по литературным источникам данными.

Ключевые слова:
интерферометрический радиолокатор
с синтезированной апертурой;
цифровые модели высоты.

DOI: 10.26162/LS.2020.49.3.007

ВВЕДЕНИЕ

Ошибки определения высоты рельефа земной поверхности с помощью космических радиолокаторов с синтезированной апертурой, работающих в интерферометрическом режиме (ИРСА), делятся на относительные (их также называют предельными) и абсолютные (*Bistatic radar: emerging technology*, 2008). Суммарная предельная ошибка обусловлена рядом корреляционных эффектов и ошибок, связанных

A technique implemented in a computer software package has been developed for estimating the absolute and relative error components for determining the height of the earth's surface relief using spaceborne interferometric SAR systems.

The methodology was verified using a specific example with simulation results that are in good agreement with the data known from literature.

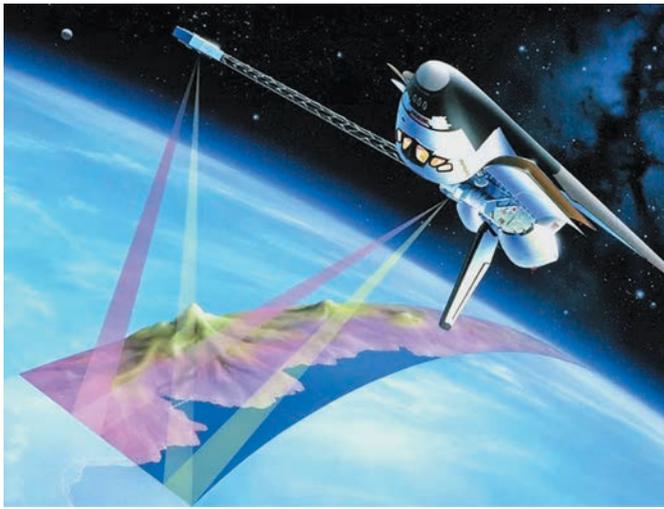
Keywords:
spaceborn interferometric
SAR systems;
digital elevation models.

с взаимной частотной и фазовой синхронизацией опорных генераторов аппаратуры РСА, размещённой на двух космических аппаратах (КА). Суммарная абсолютная ошибка обусловлена неточностями определения, а следовательно, задания в вычислительной модели следующих параметров:

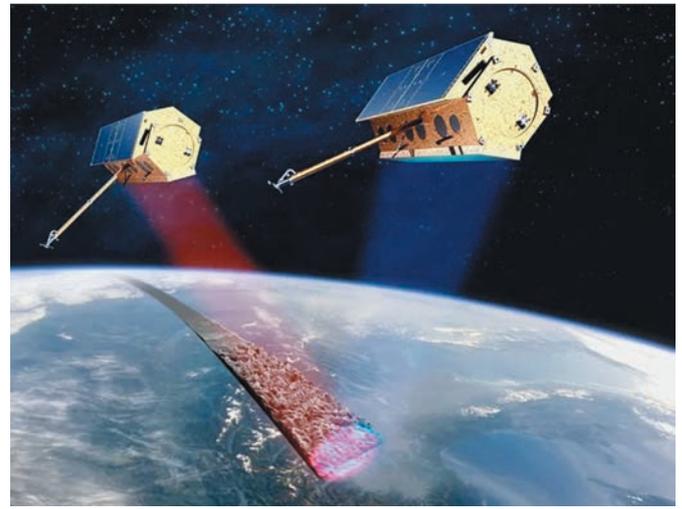
- данных навигационного обеспечения, в том числе высоты полёта КА над земным геоидом;

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.



а



б

а – аппарат радиолокационной топографической миссии Шаттл (SRTM), США, 2000;
б – два аппарата миссии TanDEM-X, Германия, 2010.

рисунок 1. Космические аппараты двух миссий, предназначенных для формирования цифровых карт возвышений местности интерферометрическим методом

- размера и ориентации интерферометрической базы локатора;
- отсчётов времени бортовыми часами, вследствие чего происходит ошибочная оценка дальности до точки наблюдения.

Абсолютная ошибка имеет существенно большее значение, чем предельная. Так, в соответствии со стандартом NTRI-4 относительная, или предельная, ошибка не должна превышать 0.8 м, тогда как абсолютная – 5 м.

Практическая реализация методов определения высоты рельефа земной поверхности с помощью космических РСА, работающих в интерферометрическом режиме, началась с запуска в США аппарата радиолокационной топографической миссии Шаттл (SRTM) в 2000 году. База интерферометра была сформирована путём установки на аппарате выносной штанги длиной 60 м с приёмной аппаратурой, рисунок 1а. Миссия обеспечила формирование цифровой карты земной поверхности в интервале широт от -56° до $+60^{\circ}$ с планарным разрешением 23 м и вертикальным разрешением, имеющим точность 18 м и 15 м по абсолютной и относительной составляющим ошибки соответственно.

Следующая миссия TanDEM-X была организована и выполнена Германским аэрокосмическим агентством в 2010 году, рисунок 1б. База интерферометра (800...2000 м) обеспечивалась размещением на орбитах двух спутников с установленными на них фазированными антенными решётками, рисунок 1б. Точность измерения высоты была гораздо выше и составила 10 м и 2...4 м по абсолютной и относительной ошибкам соответственно. Так, на рисунке 2 при-

ведено изображение территории Западной Сибири, принадлежащей РФ, с координатами 73° ... 74° с.ш. и 86° ... 88° в.д., полученное аппаратурой TanDEM-X.

Анализу работы ИРСА, с помощью которых строятся цифровые модели высоты (ЦМВ) земной поверхности (Digital elevation model – DEM), посвящено множество публикаций. Приведённые в настоящей статье расчётные соотношения, в основном, заимствованы из монографии (*Bistatic radar: emerging technology*,

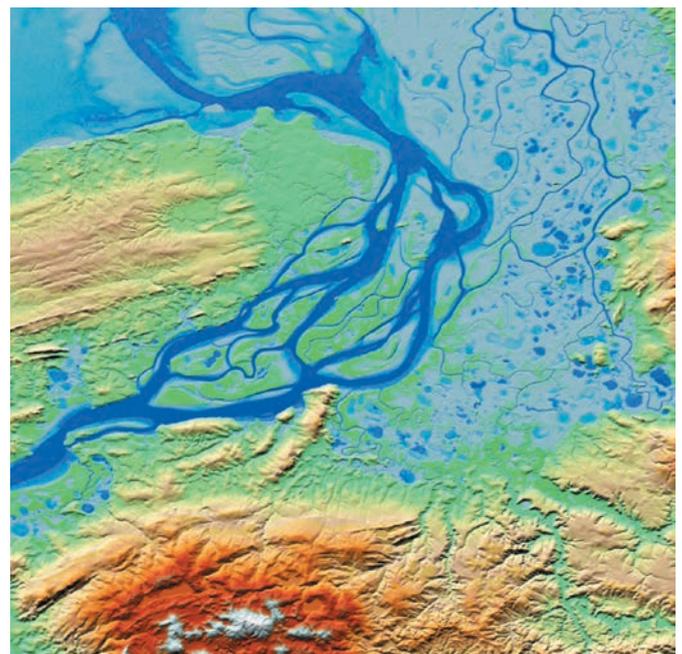


рисунок 2. Изображение территории Западной Сибири, принадлежащей РФ, с координатами 73° ... 74° с.ш. и 86° ... 88° в.д., полученное аппаратурой TanDEM-X

2008), большого обзора (Rosen P.A. et al., 2000) и статей (Li F.K., Goldstein R.M., 1990; Zebker H.A. et al., 1992; Lee J.-S. et al., 1994; Krieger G. et al., 2007; Keydel W. et al., 2004). Следует отметить, что в указанных публикациях, в свою очередь, используются материалы из многочисленных источников. Например, в 4 разделе монографии (Bistatic radar: emerging technology, 2008) даны ссылки и сделаны заимствования из 148 публикаций, а в обзоре (Rosen P.A. et al., 2000) имеется 191 ссылка. Анализ характеристик ИРСА в разные годы проводили также А.И. Кудря и С.Л. Внотченко.

Сложность вопроса и наличие большого числа параметров, от которых зависят ошибки формирования ЦМВ, а также необходимость использования в ряде случаев громоздких соотношений и трудоёмких вычислительных процедур осложняет выполнение оценки и приводит к необходимости разработки специальной расчётной методики, реализованной в алгоритмах и программном комплексе для ЭВМ.

Цель настоящей публикации – разработка методики, алгоритмов и компьютерной программы, предназначенных для анализа абсолютной и относительной ошибки формирования цифровых карт высоты местности с применением ИРСА космического базирования, а также верификация результатов путём сравнения их с данными, имеющимися в литературе.

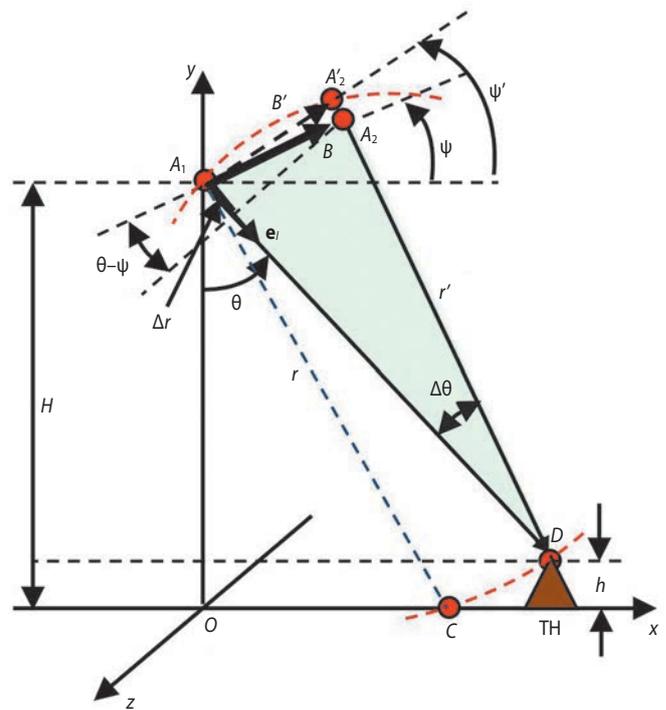
1. Основные расчётные соотношения

1.1. Геометрия задачи и фазовый метод определения высоты точки наблюдения

Обратимся, как и в (Lee J.-S. et al., 1994), к упрощённой геометрии интерферометрической системы, изображённой на рисунке 3.

ИРСА в ней находится над плоской земной поверхностью. Две антенны располагаются в плоскости нулевой доплеровской частоты относительно точки наблюдения (ТН), которая, в свою очередь, имеет возвышение h относительно опорной плоскости. Носитель летит на высоте H , двигаясь вдоль оси z . Линия, соединяющая две антенны A_1 и A_2 локатора, лежит в плоскости (x, y) и имеет длину B , её называют интерферометрической базой. Расстояния от двух антенн до ТН равны r и r' соответственно. Модель ИРСА, летящего над геоидом с произвольной ориентацией базы, описана в обзоре (Rosen P.A., et al., 2000).

В аппаратуре РСА, работающей в моностатическом режиме, используется единственная антенна A_1 , и положение ТН в плоскости наклонной дальности (НД) определяется по измерению двух параметров: самой наклонной дальности r и доплеровской частоты f_d . НД между антенной и точками C и D , лежащими на окружности с центром в точке A_1 , будут



рисунк 3. Геометрия бистатической системы в модели плоской земной поверхности

равными и доплеровские частоты также окажутся одинаковыми. Поэтому двум различным точкам C и D в плоскости НД будет соответствовать общий пиксель радиолокационного изображения.

Наличие второй антенны A_2 позволяет разрешить эту неопределённость путём измерения разности фаз сигналов, отражённых от земной поверхности и проходящих на первую и вторую антенны. Однако, если вторая антенна окажется в такой точке A_2' , которая будет расположена на окружности с центром в точке D и станет пересекать обе точки A_1 и A_2' , то опять получим $r=r'$ и снова разнесённые по расстоянию и по высоте точки C и D сольются между собой на радиолокационном изображении.

Из сказанного следует, что в общем случае при сложном рельефе местности и любых значениях базы и её угловой ориентации обязательно будут существовать точки на земной поверхности, которые невозможно различить с помощью интерферометрического метода. Решение проблемы может быть достигнуто либо в мультистатическом, либо в повторном, многопроходном интерферометрическом режиме с изменяемым значением базы и её угловой ориентации.

Из рисунка 1 вытекает соотношение

$$h=H-r\cos\theta, \quad (1)$$

где θ – угол визирования точки наблюдения. В модели плоской Земли он равен углу падения волны на земную поверхность.

Используя теорему о свойствах косинусов углов треугольника DA_1A_2 при учёте того, что $B \ll r$, получаем $\Delta r = r' - r \approx B \sin(\theta - \psi)$. Если сигнал излучается только антенной A_1 , а принимается обеими антеннами A_1 и A_2 , то фазовый сдвиг между ними будет равен

$$\varphi = 2\pi(\Delta r/\lambda) = (2\pi/\lambda)B \sin(\theta - \psi) = 2\pi(B_{\parallel}/\lambda), \quad (2)$$

где B_{\parallel} – проекция базы на линию визирования (её продольная составляющая). Из геометрических построений, приведённых на рисунке 1, следует, что поперечная к линии визирования проекция базы определится как $B_{\perp} = B \cos(\theta - \psi)$. Угол θ выражается из формулы (2):

$$\theta = \arcsin[\varphi\lambda/(2\pi B) + \psi]. \quad (3)$$

Поэтому, измерив φ и наклонную дальность r , а также, зная высоту полёта РСА H , базу B , длину волны λ и угол наклона базы относительно горизонта ψ , подставляя (3) в (1), рассчитываем высоту точки наблюдения:

$$h = H - r \cos\{\arcsin[\varphi\lambda/(2\pi B) + \psi]\}. \quad (4)$$

Из (2) следует, что при $\psi = \theta$ и $\psi = \theta \pm \pi$ получаем $\varphi = 0$ независимо от реальной высоты местности. Аналогично, при $\theta - \psi = \pm\pi/2$ получим $\varphi = \pm 2\pi B/\lambda$ при любом реальном значении h . Это означает, что, если база локатора ориентирована либо поперёк, либо вдоль направления линии визирования точки наблюдения, то интерферометрическое разрешение оказывается невозможным. Таким образом, должны выполняться неравенства $\psi \neq \theta$, $\theta \neq \pi/2$, $\theta \neq 3\pi/2$, или $B_{\parallel} \neq 0$ и $B_{\perp} \neq 0$. Этот вывод будет ниже пояснён дополнительно.

1.2. Чувствительность ошибки определения высоты к ошибкам задания базовых параметров интерферометрической системы

Точность определения высоты расположения точки наблюдения над опорной поверхностью, относительно которой задаётся база интерферометра и её ориентация в пространстве, непосредственно зависит от точности задания всех параметров, входящих в формулы (1)–(4). Для выявления этих зависимостей вначале выполняется оценка скорости изменения высоты при изменении базовых параметров, т.е. определяются производные от h по H , r , B , ψ и φ . Соответствующие соотношения приводятся в процитированной литературе, они имеют следующий вид:

$$h'_H = 1, \quad h'_r = -\cos\theta, \quad h'_B = (r/B)\sin\theta \operatorname{tg}(\theta - \psi), \quad (5)$$

$$h'_\psi = -r\sin\theta, \quad h'_\varphi = [\lambda/(2\pi B_{\perp})]r\sin\theta.$$

Эти производные можно записать в виде конечных разностей как $\Delta h_i = h'_i \Delta p_i$, где p_i ($i=1, \dots, 5$) – базовые параметры, перечисленные в указанном выше порядке; h'_i – производная от высоты по параметру с номером i ; знаки Δ перед параметрами означают

их приращения, под которыми в данном контексте понимаются отклонения от номинальных значений или ошибки задания параметров. Если, наоборот, задано допустимое значение Δh_i , то определяется допуск на каждый базовый параметр интерферометра $\Delta p_i = (h'_i)^{-1} \Delta h_i$.

При $\psi \rightarrow \theta$ и $\psi \rightarrow \theta \pm \pi$ (ортогональная к линии визирования база) имеем $\Delta h/\Delta B \rightarrow 0$, и формально получается, что размер базы не влияет на точность определения высоты, что лишено смысла при интерферометрических измерениях. И, как уже было отмечено, в этом случае $\varphi = 0$ независимо от высоты точки наблюдения. А при $\psi \rightarrow \theta \pm \pi/2$ (продольная по отношению к линии визирования база) получим $h'_B \rightarrow \infty$ и $h'_\varphi \rightarrow \infty$, поэтому малейшая ошибка определения размера базы или фазового сдвига приведёт к недопустимому возрастанию ошибки измерения высоты. Оба варианта неприемлемы.

Интересно также отметить, что $h'_\varphi = \lambda r/(2\pi B)$ при $\psi = 90^\circ$, и при зафиксированной базе h'_φ станет зависеть только от наклонной дальности. Обратим внимание на то, что при приближении точки наблюдения к надиру, когда $\theta \rightarrow 0$, получим $h'_B \rightarrow 0$ и $h'_\varphi \rightarrow 0$. Однако в окрестности надир проекция на земную поверхность разрешения РСА по наклонной дальности стремится к бесконечности и при $\theta \rightarrow 0$ РСА не работают.

Поскольку ошибки можно трактовать как случайные величины, то их удобно характеризовать дисперсией. Дисперсия суммарной ошибки определения высоты, вызванной наличием всех пяти факторов, которые можно рассматривать как статистически независимые величины, определяется через корень квадратный из суммы квадратов парциальных дисперсий $\sigma_{h,\Sigma} = (\sum \sigma_i^2)^{1/2}$. Если принять значения парциальных дисперсий равными, то к каждой следует предъявить требование $\sigma_{h,i} = \sigma_{h,\Sigma}/n^{1/2}$ и при $n=5$, $\sigma_{h,i} = \sigma_{h,\Sigma}/2.24$. Допуск на каждый парциальный параметр будет равен $\Delta p_i = (h'_i)^{-1} \sigma_{h,\Sigma}/n^{1/2}$.

Анализ соотношений (5) приводит к следующим выводам. Ошибка определения высоты ТН над земной поверхностью прямо пропорциональна ошибке определения высоты полёта КА. Однако, если на земной поверхности точно известны высоты некоторой системы опорных точек, то данную ошибку удаётся уменьшить, используя процедуру внешней калибровки аппаратуры.

Далее, ошибка определения высоты ТН зависит от ошибки измерения наклонной дальности с коэффициентом пропорциональности, равным косинусу угла визирования, взятому с обратным знаком. Что же касается ошибки измерения самой наклонной дальности, то она вызывается совокупностью ошибок отсчётов часов системного времени $\Delta t_{\text{чсв}}$, джит-

тера часов дискретизации отсчётов $\Delta t_{\text{дчд}}$, задержкой сигнала при распространении его через атмосферу $\Delta t_{\text{атм}}$ и ионосферу $\Delta t_{\text{ион}}$:

$$\Delta r = c(\Delta t_{\text{чсв}} + \Delta t_{\text{дчд}} + \Delta t_{\text{атм}} + \Delta t_{\text{ион}}),$$

где c – скорость света в вакууме. Эту ошибку уменьшают, синхронизируя часы бортовой аппаратуры с часами глобальной навигационной спутниковой системы (ГНСС) и путём выполнения внутренней калибровки.

Чувствительности h'_B и h'_φ уменьшаются при увеличении длины базы. Однако чрезмерное увеличение длины базы недопустимо, поскольку оно, как будет показано, может привести к декорреляции двух изображений. Из выражения для h'_ψ следует, что при больших расстояниях от аппарата до точки наблюдения придётся накладывать очень жёсткие ограничения на точность определения угловой ориентации базы ψ .

Последнее соотношение в (5) можно представить в конечных разностях как $\Delta h = h_{\text{неодн}} \Delta \varphi / 2\pi$, где $h_{\text{неодн}} = (\lambda r \sin \theta) / B_\perp$. Введённый параметр $h_{\text{неодн}}$ называют высотой неоднозначности. Он характеризует такое приращение высоты, при котором фазовый набег становится равным 2π . Если Δh превысит значение $h_{\text{неодн}}$, то ситуация серьёзно осложнится, и для разрешения неоднозначности отсчёта фазы придётся прибегнуть к использованию одного из многих предложенных в литературе алгоритмов (*Rosen P.A. et. al.*, 2000), причём любой из них, к сожалению, является достаточно трудоёмким в вычислительном отношении и неустойчивым при выполнении.

Необходимо проанализировать и ещё одну производную $\varphi'_r = 2\pi B_\perp / (\lambda r \text{tg} \theta)$. Если на элементе разрешения по наклонной дальности δ_r возникнет набег фазы $\Delta \varphi = \Delta \varphi'_r \delta_r = 2\pi$, то этот элемент окажется неразрешимым интерферометрическим методом вследствие декорреляции двух изображений по базе. Соответствующее этому случаю значение ортогональной к линии визирования проекции базы локатора $B_{\perp, \text{крит}} = \lambda r \text{tg} \theta / \delta_r$ называют критическим. Поэтому должно выполняться условие $B_\perp < B_{\perp, \text{крит}}$.

В монографии (*Bistatic radar: emerging technology*, 2008) также приведены соотношения для оценки зависимости Δh в отдельности по ошибкам задания продольной ΔB_\parallel и поперечной ΔB_\perp проекций базы

$$\Delta h = r(\Delta B_\parallel / B_\perp) = (h_{\text{неодн}} / \lambda) \Delta B_\parallel, \Delta h = (h / B_\perp) \Delta B_\perp.$$

Ошибка ΔB_\parallel приведёт также к ошибке определения уклона поверхности

$$E_{\text{укл}} = \Delta h / \Delta s = \Delta B_\parallel / B_\perp,$$

где Δs – расстояние на земной поверхности от выбранной опорной точки.

Ниже, в разделе 1.4., приведено выражение для коэффициента фазовой декорреляции двух ком-

плексных голограмм $\Delta \gamma_{\text{базы}} = B_\perp / (B_{\perp, \text{крит}} \cos^2 \theta)$. Выразим из этой формулы базу и обозначим её длину через $B_{\text{макс}}$, имея ввиду, что при этом значении коэффициент декорреляции $\Delta \gamma_{\text{базы}}$ примет максимально допустимое значение:

$$B_{\text{макс}} = [\Delta \gamma_{\text{базы}} (\lambda / \delta_r) r \sin \theta \cos \theta] / \cos(\theta - \psi). \quad (6)$$

Представим производную h'_B , находящуюся в сводке уравнений (5), в форме конечных разностей и подставим вместо B значение $B_{\text{макс}}$ из (6). В результате находим ошибку задания размера базы при фиксированном значении допустимой ошибки определения высоты:

$$\Delta B = \Delta \gamma_{\text{базы}} (\lambda / \delta_r) \Delta h \cos \theta / \sin(\theta - \psi).$$

Аналогичным образом получим следующее выражение для ошибки определения φ

$$\Delta \varphi = 360^\circ \Delta \gamma_{\text{базы}} (\Delta h / \delta_r) \cos \theta.$$

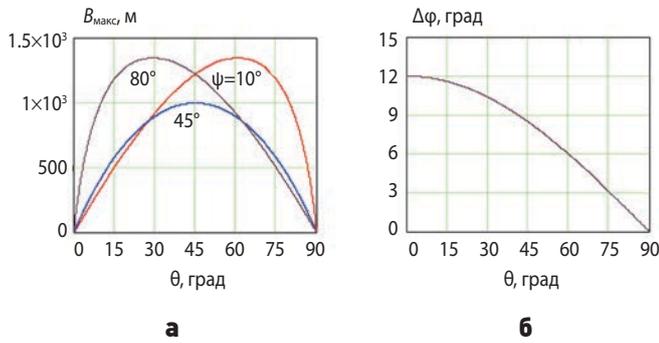
Простые геометрические построения показывают, что при малых значениях $\Delta \psi$ максимальные отклонения точки A_2 от точки A_1 (см. рисунок 1) по осям x и y не превысят значений $\Delta x = \Delta y = B \Delta \psi$. Представляя формулу h'_ψ в виде конечных разностей и выражая из неё $\Delta \psi = -\Delta h / (r \sin \theta)$, а также принимая для B значение $B_{\text{макс}}$, находим максимально допустимые значения ошибок отклонения положения точки A_2 от точки A_1 по осям x и y :

$$\Delta x = \Delta y = \Delta \gamma_{\text{базы}} (\lambda / \delta_r) \Delta h \cos \theta / \cos(\theta - \psi).$$

Отметим также, что B , Δx и Δy относятся к числу дифференциальных параметров и точность их определения при использовании данных ГНСС будет значительно выше, чем точность определения самих координат концов интерферометрической базы.

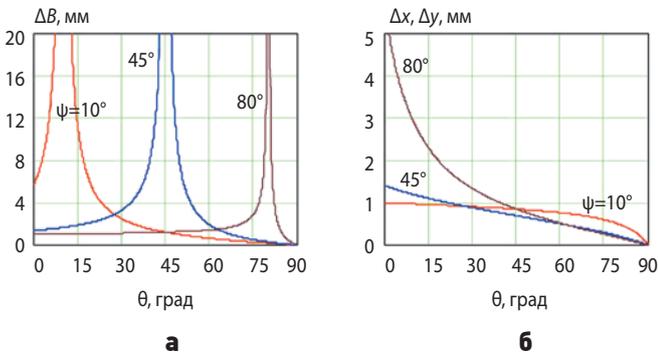
Действительно, если положения аппаратов заданы измеренными с помощью ГНСС радиус-векторами $\mathbf{r}'_{1,2} = \mathbf{r}_{1,2} + \Delta \mathbf{r}_{1,2}$, где $\mathbf{r}_{1,2}$ – истинные положения аппаратов; $\Delta \mathbf{r}_{1,2}$ – соответствующие ошибки, то измеренный вектор базы определится как $\mathbf{B}' = \mathbf{r}_2 - \mathbf{r}_1 + (\Delta \mathbf{r}_2 - \Delta \mathbf{r}_1) = \mathbf{B} + \boldsymbol{\varepsilon}_B$. Если аппараты находятся на близком расстоянии друг от друга (это условие в интерферометрических системах обычно выполнено), а характеристики установленных на них приёмников сигналов систем ГНСС обладают высокой степенью идентичности, то дифференциальная ошибка $\boldsymbol{\varepsilon}_B$ стремится к нулю и \mathbf{B}' приближается к \mathbf{B} (*Петров А.С. и др.*, 2015). К тому же современные лазерные датчики измерения расстояний позволяют определить расстояния между двумя КА (в данном случае длину базы B) с точностью до долей миллиметра.

Пусть для примера $r = 1000$ км, $\lambda = 3$ см, $\delta_r = 10\lambda$, $\Delta \gamma_{\text{базы}} = 0.02$ и $\Delta h = 0.5$ м. При этих параметрах были рассчитаны и на рисунках 4 и 5 представлены зависимости от угла визирования точки наблюдения следующих величин: $B_{\text{макс}}$, $\Delta \varphi$, ΔB и Δx , Δy .



а – максимального значения базы при трёх значениях угла её наклона относительно горизонта;
б – максимально допустимой фазовой ошибки.

рисунок 4. Зависимости от угла визирования точки наблюдения



а – максимально допустимой ошибки определения длины базы;
б – максимально допустимой ошибки определения координат взаимного расположения концов базы по осям x и y при трёх значениях угла наклона базы относительно горизонта.

рисунок 5. Зависимости от угла визирования точки наблюдения

Анализ поведения этих кривых (при зафиксированном значении максимально допустимой ошибки определения высоты) приводит к следующим выводам. Максимальная длина базы (при которой коэффициент декорреляции не превысит заданный уровень) с увеличением угла визирования вначале возрастает от нуля до своего максимального значения, а затем снова уменьшается до нуля. Угловое положение экстремума и его уровень зависят от угла ψ . Допустимая ошибка определения фазового сдвига монотонно уменьшается при увеличении угла визирования. Значение $\Delta B \rightarrow \infty$ при $\psi \rightarrow \theta$. Наконец, допустимые ошибки относительного сдвига концов базы по осям x и y зависят от ψ и монотонно уменьшаются при увеличении угла θ . В отличие от длины базы допустимые сдвиги по Δx и Δy не имеют точек разрыва в заданных интервалах изменения углов θ и ψ .

Из полученных результатов можно сделать следующие выводы. В рабочем диапазоне углов визирования фазовая ошибка не должна превышать 10° . Длина базы, во всяком случае, не должна превышать 1300 м, а ошибка её определения – единиц миллиметров. Что же касается ошибок при нахождении сдвига друг относительно друга двух концов базы (что и определяет ошибку её угловой ориентации $\Delta\psi$), то они, фактически, должны измеряться долями миллиметров.

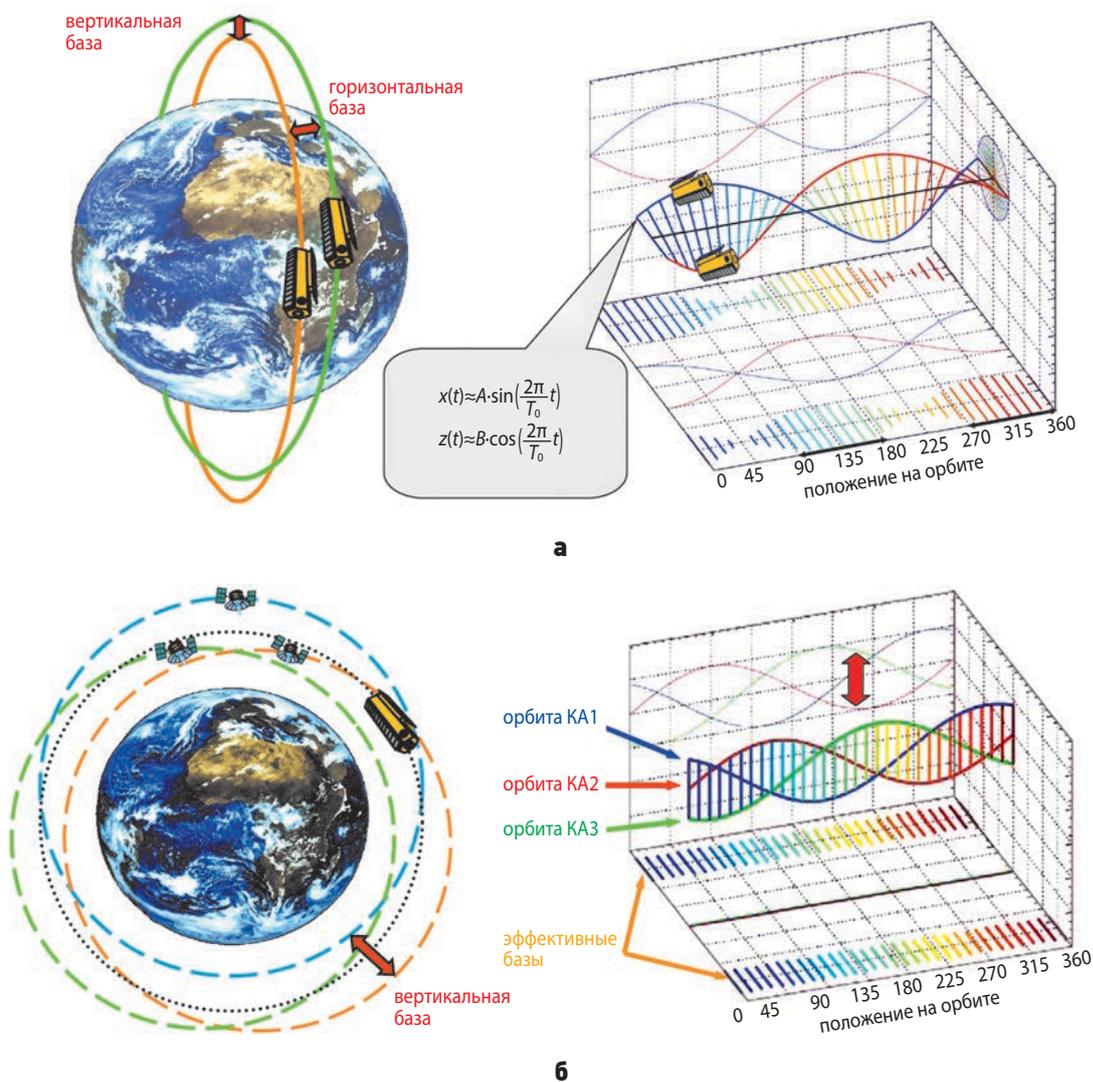
При размещении аппаратуры на двух или нескольких космических аппаратах, каждый из которых летит по близкой относительно соседей, но, все же, по собственной орбите, длина интерферометрической базы не только постоянно изменяется, но при этом ещё и совершает винтообразные повороты. На рисунке 6 этот факт иллюстрируется для систем типа интерферометрических спирали и колеса (Krieger G., 2006).

В космосе, в отличие от самолётных вариантов ИРСА, при использовании двух и более отдельных платформ невозможно напрямую обеспечить как фиксацию длины базы интерферометра, так и произвольное задание её пространственной ориентации. Поэтому встаёт задача оптимизации траекторий движения аппаратов таким образом, чтобы указанные выше требования, предъявляемые к длине базы и её ориентации, выполнялись в большей части орбитальной траектории полёта аппаратов (Назаров А.Е., 2018). Кроме того, при планировании рабочих сеансов следует учитывать интервалы времени, в течение которых платформы занимают наиболее удачные взаимные позиции для работы системы в интерферометрическом режиме.

1.3. Ошибки определения фазового сдвига в интерферометрической системе, связанные с декорреляцией двух изображений

Точность интерферометрического метода измерения высоты напрямую зависит от точности измерения фазового сдвига ϕ . А на неё, в свою очередь, влияет множество факторов, определяющих суммарный интерферометрический коэффициент корреляции (ИКК) двух изображений $\gamma_{\text{сум}}$. В статье (Lee J.-S. et al., 1994) получено и в монографии (Bistatic radar: emerging technology, 2008) приведено достаточно сложное выражение для оценки дисперсии σ_ϕ ошибки определения интерферометрической фазы, полученное с помощью методов статистического анализа. Вместе с тем, на практике всё же чаще используют более простое выражение, которое было получено в статье (Rodríguez E. et al., 1992) и процитировано в обзоре (Rosen P.L. et al., 2000). Оно было выведено из предельного соотношения Крамера – Рао и имеет следующий вид: $\sigma_\phi = \gamma_{\text{сум}}^{-1} [(1 - \gamma_{\text{сум}}^2) / (2n)]^{1/2}$, где $\gamma_{\text{сум}}$ – суммарный коэффициент корреляции; n – число пар-

ОШИБКИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ВЫСОТЫ РЕЛЬЕФА ЗЕМНОЙ ПОВЕРХНОСТИ С ПОМОЩЬЮ КОСМИЧЕСКИХ РСА, РАБОТАЮЩИХ В ИНТЕРФЕРО-МЕТРИЧЕСКОМ РЕЖИМЕ



а – интерферометрическая спираль; **б** – интерферометрическое колесо.
рисунок 6. Две конфигурации космических интерферометрических систем

циальных видов, сформированных в двух комплексных голограммах.

Результаты расчёта $\sigma_\varphi(\gamma_{\text{сум}}, n)$ по обеим формулам при шести значениях n представлены на рисунке 7. Обращает на себя внимание факт существенного расхождения кривых, причём не только в количественном отношении, но и в качественном. А именно, если по (Lee J.S. et al., 1994) при $\gamma_{\text{сум}} \rightarrow 0$ дисперсия фазовой ошибки стремится к конечному пределу, равному 104° , то по (Rodriguez E. et al., 1992) – к бесконечности. Поведение дисперсии во втором случае, по нашему мнению, больше соответствует пониманию сущности процесса декорреляции, при котором фазовое разрешение становится принципиально невозможным, если $\gamma_{\text{сум}} \rightarrow 0$. Вместе с тем, при $\gamma_{\text{сум}} \rightarrow 1$ вторая формула даёт пониженные значения дисперсии. И при $0.5 \leq \gamma_{\text{сум}} \leq 1$ мы использовали формулу (Lee J.S. et al., 1994), а при $\gamma_{\text{сум}} < 0.5$ обращались к формуле (Rodriguez E. et al., 1992), т.е. выбирали вариант с максимальным значением дисперсии.

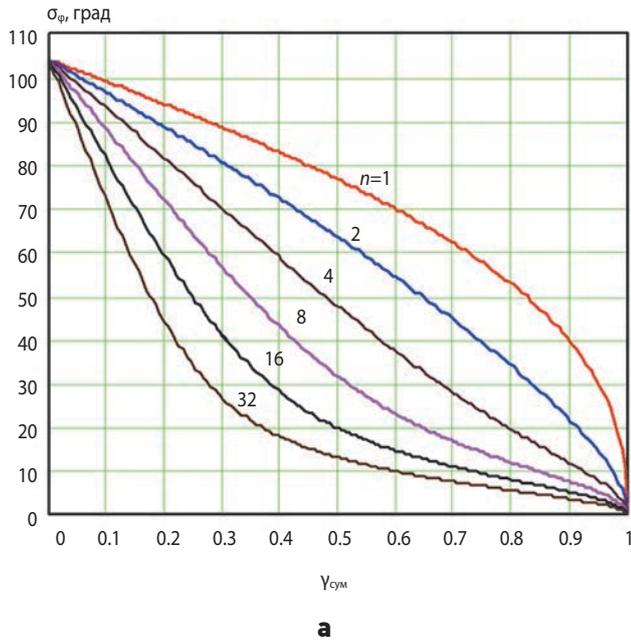
1.4. Составляющие суммарного коэффициента корреляции

Перечислим основные факторы, определяющие суммарное значение ИКК для интерферометрических РСА, работающих в однопроходном режиме (Bistatic radar: emerging technology, 2008). Это: радиометрическая чувствительность каждого аппарата, дальномерные и азимутальные неоднозначности приёма сигнала, шум квантования, ошибки обработки и сорегистрации, а также поверхностная и объёмная декорреляция.

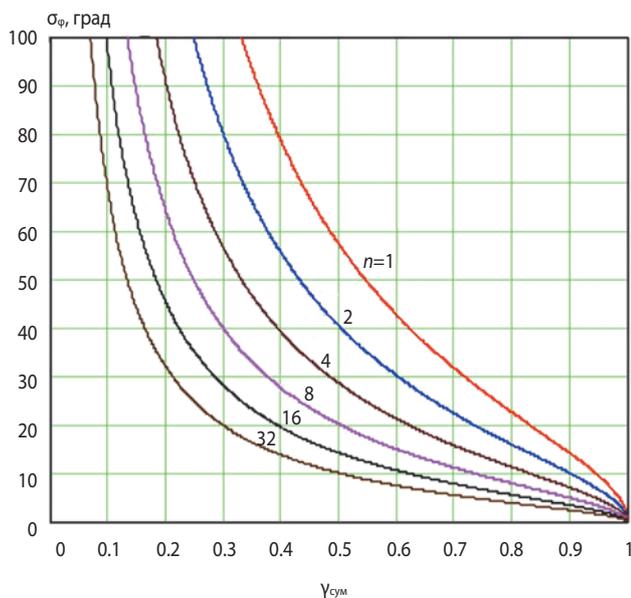
Временной декорреляцией, определяющей потерю когерентности в РСА системах повторного прохождения области наблюдения, часто, но не всегда можно пренебречь. Учитывая аддитивность и статистическую независимость отдельных источников ошибок, суммарное значение коэффициента $\gamma_{\text{сум}}$ получим, перемножая его отдельные составляющие:

$$\gamma_{\text{сум}} = \gamma_{\text{еш}} \gamma_{\text{квант}} \gamma_{\text{неодн}} \gamma_{\text{рассовм}} \gamma_{\text{базы}} \gamma_{\text{аз}} \gamma_{\text{объём}} \gamma_{\text{врем}}$$

где парциальные коэффициенты связаны с: $\gamma_{\text{сш}}$ – отношением сигнала к тепловому шуму; $\gamma_{\text{квант}}$ – ошибками квантования; $\gamma_{\text{неодн}}$ – дальномерными и азимутальными неоднозначностями, возникающими при приёме сигнала из областей, находящихся за пределом главного лепестка ДН антенны; $\gamma_{\text{рассовм}}$ – сдвигом двух изображений; $\gamma_{\text{базы}}$ – декорреляцией базовой линии; $\gamma_{\text{аз}}$ – относительным доплеровским сдвигом частот двух РСА; $\gamma_{\text{объём}}$ – объёмной декорреляцией;



а



б

а – (Lee J.S. et al., 1994); б – (Rodriguez E. et al., 1992).

рисунок 7. Зависимости фазовой ошибки от суммарного коэффициента корреляции при числе видов $n=1, 2, 4, 8, 16$ и 32 , рассчитанные по формулам

$\gamma_{\text{врем}}$ – временной декорреляцией. Соотношения для $\gamma_{\text{сум}}$ получены в (Li F.K., Goldstein R.M., 1990); Zebker H.A. et al., 1992), а также приведены в монографии (Bistatic radar: emerging technology, 2008; Krieger G. et al., 2007).

1.4.1. Тепловой шум

Конечное значение радиометрической чувствительности приводит к потере когерентности, которую можно охарактеризовать коэффициентом

$$\gamma_{\text{сш}} = [(1 + \text{СШ}_1^{-1})(1 + \text{СШ}_2^{-1})]^{-1/2},$$

где $\text{СШ}_{1,2}$ – отношение сигнала к шуму в каждом интерферометрическом канале, которое зависит от σ^0 – нормированного коэффициента обратного рассеяния волны и от $\sigma_{0,\text{ш.э.}}$ – радиометрической чувствительности, или шумового эквивалента удельной эффективной площади рассеяния.

1.4.2. Ошибки квантования

Если при квантовании комплексной амплитуды в двух квадратурных каналах I и Q на каждый отсчёт отводится по 4 бита, то отношение СШ, связанное с ошибкой квантования, будет не менее 20 дБ, то коэффициент когерентности $\gamma_{\text{квант}} \approx 0.99$ (Max J., 1960; Parraga Niebla C., 2003).

1.4.3. Потеря когерентности, связанная с дальномерной и азимутальной неоднозначностями принимаемого сигнала

Если известны отношения мощностей сигналов, поступающих из областей неоднозначного приёма сигналов (в кратных полосах захвата) по дальности и азимуту, к мощности полезного сигнала ($R_{K/3,\theta}$ и $R_{K/3,\phi}$), то $\gamma_{\text{неодн}}$ приближенно определяется соотношением

$$\gamma_{\text{неодн}} = (1 + R_{K/3,\theta})^{-1} (1 + R_{K/3,\phi})^{-1}.$$

Если $R_{K/3,\theta}$ и $R_{K/3,\phi}$ меньше, чем -20 дБ, то $\gamma_{\text{неодн}} \geq 0.98$. Эти коэффициенты рассчитываются с помощью достаточно трудоёмкой процедуры, описанной в (Петров А.С. и др. Угломестная и азимутальная..., 2019).

1.4.4. Ошибки рассовмещения

Если между двумя голограммами имеются азимутальный $\Delta_{\text{аз}}$ и дальномерный $\Delta_{\text{дальн}}$ сдвиги относительно размеров ячеек разрешения РСА по азимуту $\delta_{\text{аз}}$ и по дальности $\delta_{\text{дальн}}$ (из-за наличия фазовых шумов в двух опорных генераторах и различия частот повторения импульсов передатчика и частот стробов, открывающих вход приёмника), то ИКК, связанный с этим фактором, может быть определён как

$$\gamma_{\text{рассовм}} = \text{sinc}(\pi \Delta_{\text{аз}} / \delta_{\text{аз}}) \text{sinc}(\pi \Delta_{\text{дальн}} / \delta_{\text{дальн}}).$$

Если после компенсации сдвиги между двумя интерферограммами не превысят 0.1 от размеров соответствующих ячеек, то $\gamma_{\text{рассовм}} \geq 0.97$.

1.4.5. Декорреляция базовой линии

Потери когерентности из-за декорреляции базы и сдвига азимутального спектра двух приёмников могут быть скомпенсированы путём фильтрации спектров дальномерного и азимутального сигналов, формирующих для них общие частотные полосы, что приводит к оценке $\gamma_{\text{базы}} = \gamma_{\text{аз}} = 1$. Уменьшение ширины полосы частот приведёт к уменьшению допустимого числа видов для независимо заданного разрешения РСА после обработки сигнала. Это обстоятельство следует учитывать при финальной оценке точности определения высоты. В работах (Li F.K. Goldstein R.M., 1990; Zebker H.A. et al., 1992) получено следующее выражение для коэффициента когерентности, связанного с декорреляцией базовой линии:

$$\gamma_{\text{базы}} = 1 - B_{\perp} / (B_{\perp, \text{крит}} \cos^2 \theta). \quad (7)$$

Значение второго члена в (7), который имеет смысл коэффициента декорреляции по базе, обозначим через $\Delta \gamma_{\text{базы}}$.

1.4.6. Объёмная декорреляция

Объёмное рассеяние сигнала в областях с растительным покровом может существенно влиять на когерентность интерферометрического сигнала и достижимую точность определения высоты. Для объёма со случайным распределением вертикальных рассеивателей оценку ИКК можно сделать воспользовавшись выражением, приведённым в монографии (Bistatic radar: emerging technology, 2008).

1.5. Ошибки, связанные с фазовой и временной синхронизацией сигналов в двух каналах интерферометрической системы

В отличие от моностатического режима работы РСА, в котором используется один и тот же опорный генератор, как при модуляции сигнала, так и при его демодуляции, в интерферометрическом режиме не происходит подавления фазовых ошибок, возникающих на видеочастоте, поскольку на двух КА устанавливаются различные опорные генераторы.

Для достижения высокого разрешения местности с помощью цифровой модели высоты при работе РСА в бистатическом режиме требуется прецизионное, с точностью до нескольких градусов, знание фазового сдвига между сигналами, принимаемыми двумя антеннами. Для оценки бистатической фазовой ошибки $\Delta \phi$ полагается, что её значение известно для двух опорных точек на земной поверхности, разделённых по времени при пролёте между ними КА интервалом T_c . С их помощью можно устранить линейный фазовый сдвиг, возникающий из-за частотной расстройки двух стабилизированных генераторов опорной частоты (СГОЧ). Остаточная фазовая ошибка выражается через спектральную функцию плотности фазовых

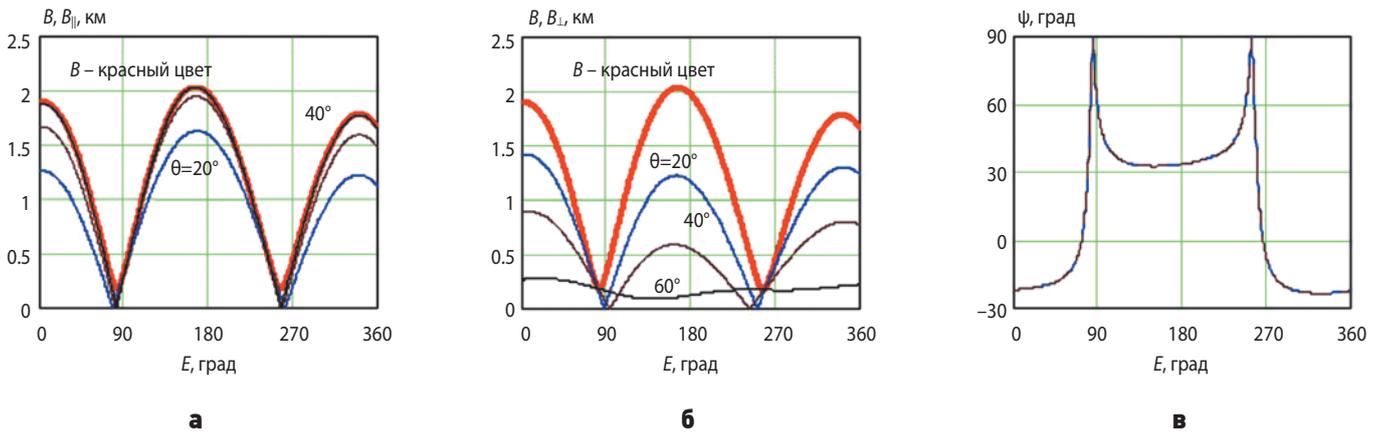
флуктуаций СГОЧ. Альтернативный метод снижения фазовой ошибки заключается в синхронизации СГОЧ, установленных на двух КА при помощи отдельной линии связи. Выражения для остаточных ошибок достаточно громоздки, они приведены в монографии (Bistatic radar: emerging technology, 2008). Тем не менее, соответствующие алгоритмы были реализованы и используются в разработанной программе.

2. Результаты моделирования

Как уже было сказано, при движении двух космических аппаратов, формирующих интерферометрическую пару, база неизбежно испытывает вращение и её длина периодически изменяется. Поэтому оценки составляющих ошибки определения высоты при нескольких произвольно выбранных параметрах системы, а главное, соотношений между ними, как это сделано на рисунках 4 и 5, полезны только на первоначальном этапе моделирования. Для приближения к реальной ситуации придётся провести симуляцию движения аппаратов в космосе при предварительно выбранных параметрах орбит. Этот выбор, конечно, должен проводиться с учётом оценок, которые были сделаны выше. В приведённом далее примере использована упрощённая модель движения КА по эллиптической орбите вокруг Земли, описанная в (Петров А.С. и др. К вопросу расчёта..., 2019).

Пусть положениям двух аппаратов соответствуют радиус-векторы \mathbf{r}_1 и \mathbf{r}_2 , а векторы их скоростей равны \mathbf{v}_1 и \mathbf{v}_2 . Направление правого бокового обзора для первого аппарата определится единичным вектором $\mathbf{e}_6 = (\mathbf{v}_1 \times \mathbf{r}_1)^n$, где верхний индекс «n» означает выполнение операции нормировки вектора. Нормаль к плоскости нулевой доплеровской частоты будет определяться вектором $\mathbf{n} = (-\mathbf{r}_1 \times \mathbf{e}_6)^n$. Направление визирования точки наблюдения задаётся единичным вектором \mathbf{e}_b , образованным путём поворота единичного вектора $-\mathbf{e}_1 = (-\mathbf{r}_1)^n$ вокруг вектора \mathbf{n} на угол визирования точки наблюдения θ против часовой стрелки. Вектор базы будет равен $\mathbf{B} = \mathbf{r}_2 - \mathbf{r}_1$, а его параллельная к линии визирования компонента $B_{\parallel} = \mathbf{B} \cdot \mathbf{e}_b$. Введём также единичный вектор $\mathbf{e}_t = \mathbf{n} \times \mathbf{e}_b$, ортогональный к вектору \mathbf{e}_b и лежащий в плоскости наклонной дальности. Перпендикулярную к линии визирования проекцию базы определим как $B_{\perp} = \mathbf{B} \cdot \mathbf{e}_t$. Затем найдём угол наклона базы к горизонту $\psi = 90^\circ - \arccos(\mathbf{e}_t \cdot \mathbf{B}^n)$. Наклонная дальность до точки наблюдения $r = R_3 \sin(\theta + \beta) / \sin \theta$, где $\beta = \pi - \arcsin(|\mathbf{r}_1| R_3^{-1} \sin \theta)$.

Таким образом, если в некоторый момент времени будут заданы положения аппаратов и их скорости, а также угол визирования точки наблюдения в плоскости нулевой доплеровской частоты, то с помощью приведённых формул определяются: база интерферометра B , её составляющие B_{\parallel} и B_{\perp} , угол наклона базы к горизонту ψ и наклонная дальность r до точки наблюдения, расположенной на сферической Земле.



а – базы локатора и её продольной составляющей; **б** – базы локатора и её поперечной составляющей; **в** – угла наклона базы к горизонту.

рисунок 8. Зависимости от эволюции КА на орбите геометрических параметров интерферометра при трёх углах визирования точки наблюдения $\theta=20^\circ, 40^\circ$ и 60°

Обратимся к конфигурации ИРСА типа интерферометрической спирали с параметрами аппаратуры, близкими к тем, которые реализованы в системе TanDem-X. Пусть две платформы с локаторами летят на высотах $h_1=514$ км и $h_2=514.2$ км, наклонение их орбит к плоскости экватора $i_1=i_2=98^\circ$, эксцентриситеты орбит $\epsilon_1=0, \epsilon_2=1.3 \times 10^{-4}$, углы восхождения $\Omega_1=0^\circ, \Omega_2=0.015^\circ$, углы перигея $\omega_1=\omega_2=0^\circ$.

Зададим также следующие параметры аппаратуры: $\lambda=3$ см, СШ=15 дБ, число видов при суммировании субапертурных комплексных голограмм $N=2$, разрешение по наклонной дальности $\delta_r=1$ м. Далее для упрощения анализа положим $\gamma_{\text{сум}}=\gamma' \gamma_{\text{сш}} \gamma_{\text{базы}}$, где, учитывая, что приняты все меры для минимизации парциальных коэффициентов корреляции, положим

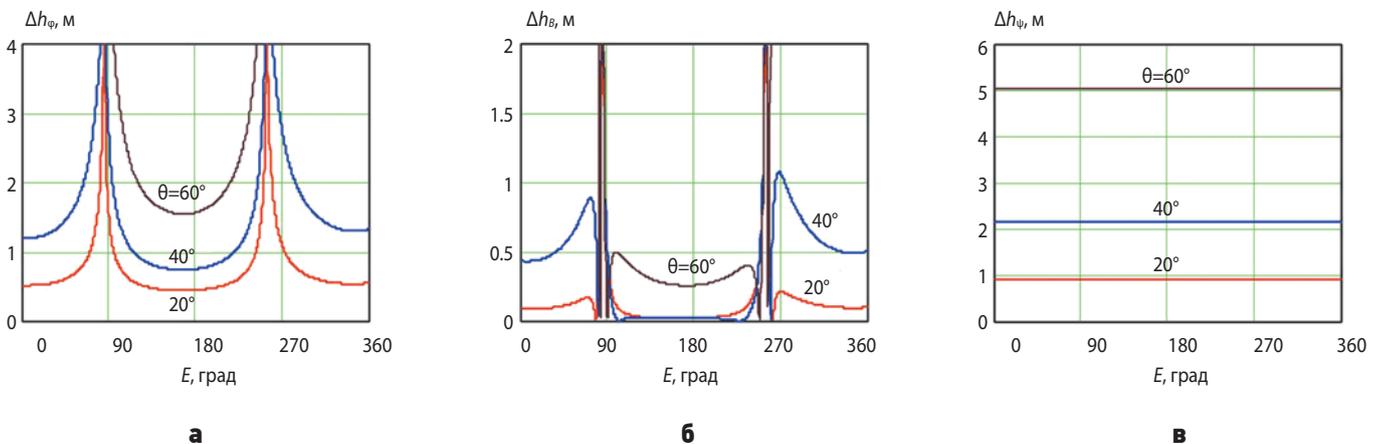
$$\gamma'=\gamma_{\text{квант}} \gamma_{\text{неодн}} \gamma_{\text{рассовм}} \gamma_{\text{аз}} \gamma_{\text{объём}} \gamma_{\text{врем}}=0.9.$$

Разумеется, при движении космического интерферометра и изменении угла визирования области на-

блюдения постоянно будут изменяться практически все параметры в вышеприведённой формуле. Кроме того, в полосе захвата радиометрическая чувствительность характеризуется своим профилем, который определяется шириной диаграмм направленности антенн, а коэффициент рассеяния земной поверхности будет зависеть от её конкретного типа (суша, море, болото, ледовое покрытие и т.п.). Эти факторы приведут к вариациям отношения сигнала к шуму. Данные эффекты в определённой мере могут быть учтены с помощью внешней калибровки системы.

Затем рассчитываются $\gamma_{\text{сш}}, \gamma_{\text{базы}}$ и $\gamma_{\text{сум}}$. Тем самым будут найдены все параметры, которые необходимы для оценки составляющих ошибки измерения высоты, связанных с ошибками определения фазового сдвига $\Delta h_\phi, \Delta h_B$ и Δh_ψ .

Результаты моделирования геометрических параметров интерферометра приведены на рисунке 8.



а – с энергетическим потенциалом системы и с фазовой декорреляцией по базе; **б** – с ошибкой определения длины базы локатора, равной 1 мм; **в** – с ошибкой определения углового наклона базы, равной одной угловой секунде.

рисунок 9. Зависимости от эволюции КА на орбите при трёх углах визирования точки наблюдения $\theta=20^\circ, 40^\circ$ и 60° трёх составляющих ошибки определения высоты, связанных с параметрами системы

На нём при трёх углах визирования точки наблюдения $\theta=20^\circ$, 40° и 60° изображены зависимости длины базы B , а также её продольной и поперечной проекций B_{\parallel} и B_{\perp} от эволюции аппаратов $E=360^\circ t/T_{\text{КА}}$, где $T_{\text{КА}}$ – период их обращения вокруг Земли; t – текущий момент времени. Кроме того, представлена зависимость от E угла наклона базы ψ к горизонту. Видим, что в рассмотренном примере длина базы не превышает 2 км, а B_{\perp} уменьшается с увеличением угла визирования. База при движении аппаратов по орбите нигде не принимает нулевое значение, что свидетельствует о пространственном разнесении двух аппаратов в критических точках сближения. Этого нельзя сказать о её проекциях B_{\parallel} и B_{\perp} , которые в области сближения, где $E \approx 90^\circ$ и $E \approx 270^\circ$, обращаются в нуль.

На следующих трёх графиках, изображенных на рисунке 9, при тех же трёх значениях угла визирования точки наблюдения $\theta=20^\circ$, 40° и 60° представлены зависимости от эволюции КА ошибок определения высоты, связанных с ошибками задания в расчётных соотношениях фазового сдвига Δh_{ϕ} , размера базы Δh_B и угла наклона базы к горизонту Δh_{ψ} . Видим, что в областях сближения аппаратов наблюдается резкий рост значений Δh_{ϕ} и Δh_B . Все три параметра увеличиваются с увеличением угла визирования. Отметим, что Δh_B нормирован к $\Delta B=1$ мм, а Δh_{ψ} – к ошибке $\Delta \psi$, равной одной угловой секунде. Сравнивая полученные результаты с огибающими кривых, приведённых в монографии (*Bistatic radar: emerging technology*, 2008), можно убедиться, что они находятся в хорошем соответствии.

заключение

Оценка результирующей ошибки, возникающей при формировании цифровых моделей высоты с использованием космических ИРСА, связана с необходимостью учёта многочисленных параметров, от которых она в конечном счёте и зависит. Абсолютные ошибки корректируются путём прецизионного измерения геометрических параметров интерферометра, а также путём внешней и внутренней калибровки аппаратуры. Относительные ошибки минимизируются с использованием методов частотной и фазовой синхронизации генераторов опорной частоты, установленных на двух аппаратах. Разработанная методика, реализованная в программном комплексе для ЭВМ, позволяет, конечно в первом приближении, быстро выявить параметры оптимальных траекторий движения двух аппаратов, формирующих интерферометрическую пару, а также дать инженерную оценку ошибок определения высоты.

список литературы

Назаров А.Е. Управление геометрией тандемной конфигурации для решения задач бистатической интерферометрической съёмки // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 4. С. 67-76.

Петров А.С., Прилуцкий А.А., Волченков А.С. Угломестная и азимутальная неоднозначности сигнала, принимаемого аппаратурой космического радиолокатора с синтезированной апертурой // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 1. С. 39-47.

Петров А.С., Прилуцкий А.А., Чиков В.А., Волченков А.С. К вопросу расчёта геометрического разрешения и энергетического потенциала космического радиолокатора с синтезированной апертурой, расположенного на геосинхронной орбите и работающего в бистатическом режиме // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 4. С. 56-66.

Петров А.С., Смирнов А.С., Сучков А.И., Чиков В.А. Моделирование ошибок позиционирования навигационной аппаратуры потребителей в дифференциальном режиме // Новости навигации. 2015. № 4. С. 14-21.

Bistatic radar: emerging technology. Part 4. Spaceborne Interferometric and Multistatic SAR Systems / Edited by Mikhail Cherniakov. John Wiley & Sons, 2008. 406 p.

Keydel W., Hounam D., Pác R., Werner M. X-SAR/SRTM Part of a Global Earth Mapping Mission / Annex to «Basic of Normal and Differential SAR Interferometry» EUSAR-Tutorial, 2004. 11 p.

Krieger G. Advanced Bistatic and Multistatic SAR Concepts and Applications. Tutorial. DLR: Microwaves and Radar Institute, 2006. 101 p. URL: https://elib.dlr.de/43805/1/eusar06_tutorial_advanced_bistatic_sar_final_reduced.pdf (дата обращения: 14.06.2020).

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

Lee J.-S., Hoppel K.W., Mango S.A., Miller A.R. Intensity and phase statistics of multilook polarimetric and interferometric SAR imagery // IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing. 1994. Vol. 32, № 5. P. 1017-1028.

Li F.K., Goldstein R.M. Studies of Multibaseline Spaceborne Interferometric Synthetic Aperture Radars // IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing. 1990. Vol. 28, № 1. P. 88-97.

Max J. Quantizing for minimum distortion // IEEE Trans. Information Theory. 1960. № 6 (1). P. 7-12.

Parraga Niebla C., Krieger G. Optimization of block-adaptive quantization for SAR raw data // Space Technology. 2003. Vol. 23, № 2. P. 131-141.

Rosen P.A., Hensley S., Joughin I.R., Li F.K. et al. Synthetic aperture radar interferometry // Proc. IEEE. 2000. Vol. 88, № 3. P. 333-382.

Zebker H.A., Villasenor J. Decorrelation in interferometric radar echoes // IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing. 1992. Vol. 30, № 5. P. 950-959.

Статья поступила в редакцию 15.06.2020

Статья после доработки 15.06.2020

Статья принята к публикации 15.06.2020

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕПЛООБМЕНА ПРИ ДВУМЕРНОМ МЕЖСЕТОЧНОМ ДВИЖЕНИИ ТЕПЛОНОСИТЕЛЯ В ОХЛАЖДАЮЩЕМ ТРАКТЕ КАМЕРЫ ЖРД ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК ПЕРСПЕКТИВНЫХ КА

EXPERIMENTAL STUDIES OF THE HEAT EXCHANGE IN TWO- DIMENSIONAL INTERMESH FLOW OF THE COOLANT IN THE COOLING TRACT OF THE LIQUID PROPELLANT ENGINE CHAMBER OF ADVANCED SC PROPULSION SYSTEMS



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



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



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

Рассмотрен новый метод охлаждения ЖРД с использованием принципа межканального движения теплоносителя (МКДТ) сквозь пористый металлический сетчатый материал (МСМ). На основании экспериментальных данных получено обобщающее критериальное уравнение поверхностной теплоотдачи в тракте с МКДТ и двумерным межсеточным движением теплоносителя.

Ключевые слова:

*межканальное движение теплоносителя;
металлический сетчатый материал;
интенсификация теплообмена;
теплогидравлическая эффективность.*

DOI: 10.26162/LS.2020.49.3.008

ВВЕДЕНИЕ

В нашей предыдущей статье (Пелевин Ф.В., Пономарев А.В., Лоханов И.В., 2020) теоретически и экспериментально была обоснована необходимость перехода от одномерного (продольно-канального)

The paper deals with a new technique of the liquid propellant engine cooling based on the principal of inter-channel coolant flow through a porous mesh metal.

Using experimental data the combined criterial equation was obtained for surface heat exchange in the tract with inter-channel coolant flow and two-dimensional intermesh flow of the coolant.

Keywords:

*inter-channel coolant flow;
porous mesh metal;
heat transfer intensification;
thermalhydraulic efficiency.*

к двумерному (межканальному) межсеточному движению теплоносителя сквозь пористый МСМ в тракте охлаждения камеры ЖРД для уменьшения гидравлических потерь.

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

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

Показано, что при межканальном движении теплоносителя значительно снижаются гидравлические потери и как следствие – энергетические затраты на его прокачку через теплообменный тракт ЖРД.

Цель настоящей публикации – подтверждение интенсификации теплообмена при выбранной схеме движения теплоносителя.

Результаты экспериментальных исследований теплообмена при двумерном межсеточном движении теплоносителя в МСМ

Известно, что для МСМ характерны очень высокие значения объёмной поверхности теплообмена $S_v=(4-20) \times 10^3$ (м²/м³) и чрезвычайно высокая интенсивность теплообмена между высокотеплопроводной проницаемой пористой матрицей и протекающим сквозь неё теплоносителем вследствие очень развитой поверхности их соприкосновения и передачи тепла по пористой металлической высокотеплопроводной матрице.

В настоящей работе критерий Рейнольдса определяется как

$$Re = \frac{md_{\text{экв}}}{F_{\text{пр}}\mu}$$

или

$$Re = \rho w d_{\text{экв}} / \mu. \quad (1)$$

Эффективный коэффициент поверхностной теплоотдачи в тракте с МКДТ k представлен через критерий Стентона

$$St = \frac{k}{\rho c_p w}, \quad (2)$$

где k – коэффициент поверхностной теплоотдачи, Вт/(м² К).

Критерий Стентона экспериментально определяется по формуле

$$St = \frac{\Delta T F_{\text{пр}}}{\Delta T_{\text{н}} F_{\text{т}}}$$

Здесь ΔT – суммарный подогрев теплоносителя в тракте с МКДТ; $\Delta T_{\text{н}}$ – температурный напор между средней температурой теплоотдающей поверхности и средней температурой теплоносителя; $F_{\text{т}} = \pi d L$ – теплоотдающая поверхность тракта, где d – диаметр теплоотдающей поверхности.

При межканальном движении теплоносителя сквозь МСМ отмечено некоторое снижение теплоотдачи по сравнению с одномерным продольным движением теплоносителя сквозь МСМ (Поляев В.М., Морозова Л.Л., Харьбин Э.В. и др., 1976). Это объясняется значительно большим гидравлическим сопротивлением в МСМ при одномерном продольном

и ортогональном (\perp) движении теплоносителя к плоскости сетки, чем при межсеточном (\parallel) движении теплоносителя в тракте с МКДТ. Например, у МСМ из полотняной фильтровой хромоникелевой (12X18H10T) сетки П24 при пористости $P=0,256$ имеем $\alpha_{\perp}/\alpha_{\parallel}=1,6$ и $\beta_{\perp}/\beta_{\parallel}=2,14$ (Пелевин Ф.В., 2016). Кроме того, уменьшение скорости фильтрации теплоносителя в МСМ у теплоотдающей поверхности и наличие зон в МСМ с малыми скоростями фильтрации, расположенных напротив подводящих и отводящих каналов у теплоотдающей поверхности, также снижают теплообмен в пористом тракте с МКДТ по сравнению с кольцевым трактом, заполненным МСМ. Но при этом интенсификация теплообмена по-прежнему остаётся выше, чем у любого другого теплообменного тракта.

Установлено, что с уменьшением относительного пути движения теплоносителя через МСМ l/δ теплоотдача усиливается. Это свойственно и для каналов, не заполненных МСМ (начальный участок теплообмена). Уменьшение относительного пути движения l/δ с 11,3 до 2,8 увеличило теплоотдачу примерно в 2,2 раза при прочих равных условиях.

Дальнейшее уменьшение l/δ до 1,4 повысило теплоотдачу примерно в 3,8 раза при прочих равных условиях.

Снижение теплоотдачи с уменьшением отношения l/δ учитывается введением поправочного коэффициента ε_r , который вычисляется по формуле

$$\varepsilon_r = 0,5945 + 4,279(\delta/l) + 3,86(\delta/l)^2 - 4,995(\delta/l)^3,$$

справедливой в диапазонах $\delta=(2-5,6) \times 10^{-3}$ м и $l=(7,97-33,77) \times 10^{-3}$ м.

Исследовано влияние теплопроводности МСМ на теплоотдачу в тракте, заполненном МСМ. С увеличением коэффициента теплопроводности материала сетки ПСМ теплоотдача повышается. Так, в результате замены хромоникелевой стальной сетки П60 на никелевую сетку С600/2200 теплоотдача в тракте с МКДТ увеличилась на 20% при прочих равных условиях. Использование медной сетки с квадратной ячейкой со стороной 0,7 мм ещё больше повышает теплоотдачу. Теплоотдача в тракте с МКДТ, заполненном медным высокопористым ячеистым материалом (ВПЯМ), меньше, чем у медного МСМ из-за меньшего коэффициента теплопроводности каркаса ВПЯМ ввиду его большей пористости. В трактах с МКДТ, заполненных ВПЯМ, также подтверждено снижение теплоотдачи с увеличением l/δ . Теплоотдача будет усиливаться, если замена материала на более высокотеплопроводный не сопровождается изменением структуры пористого материала.

Влияние коэффициента теплопроводности теплоносителя на теплоотдачу учитывается с помощью

числа Прандтля Pr , а теплопроводность материала проволоки сетки λ – с помощью коэффициента

$$\varepsilon_\lambda = \left(\frac{\lambda}{\lambda_{ст}} \right)^{0,4},$$

где $\lambda_{ст}$ – коэффициент теплопроводности (базовой) стальной хромоникелевой проволоки 12X18H10T;

λ – коэффициент теплопроводности любого другого материала проволоки (хромоникелевой стали, хромистой бронзы, меди, никеля и др.).

В исследованном диапазоне чисел Re не обнаружено заметного влияния пористости и типа сетки на теплоотдачу в тракте с МКДТ. Это можно объяснить тем, что с увеличением пористости МСМ уменьшается гидродинамическая неравномерность течения теплоносителя по высоте МСМ и у горячей охлаждаемой поверхности реализуется больший расход теплоносителя, который увеличивает теплоотдачу в тракте с МКДТ. Кроме того, с ростом пористости МСМ увеличивается теплоотдающая поверхность МСМ за счёт уменьшения пятен контакта между соседними сетками и, следовательно, повышается внутрипоровая теплоотдача. Но, с другой стороны, при увеличении пористости уменьшается теплопроводность МСМ в направлении теплового потока, что приводит к снижению теплоотдачи в тракте с МКДТ.

В результате суперпозиции этих взаимоисключающих факторов теплоотдача в тракте с МКДТ при двумерном движении теплоносителя с увеличением пористости не уменьшается, как в кольцевом канале, заполненном МСМ, что положительно влияет на эффективность теплообмена в тракте с МКДТ.

При обработке экспериментальных данных с целью получения критериальной зависимости по теплоотдаче не использовались как аргументы параметры внутренней структуры пористого материала (средний диаметр порового канала, диаметр проволоки и др.). Такой подход позволяет повысить точность расчёта.

На основании экспериментальных данных получено обобщающее критериальное уравнение поверхностной теплоотдачи в тракте с МКДТ и двумерным межсеточным движением теплоносителя. Обобщающее критериальное уравнение поверхностной теплоотдачи в тракте с МКДТ и двумерным межсеточным движением теплоносителя в диапазонах: $Re=20-2 \times 10^4$; $Pr=0,7-7$; пористость $\Pi=0,2-0,61$; $l/\delta=0,93-11,3$, которое имеет вид

$$St=0,57Re^{-0,2}Pr^{0,7}\varepsilon_\lambda \varepsilon_\lambda, \quad (3)$$

где $Pr = \frac{\mu c_p}{\lambda}$; Re и St вычисляются по (1) и (2) соответственно.

Относительная погрешность определения критерия St равна 13,3%.

Уравнение (3) можно распространить и на большие значения чисел Re , так как турбулентный режим движения теплоносителя в МСМ полностью установился.

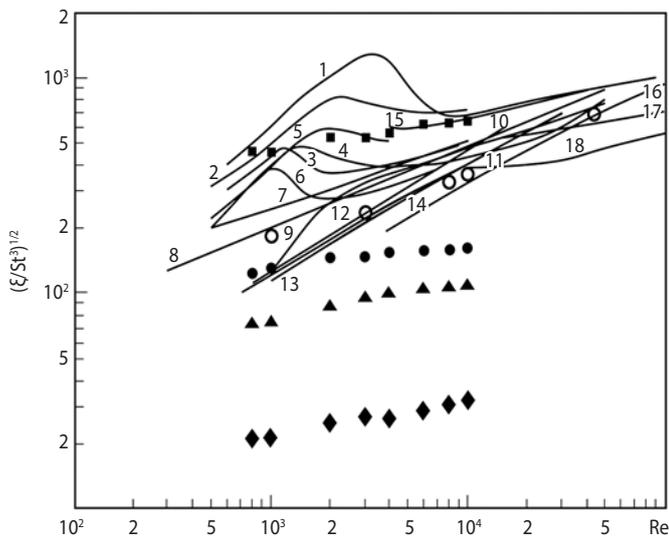
С увеличением скорости теплоносителя в МСМ наблюдается интенсификация теплообмена. По сравнению с кольцевым каналом без пористого наполнителя теплообмен в трактах с межканальным движением теплоносителя (воздух) может увеличиваться более чем в 60 раз для пористого сетчатого материала из хромоникелевых стальных сеток ($Re=10^4$; $l/\delta=2,8$). Для медного пористого сетчатого материала рост теплоотдачи ещё интенсивнее (~ в 200 раз). Чем выше теплопроводность МСМ в направлении теплового потока и чем меньше коэффициент теплопроводности теплоносителя, тем эффективнее теплообмен в пористом тракте, так как передача теплоты от теплоотдающей поверхности в теплоноситель идёт по высокотеплопроводному пористому каркасу.

Кроме того, в МСМ можно практически реализовать движение теплоносителя в пористых каналах с эквивалентным диаметром около 10^{-4} м, что для других теплообменных трактов невозможно. Уменьшение эквивалентного диаметра канала приводит к увеличению коэффициента теплоотдачи k (так как k пропорционален $1/d_{экр}^{0,2}$) и уменьшению числа Рейнольдса (соответственно, потеря давления). Так, уменьшение эквивалентного диаметра канала с $(1-1,6) \times 10^{-3}$ м, характерного для орбренных фрезерованных каналов, до 10^{-4} м в пористых сетчатых металлах увеличивает теплоотдачу в 1,7 раза при прочих равных условиях.

Из критериального уравнения (3) видно, что теплоотдача в пористом тракте с МКДТ в десятки раз больше, чем в гладком канале (трубе). Интенсификация теплообмена зависит от скорости теплоносителя, коэффициента теплопроводности МСМ, а также от коэффициента ε_λ , который учитывает повышение теплоотдачи на начальном участке теплообмена в МСМ. Как известно, интенсификация теплообмена происходит на начальном участке и в гладком канале.

Высокая интенсификация теплоотдачи в пористых трактах с МКДТ хорошо согласуется с данными работ (Поляев В.М., Морозова Л.Л., Харыбин Э.В. и др., 1976; Поляев В.М., Майоров В.А., Васильев Л.Л., 1988).

Правильный выбор пористого материала для теплообменных трактов повышает их теплогидравлическую эффективность. Для эффективной работы теплообменного тракта с МКДТ пористый материал должен обладать минимальным гидравлическим сопротивлением в направлении движения теплоносителя, высокой теплопроводностью в направлении теплового потока.



- 1 – круглая труба;
- 2 – плоский канал;
- 3 – пережатый канал;
- 4 – пучок плоских пережатых труб;
- 5 – шахматный пучок плоских труб;
- 6 – коридорный пучок круглых труб;
- 7 – гофрированная перфорированная насадка, создающая совместно с основными пластинами систему прямоугольных зигзагообразных каналов постоянного сечения;
- 8 – шаровая насадочная поверхность с беспорядочным расположением шаров и пористостью 0,37–0,39;
- 9 – трубы с кольцевыми вставками;
- 10, 11 – шахматный пучок труб с поперечным обтеканием;
- 12 – шахматное расположение решёток;
- 13 – коридорное расположение решёток;
- 14 – произвольное расположение решёток при пористости 0,5;
- 15 – пластинчато-ребристая поверхность с гладкими рёбрами;
- 16 – коридорное расположение соседних решёток при пористости 0,83;
- 17, 18 – трубы с кольцевыми диафрагмами.

Пористый теплообменный тракт с МКДТ:

- – 12X18H10T МСМ П60, $P=0,48$, $l/\delta=2,8$;
- – 12X18H10T МСМ П60 $P=0,48$, $l/\delta=11,3$;
- ▲ – 12X18H10T МСМ П60 $P=0,368$, $l/\delta=1,42$;
- ◆ – медный МСМ, $P=0,61$, $l/\delta=0,93$.

Цилиндрический тракт с компланарными каналами:

- – угол перекрещивания компланарных каналов $2\beta=90^\circ$ (Пелевин Ф.В., Ярославцев Н.Л., Викулин А.В., Орлин С.А. и др., 2015).

рисунок. Зависимость теплогидравлической эффективности от числа Re для различных поверхностей теплообмена (теплоноситель – воздух)

На рисунке показаны зависимости теплогидравлической эффективности от числа Re для различных поверхностей теплообмена (теплоноситель – воздух).

Эффективность теплообмена в тракте с МКДТ сквозь МСМ при межсеточном движении теплоносителя выше, чем у других теплообменных трактов и трактов с компланарными каналами (Пелевин Ф.В., Ярославцев Н.Л., Викулин А.В. и др., 2015). Установлено, что эффективность тракта с МКДТ особенно велика при малых числах Рейнольдса (в диапазоне 10^3 – 10^4) и увеличивается с уменьшением Re, относительного пути движения теплоносителя сквозь МСМ, а также с увеличением теплопроводности и пористости МСМ.

ВЫВОДЫ

На основе экспериментальных данных получено обобщающее критериальное уравнение поверхностной теплоотдачи для трактов с межканальным двумерным межсеточным движением теплоносителя сквозь МСМ.

По сравнению с каналом без МСМ теплообмен в трактах с МКДТ (воздух) достигает 60-кратного увеличения ($Re=10^4$) для МСМ из хромоникелевых стальных сеток. Для медного МСМ теплоотдача ещё выше.

Высокие коэффициенты теплоотдачи в тракте с МКДТ достигаются при значительно меньших числах Рейнольдса, чем у трактов с продольно-канальным движением теплоносителя, что приводит к уменьшению гидравлических потерь.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

Пелевин Ф.В. Гидравлическое сопротивление пористых металлов // Изв. вузов. Машиностроение. 2016. № 2. С.42-52.

Пелевин Ф.В., Пономарев А.В., Лоханов И.В. Исследование гидравлических характеристик перспективного тракта охлаждения ЖРД для двигательных установок космических аппаратов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 2. С. 82-87.

Пелевин Ф.В., Ярославцев Н.Л., Викулин А.В., Орлин С.А. и др. Исследование эффективности теплообмена в компланарных каналах // Теплоэнергетика. 2015. № 3. С. 35-42.

Поляев В.М., Майоров В.А., Васильев Л.Л. Гидродинамика и теплообмен в пористых элементах конструкций летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1988. 168 с.

Поляев В.М., Морозова Л.Л., Харьбин Э.В. и др. Интенсификация теплообмена в кольцевом канале // Изв. вузов. Машиностроение. 1976. № 2. С. 86-89.

Статья поступила в редакцию 04.09.2020

Статья после доработки 04.09.2020

Статья принята к публикации 04.09.2020

НОВАЯ ЭФФЕКТИВНАЯ ТЕХНОЛОГИЯ ПЕРЕРАБОТКИ ВИЗУАЛЬНОЙ ИНФОРМАЦИИ В АВТОМАТИЗИРОВАННЫХ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫХ СИСТЕМАХ НАЗЕМНО-КОСМИЧЕСКОГО МОНИТОРИНГА



Д.А. Гаврилов¹,
кандидат технических наук,
gavrilov.da@mipt.ru;
D.A. Gavrilov

Рассмотрена технология многоуровневой распределённой автоматизированной переработки визуальной информации в автоматизированных оптико-электронных системах наземно-космического мониторинга на основе проблемно-ориентированного варианта комплексного «информационно-кибернетически-дидактического» подхода. Результаты имеют теоретическое и практическое значение при решении задач обеспечения информационной эффективности в различных сферах деятельности, требующих переработки визуальной информации. Приводятся результаты имитационного и натурного моделирования.

Ключевые слова:
наземно-космический мониторинг;
оптико-электронная система;
переработка визуальной информации;
детектирование; локализация;
классификация; технологии;
оптимизация; эффективность;
качество; точность; оперативность.

DOI: 10.26162/LS.2020.49.3.009

¹ Институт точной механики и вычислительной техники имени С.А. Лебедева Российской академии наук, Россия, Москва.

THE NEW EFFECTIVE TECHNOLOGY OF THE VISUAL INFORMATION PROCESSING IN THE GROUND-SPACE MONITORING AUTOMATED OPTICAL-ELECTRONIC SYSTEMS



Д.А. Ловцов¹,
профессор,
доктор технических наук,
dal-1206@mail.ru;
D.A. Lovtsov

The technology of multilevel distributed automated processing of visual information in automated optoelectronic systems for ground-space monitoring based on a problem-oriented version of a comprehensive «information-cybernetic-didactic» approach is considered. The results are of theoretical and practical value in solving problems of information efficiency ensuring in various fields of activity requiring the processing of visual information. The results of simulation and field modeling are given.

Key words:
ground-space monitoring;
optical-electronic system;
visual information processing;
detection; localization;
classification; technologies;
optimization; efficiency;
quality; accuracy; operativeness.

Lebedev Institute of Precise Mechanics and Computer Engineering, Russian Academy of Sciences, Russia, Moscow.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время в условиях глобальной информатизации особую актуальность приобретают вопросы обеспечения эффективности переработки визуальной информации при комплексном информационном мониторинге (наземном, аэровоздушном, космическом, подводном), осуществляемом в интересах решения народнохозяйственных и специальных задач с помощью дистанционно пилотируемых аппаратов, оснащённых автоматизированными оптико-электронными системами (Занин Д.А., Москатиньев И.В., 2019; Ефанов В.В. и др., 2017; Ефанов В.В., 2017). Образец исходного изображения представлен на рисунке 1.



рисунк 1. Образец исходного изображения

Оптико-электронные системы переработки визуальной информации могут быть использованы в космических системах дистанционного зондирования Земли на базе космических аппаратов (КА) «Аркон», «Канопус», «Ресурс» различных модификаций и других для решения задач информационного обеспечения государственных органов управления и контроля по оперативному освещению обстановки в районах катастроф природного и техногенного характера, а также для мониторинга районов локальных конфликтов, крупных террористических актов (Ефанов В.В. и др., 2017), в качестве оптических датчиков для автоматических космических аппаратов программы исследования Луны (Артёмьев А.В. и др., 2019; Ефанов В.В., Долгополов В.П., 2016).

Основная сложность при создании дистанционно пилотируемых аппаратов (ДПА) специального назначения заключается в создании необходимой для его применения системы управления, включая алгоритмы, информационные датчики, оптико-электронные системы. Особое место в данном случае занимает проблема замещения пилота как оператора управления на борту ДПА. На различных этапах полёта могут возникать ситуации, требующие наличия на борту ДПА полностью автономной системы управления и информационного обеспечения (Ловцов Д.А., 2005; Ловцов Д.А., Лобан А.В., 2014). Эффективность си-

стемы управления современных автономных ДПА в значительной мере определяется эффективностью работы алгоритмов оптико-электронной системы. Одним из основных требований к оптико-электронной системе ДПА является способность без участия оператора выделять во входном видеопотоке объекты интереса и осуществлять слежение за данными объектами. При этом обработка информации, получаемой оптико-электронной системой, должна осуществляться в автоматическом режиме. Таким образом, оптико-электронная система приобретает роль «органов зрения» ДПА, ключевым моментом построения которых является необходимость реализации эффективной технологии переработки визуальной информации, обеспечивающей качественное решение задачи обнаружения объектов интереса.

Построение эффективной автоматизированной оптико-электронной системы (АОЭС) наземно-космического мониторинга (НКМ) представляется возможным на основе применения проблемно-ориентированного варианта комплексного «ИКД»-подхода («информационно-кибернетически-дидактического») (Ловцов Д.А., Гаврилов Д.А. Обоснование..., 2019; Ловцов Д.А., Гаврилов Д.А. Моделирование..., 2019), т.е. системного подхода с акцентированием внимания на его информационном, кибернетическом и дидактическом аспектах, состоящего в интеграции методологии информационного подхода (при котором объект рассматривается как целенаправленная информационная система), методологии кибернетического подхода (при котором объект рассматривается как система управления на уровне информационных процессов и алгоритмов функционирования информационной базы), методологии дидактического подхода (при котором объект рассматривается как система, способная к самообучению) в составе методологии системного подхода (при котором объект рассматривается как сложноорганизованная многоуровневая и многоаспектная система) (Ловцов Д.А., Гаврилов Д.А. Эффективная..., 2019).

1. Анализ начальных условий и постановка задачи

Эффективность оптико-электронных систем специального назначения, предназначенных для переработки и анализа визуальной информации, определяется научно-техническим уровнем применяемых технологий, при этом колоссальные объёмы визуальной информации требуют автоматизации процесса её дешифрирования (включая стабилизацию, детектирование, локализацию, классификацию). Рост объёмов перерабатываемой информации при повышении требований к эффективности дешифрирования приводит к усложнению методов переработки и анализа.

Существующие оптико-электронные системы НКМ, использующие в своей работе автоматизированные методы переработки информации (АОЭС), часто недостаточно эффективны в отношении точности и оперативности при решении вопросов переработки визуальной информации. Основной причиной недостаточной эффективности является отсутствие формально-логического аппарата теории детектирования, локализации и классификации, обеспечивающего как выработку обоснованных требований к информационно-техническому и программному обеспечению процессов переработки информации, так и количественную оценку их эффективности и качества. При этом основными наиболее значимыми показателями эффективности являются точность, характеризующая качество дешифрирования визуальной информации, и оперативность, характеризующая обеспечение необходимого быстродействия в соответствии с поставленными целями и задачами. К дополнительным показателям эффективности относятся: имитостойкость, характеризующая способность не допускать навязывания дезинформации в условиях информационного противоборства; устойчивость, определяющая способность сохранять состояние равновесия в условиях дестабилизирующих информационно-технических воздействий; живучесть, позволяющая выполнять установленный минимальный объём функций при подавляющих внешних воздействиях; добротность, характеризующая информационную экономичность системы и определяемая как отношение общего количества информации различного вида, хранящейся и циркулирующей в системе, и количества информации, характеризующего затраты основных («работающих») видов системных ресурсов.

Большинство существующих методов решения задач НКМ предназначено для систем централизованной переработки информации и не обеспечивают учёта большинства факторов неопределённости, неизбежно возникающих в сложных системах. Одним из путей повышения эффективности переработки информации в АОЭС НКМ является рациональное распределение частных задач переработки информации по основным подсистемам АОЭС НКМ. В основе решения информационных задач лежит разработка эффективного информационно-математического обеспечения (ИМО) оперативной переработки визуальной информации, учитывающего особенности децентрализованной переработки информации. Состав специального ИМО определяется необходимостью наличия в нем комплекса эффективных алгоритмов, направленных на увеличение качества детектирования, локализации и классификации, уменьшения разрядности вычислений для их ускорения, эффективного использования разреженности данных, а также адаптация классических и нейросетевых алгоритмов для решения поставленных целевых задач.

В общем виде процесс переработки визуальной информации в АОЭС НКМ можно описать следующим образом: распределение энергии источника светового излучения по пространственным координатам (x, y) , времени t и длине волны λ описывается функцией $C(x, y, t, \lambda)$. Наблюдаемое изображение Φ , характеризующееся множеством P его параметров и множеством V параметров входных искажений, поступающее в АОЭС НКМ, которая характеризуется множеством R функциональных параметров, является результатом усреднения функции $C(x, y, t, \lambda)$ по диапазону длин волн и описывается выражением:

$$\Phi = \int_{\lambda_{\min}}^{\lambda_{\max}} C(x, y, t, \lambda) R(\lambda) d\lambda + f(P, V, \Delta\lambda),$$

где $R = \langle B, n, v(\lambda), \delta, r_s, \chi, \omega, H_r, H_{\phi}, \varepsilon, \Psi \rangle$; B – тип сенсора регистратора; n – размер сенсора регистратора; v – спектральная чувствительность сенсора регистратора; r_s – разрешающая способность; δ – чувствительность; χ – битность; ω – температура сенсора; H_r – светосила объектива; H_{ϕ} – эффективная светосила; ε – линейное увеличение; $\Psi = \langle \psi_k, \psi_s, \psi_z, \psi_{\phi}, \psi_c \rangle$ – множество функциональных искажений входных потоков; ψ_k – уменьшение контрастности; ψ_s – ошибка экспозиции; ψ_z – неоднородная засветка; ψ_{ϕ} – ошибка фокусировки; ψ_c – смаз; $P = \langle p, r, \rho \rangle$; p – динамический диапазон; r – контраст; ρ – резкость; $V = \langle \sigma_R, \sigma_A, \sigma_{sh} \rangle$; σ_R – шум считывания; σ_A – шум предусиления; σ_{sh} – дробовой шум; $f(P, V, \Delta\lambda)$ – терминальная функция, используемая с целью повышения устойчивости наблюдаемых изображений на диапазоне длин волн $\Delta\lambda = \lambda_{\max} - \lambda_{\min}$.

На первом этапе изображение Φ проходит процессы предварительной переработки: стабилизации, фильтрации, шумоподавления, субъективного и объективного улучшения качества и др.; набор операций для осуществления предварительной переработки достаточно полно описан в научной литературе и может считаться стандартным.

Основные процессы, связанные с переработкой визуальной информации, осуществляются на втором этапе и включают анализ сцены (экспозиции), выделение геометрической структуры видимого поля и выбор методов детектирования и классификации объекта интереса (нейросетевой, классический, комбинированный). С помощью данных этих основных методов проводятся измерения характеристик изображения, после чего поступившая информация передаётся непосредственно на переработку и распознавание множества D объектов интереса, при этом на каждом этапе осуществляются верификация и контроль качества распознавания и оценки сцены с учётом общей логической организации системы.

Основной целью функционирования многоуровневой АОЭС НКМ как информационной системы можно считать обеспечение минимально допустимой неопределённости (энтропии) H соответствия множества $\{Q\}$ фактических значений (характеристик) показателей качества (включая показатели детектирования, локализации и классификации) переработки визуальной информации множеству $\{Q^0\}$ требуемых значений в условиях целевого применения АОЭС НКМ при определённых ограничениях на временные и информационные ресурсы. Таким образом, в качестве количественной меры результативности функционирования АОЭС НКМ можно использовать апостериорную информационную энтропию соответствия показателей качества процессов, осуществляемых в АОЭС, требуемым значениям, рассчитанную в результате проведения $n=1, N$ этапов переработки визуальной информации, с учётом оценок $Q^*(C_n)$ вероятностных характеристик C_n , действующих на АОЭС помех, возмущений и сбоев (ошибок):

$$H_N(Q \subseteq Q^0) = H_N - \sum_n I_n + H[Q_N \subseteq Q^0 | Q^*(C_N)], \quad (1)$$

где H_N – начальная информационная энтропия соответствия показателей качества (точности и оперативности при ограничении на устойчивость и живучесть и др.) заданным требованиям, определённая по результатам проектирования и стендовых испытаний АОЭС; I_n – количество визуальной информации, полученной на n -м этапе переработки при многократном оценивании путём уменьшения энтропии соответствия за счёт приближения условий переработки к требуемым; $H[\cdot]$ – апостериорная энтропия соответствия показателей качества требуемым значениям (Ловцов Д.А., Панюков И.И., 1995).

При этом неопределённость (1) соответствия тактико-технических характеристик и требований (ТТХ и ТТТ) в системе должна быть минимизирована. Общую математическую постановку сложной задачи (проблемы) эффективной переработки визуальной информации в АОЭС можно, в частности, сформулировать следующим образом (Ловцов Д.А., Гаврилов Д.А. Формализация..., 2019).

Дано: ситуационная модель функционирования АОЭС НКМ, характеризующаяся короткежем

$$z = \langle R, E, W, \Phi(D), M, A \rangle, \quad (2)$$

где R – множество функциональных параметров АОЭС; E – множество вариантов разметки изображений; W – множество параметров искажений стабилизации; $\Phi(D)$ – множество обучающих выборок в информационной базе; D – множество объектов распознавания; $M = \{m_l\}, l=1, \dots, L$ – множество технологических методик, включающих множество способов m_l дешифрирования организационно-техно-

логического характера; $A = \{a_j\}, j=1, \dots, J$ – множество алгоритмов a_j оптимизации.

Требуется: найти рациональный (оптимальный) вариант z^* модели функционирования АОЭС, обеспечивающий решение множества целевых задач переработки информации с помощью соответствующих четырёх функциональных подсистем (стабилизации; формирования информационной базы; детектирования, локализации и классификации; функционально-го диагностирования в режиме реального времени):

$$K: Q(z^*) = \sum_i \gamma_i Q_i(z^*) = \min_{\{z\}}, \quad (3)$$

$$Q(z) = \{Q^c, Q^{нб}, Q^{длк}, Q^{фл}\},$$

где $z^* \in Z$ – оптимальная модель функционирования АОЭС; $Z = \{z\}$ – исходное множество допустимых альтернатив; $\gamma_i \geq 0$; $\sum \gamma_i = 1, i=1, \dots, 4$ – весовые коэффициенты показателей качества подсистем; Q^c – показатель качества процесса стабилизации (в частности, $Q^c = W$ – набор параметров искажений стабилизации); $Q^{нб} = E$ – набор размеченных изображений; $Q^{длк}$ – показатель качества переработки визуальной информации в АОЭС ($Q^{длк} = \Delta$ – погрешность точности дешифрирования); $Q^{фл}$ – показатель информационной эффективности, учитывающий функциональное диагностирование АОЭС НКМ в режиме реального времени ($Q^{фл} = H_{aps}$ – апостериорная энтропия соответствия показателей качества целевого функционирования АОЭС требуемым значениям).

Данная проблема относится к классу сложных задач иерархического многоэтапного стохастического программирования (поскольку решение разнесено в пространстве и времени и принимается в условиях меняющейся обстановки), и для её решения необходима разработка эффективного информационно-математического обеспечения.

2. Декомпозиция глобальной задачи на иерархическую совокупность частных задач меньшей сложности

Для решения проблемы осуществлена функционально-логическая декомпозиция сложной задачи (3) эффективной переработки визуальной информации в АОЭС на иерархическую совокупность частных задач меньшей сложности и обеспечена варибельность частных решений для получения рационального решения основной задачи (Лемешевский С.А., 2018). Методическая схема декомпозиции при решении основной задачи (3) при оптимизации АОЭС НКМ представлена на рисунке 2.

В результате функционально-логической декомпозиции сформулированной проблемы (3) выявлены

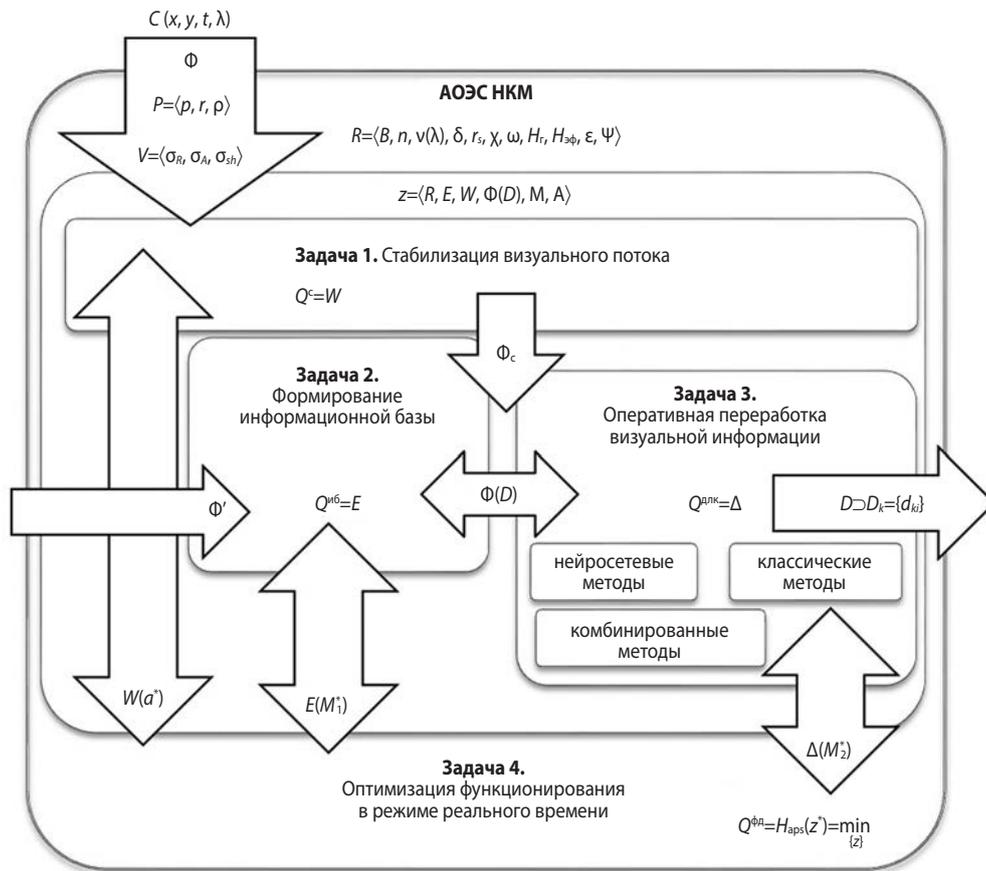


рисунок 2. Методическая схема декомпозиции проблемы эффективной переработки визуальной информации в АОЭС

следующие четыре основные взаимосвязанные частные научные задачи (Гаврилов Д.А. и др. Система..., 2018; Гаврилов Д.А., 2018; Гаврилов Д.А., 2019).

Задача 1. Синтез и оптимизация информационных процессов стабилизации визуального потока в условиях информационного соперничества (Гаврилов Д.А., 2018).

Дано: входное видеоизображение Φ .

Найти: a^* – рациональный алгоритм восстановления кадров в режиме реального времени, обеспечивающий компенсацию сдвига входного изображения в пределах возможного заданного смаза и формирующий стабилизированное изображение $\Phi_c = \sum_i \phi_i, i=1, \dots, n$, где n – количество кадров ϕ_i . Формально задача сводится к следующей математической постановке:

$$\begin{cases} K: W(a^*, \Phi_c) \in W^0 \\ \tau(a^*) \leq \tau^0 \\ L(a^*) \leq L^0 \end{cases}, \quad (4)$$

где W, W^0 – множество фактических (с учётом множества V входных искажений исходного потока) и допустимых значений параметров искажений стабилизации соответственно; τ, τ^0 – фактическое и максимально допустимое время вычисления совмещения двух кадров соответственно; L, L^0 – фактическая и максимально допустимая вычислительная сложность алгоритма a^* соответственно.

При этом вычислительная сложность алгоритма определяется выражением

$$L(a^*) = \sum_i L(a_i),$$

где $L(a_i) = \sum_i (C(a_i) + \beta_i J(a_i))$ – вычислительная сложность алгоритма a_i ; $C(a_i)$ – затраты на переработку информации алгоритмом a_i ; β_i – затраты на транспортировку; $J(a_i)$ – объём полученных данных.

Результатом решения задачи является рациональный алгоритм a^* формирования стабилизированного изображения Φ_c , которое используется в качестве исходных данных для задач 2 и 3.

Задача 2. Синтез и оптимизация процессов формирования неоднородной информационной базы АОЭС на основе эффективного обучения нейросетей для решения задач распознавания визуальной информации, как в режиме реального времени для обеспечения оперативной подготовки информационной базы, так и в фоновом режиме при реализации процесса пополнения существующей информационной базы непосредственно в ходе переработки визуальной информации (Гаврилов Д.А., 2018).

Дано: множество N_1 кадров ϕ_i стабилизированного изображения $\Phi_c = \sum_i \phi_i$, где $i=1, \dots, N_1$ и множество N_2 кадров ϕ'_j искусственно синтезированных изображений $\Phi' = \sum_j \phi'_j$, где $j=1, \dots, N_2$.

Найти: $M_1^* \in M_1$ – эффективную методику подготовки обучающих выборок и обучения алгоритмов из множества M_1 допустимых методик создания информационной базы, содержащей множество $\Phi(D) = \Phi_c \cup \Phi'$ обучающих выборок для множества D объектов, при этом $D \supset D_k = \{d_{ki}\}$, где D_k – подмножество объектов интереса d_{ki} , $i=1, \dots, I$, обладающих признаками $k=1, \dots, K$ при различных условиях внешней среды.

Формально задача сводится к следующей математической постановке:

$$\begin{cases} K: E[M_1^*, \Phi(D)] \in E^0 \\ D(M_1^*) \leq D^0 \\ \Pi(M_1^*) \geq \Pi^0 \end{cases}, \quad (5)$$

где E, E^0 – множество фактических и допустимых вариантов разметки изображений (с учётом множества P параметров входного изображения) соответственно; D, D^0 – фактическое и максимально возможное количество объектов в обучающей выборке соответственно; Π, Π^0 – фактическая и минимально допустимая производительность комплекса при использовании методики M_1^* подготовки обучающих выборок и обучения алгоритмов соответственно.

В результате решения задачи 2 формируется проблемно-ориентированная внутримашинная информационная база АОЭС НКМ, представляющая собой комплекс специализированных баз данных и знаний функциональных подсистем АОЭС, обеспечивающих эффективное решение целевых и функциональных задач, включая детектирование, локализацию и классификацию.

Задача 3. Синтез и оптимизация информационных процессов распознавания визуальной информации, включая процессы детектирования, локализации и классификации.

Дано: множество N_1 кадров стабилизированного изображения Φ_c и информационная база обучающих выборок $\Phi(D)$.

Найти: $M_2^* \in M_2$ – эффективную методику дешифрирования (детектирования, локализации и классификации) подмножества $D_k = \{d_{ki}\}$, объектов интереса d_{ki} , $i=1, \dots, I$, обладающих признаками $k=1, \dots, K$ в стабилизированном изображении Φ_c с минимальной погрешностью Δ из множества M_2 допустимых методик, с помощью информационной базы обучающих выборок $\Phi(D)$.

Формально задача сводится к следующей математической постановке:

$$\begin{cases} K: \Delta[M_2^*, \Phi(D)] = \min_{\{M_2\}} \\ t(M_2^*) \leq t^0 \\ h(M_2^*) \leq h^0 \end{cases}, \quad (6)$$

где Δ – погрешность дешифрирования; t, t^0 – фактическое и максимально допустимое время работы

методики M_2^* дешифрирования соответственно; h, h^0 – фактическая и минимально допустимая достоверность соответственно.

Для решения задачи (6) используются рациональные маршруты детектирования, локализации и классификации, основанные как на классических, так и на нейросетевых методах, а также на их комбинациях. Выбор требуемых методов и алгоритмов оперативной переработки информации осуществляется при условии ограничения вычислительных затрат на выполнение частных операций детектирования, локализации и классификации и повышения информационной эффективности каждой выполняемой операции. В процессе решения осуществляется расширенный логический анализ входных визуальных данных. На основе полученной информации оператор может сформировать план дальнейшего использования выявленных аналитических данных.

Задача 4. Оптимизация функционирования АОЭС НКМ на основе разработки методик функционального диагностирования АОЭС НКМ в режиме реального времени (Гаврилов Д.А., 2019).

Дано: результаты решения 1-й, 2-й и 3-й задач: $W(a^*), E(M_1^*), \Delta(M_2^*)$.

Найти: оптимальную модель z^* функционирования АОЭС НКМ, обеспеченную рациональным набором R^* функциональных параметров, при которой апостериорная энтропия, характеризующая неопределённость соответствия ТТХ и ТТТ к целевому функционированию АОЭС НКМ, достигает минимального значения.

Формально задача сводится к следующей математической постановке:

$$\begin{cases} K: H_{\text{aps}}(z^*) = \min_{\{z\}} \\ z = \langle R^*, W(a^*), E(M_1^*), M_2^*, \Phi(D_k) \rangle \\ R^* = \langle B^*, n^*, v^*(\lambda), \delta^*, r_s, \chi, \omega, H_r, H_{\text{эф}}, \varepsilon, \Psi \rangle \end{cases}, \quad (7)$$

где $z^*(R^*, a^*, M_1^*, M_2^*) \in Z$ – оптимальная модель функционирования АОЭС НКМ из множества Z допустимых альтернатив.

Оптимизация в (7) осуществляется по одному из функциональных параметров с фиксированием остальных в зависимости от цели дешифрирования. В качестве апостериорной энтропии используется энтропия покрытия (относительного покрытия по приведению к норме множества реальных функциональных параметров объекта множеством допустимых параметров) (Бурый А.С., Сухов А.В., 2003)

$$H_{\text{aps}}(z^*) = H(R^*, R^0) = m \ln \left[\frac{\| (R^*/R^0) \cup R^0 \|}{\| R^0 \|} \right],$$

где $/$ – операция разности множеств; $\| \cdot \|$ – операция приведения к норме; m – коэффициент пропорциональности.

В результате решения данной взаимосвязанной совокупности частных научных задач (4)–(7) достигается решение сложной задачи (проблемы) эффективной переработки визуальной информации в АОЭС НКМ.

3. Методика переработки визуальной информации

Для решения поставленной задачи разработана методика, использующая новую эффективную технологию переработки визуальной информации в АОЭС НКМ в режиме реального времени с требуемым качеством. Разработка технологии создания программно-аппаратных средств переработки визуальной информации, основанной на информационно-математическом обеспечении многоуровневой АОЭС НКМ, осуществляется путём последовательного выполнения совокупности шагов-этапов до получения результата. Технологическая последовательность шагов обеспечивается упорядоченной совокупностью необходимых моделей, методов и алгоритмов (Ловцов Д.А., Гаврилов Д.А. *Формализация...*, 2019).

Шаг 1. Ввод исходных данных для переработки с учётом заданной ситуационной модели z функционирования АОЭС НКМ согласно (2).

Шаг 2. Оценка движения камеры и стабилизации видеоизображения. Восстановление кадров визуального информационного потока, формирование стабилизированного изображения Φ_c путём решения первой частной задачи (4).

Шаг 3. Формирование информационной базы АОЭС НКМ, обучение нейросетей для решения задач распознавания визуальной информации. Формирование информационной базы АОЭС НКМ осуществляется на основании заданных условий путём решения частной второй задачи (5). Процесс подготовки информационной базы включает разметку изображений с помощью разработанного универсального метода, учитывающего основные принципы построения обучающих выборок для обучения нейросетевых алгоритмов по комплексным сценариям (Гаврилов Д.А. и др., 2019).

Шаг 4. Дешифрирование стабилизированного изображения Φ_c . Разработка и модификация эффективных алгоритмов оперативной переработки визуальной информации с помощью формализованных процедур детектирования, локализации и классификации объектов на аэрокосмических изображениях, основанных на решении третьей частной задачи (6).

Шаг 5. Функциональное диагностирование АОЭС НКМ, оценка соответствия заданного качества путём решения частной четвёртой задачи (7) (Гаврилов Д.А., 2019; Патент РФ № 2714182 РФ, 2018).

Шаг 6. Выдача результата в виде упорядоченной информационной последовательности описательно-

го характера, необходимой для принятия дальнейших решений, а также составление прогнозов и оперативного планирования тактики поведения в условиях информационного соперничества.

Разработанная объектно-ориентированная технология переработки визуальной информации включает функционально достаточный комплекс методов для решения основных частных задач АОЭС НКМ и многоуровневых решений, как основанных на классических подходах к обработке изображений, так и применяющих технологии искусственного интеллекта.

4. Результаты имитационно-натурного эксперимента и их анализ

Оценка эффективности разработанной АОЭС НКМ выполнена для решения задачи дешифрирования объектов на аэрокосмических снимках. Переработка полученной визуальной информации подразумевает дешифрирование аэрокосмических снимков или поиск малоразмерных объектов интереса на крупноформатных изображениях. В результате работы системы оператор должен получить координаты местоположения и класс обнаруженных объектов.

В результате выполнения алгоритма стабилизации осуществляются качественный анализ поступающих кадров в режиме реального времени и сравнение очередного кадра с предыдущим. Для обеспечения функционирования АОЭС НКМ в режиме реального времени выполнена аппаратная реализация поиска ключевых точек алгоритмом Speeded Up Robust Features (SURF) (Гаврилов Д.А., Павлов А.В., 2018). Применение такого подхода решает основную проблему использования памяти несколькими модулями одновременно, что обеспечивает повышение скорости обработки кадра до 100 кадров в секунду.

В случае если визуальный оптический поток поступает в АОЭС НКМ в виде статического крупноформатного аэрокосмического изображения, стабилизация которого не требуется, подсистема измерения функционирует в режиме ожидания.

В ходе исследования была проведена предварительная подготовка набора обучающих выборок в виде изображений техники, а также бинарных масок объектов интереса (Гаврилов Д.А. и др., 2019; Пунь А.Б. и др., 2018). Подготовка обучающей выборки осложнялась наличием ограниченного количества реально полученных фотоснимков, получение большего числа которых не представлялось возможным. Для решения проблемы получения обучающей выборки достаточного объёма для обучения нейросети, обладающей высокой точностью и устойчивостью к условиям съёмки, реализовано искусственное расширение обучающей выборки с помощью синтезированных изображений объектов интереса (рисунок 3).

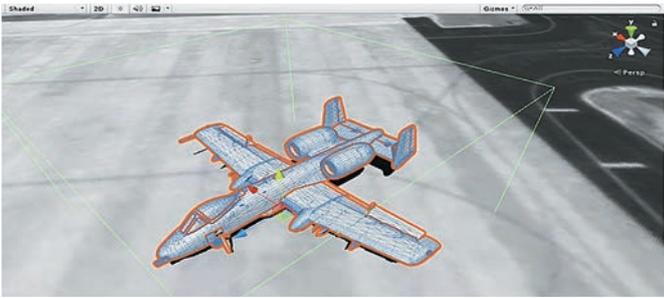


рисунок 3. Создание синтетических изображений для формирования обучающей выборки

Для обучения нейросети рассчитывался коэффициент Дайса (Dice coefficient), который показывает меру сходства. Данный коэффициент представляет меру площади правильно отмеченных сегментов (отношение площади пересечения к площади объединения)

$$Dice(X, Y) = \frac{2|X \cap Y|}{|X| + |Y|},$$

где X – предсказание; Y – правильно размеченная маска на текущем объекте; $|X|$ – количество элементов в данном множестве X ; \cap – оператор нахождения пересечения между X и Y .

Выполнение процессов детектирования и локализации обеспечивает первичное обнаружение объекта интереса, определение его наличия на исходном изображении. Детектирование и локализация усложняется разнообразием внешнего вида и ориентации в пространстве объектов детектирования, изменением освещения, присутствием каких-либо индивидуальных особенностей. Решение может требовать применения комбинированных способов, включающих, например, анализ цветовой информации или структуры детектируемых объектов. В зависимости от выбранного алгоритма положение объекта может определяться координатами прямоугольника, охватывающего объект, контуром этого объекта, координатами характерных для объекта интереса точек.

Для решения задачи детектирования и локализации малоразмерных объектов интереса на крупноформатных изображениях используется метод динамического глубинного анализа отрицательных примеров, заключающийся во введении в функцию потерь коэффициента, балансирующего объекты интереса и фон. Применение данного метода позволяет снизить число ложноположительных и ложноотрицательных откликов нейросети при анализе аэрокосмических снимков с низкой плотностью объектов, составляющей менее одного объекта на квадратный километр.

На вход алгоритма классификации поступают полученные в результате работы алгоритма детектирования изображения объекты интереса, представленные в формате цветных или полутоновых цифровых изображений, и полученные в результате работы



рисунок 4. Образцы входных данных алгоритма классификации

алгоритма сегментации их бинарные маски, в них белые пиксели относятся к объектам интереса, а чёрные описывают фон (рисунок 4).

Для решения задачи использовалась сверточная нейронная сеть на основе реализации «Carvana» с архитектурой типа «U-Net» (*Carvana Image Masking Challenge, 2017; Ronneberger O. et al., 2015*). Обоснованием выбора архитектуры «U-Net» является достаточно ограниченное количество данных для обучения. Рассматриваемая сеть способна успешно обучаться в средах с низким и средним количеством данных обучения.

На выходе выдаётся список вероятностей принадлежности обнаруженного и локализованного объекта к определённым типам объектов с заданным критерием корректности, которые являются исходными данными для подсистемы принятия решений. Критерий корректности (качества) $topN$ алгоритма классификации объектов определяется как доля объектов, для которых отсутствует истинный тип в первых N типах списка вероятностей принадлежности к типам. Список типов с вероятностями принадлежности объекта к типу представляет собой отсортированный по убыванию вероятностей список пар

$$(id_i, p_i); i \in \{1, \dots, N\}; \sum p_i = 1; \forall i < j, p_i > p_j,$$

где id_i – целочисленный идентификатор типа объекта; p_i – вероятность принадлежности объекта к этому типу. Критерий корректности типа $top3$ в данном случае означает, что истинный тип объекта распознавания присутствует среди трёх первых определённых алгоритмом типов.

В качестве метрик качества использованы функции точности (precision, p) и полноты (recall, r) для первых k объектов из ответов алгоритма. Функционалом качества является площадь под кривой precision/recall

$$Q = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^M (p(k) + p(k-1))(r(k) - r(k-1)).$$

Для испытаний алгоритма были использованы изображения, полученные с помощью программ Google Earth Pro и SAS Planet (карты Bing). Авиационная техника включала около 50 наименований авиаци-

таблица – Перечень типов объектов авиационной техники, подлежащей классификации

тип техники	пояснение
БЕСПИЛОТНЫЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫЕ АППАРАТЫ	
MQ	беспилотный летательный аппарат, в том числе MQ-1 «Предатор», MQ-9 «Рипер»
САМОЛЁТЫ	
B-52H	стратегические бомбардировщики
B-1B	стратегические бомбардировщики
F-4	тактические истребители
F-5	тактические истребители
F-14	тактические истребители
F-15	тактические истребители
F-16	тактические истребители
F/A-18	тактические истребители
F-22	тактические истребители
A-4	штурмовики
A-10	штурмовики
AV-8B	штурмовики
C-135	в том числе модификации: стратегический военно-транспортный/транспортный самолёт C-135; стратегический разведывательный самолёт RC-135; стратегический транспортно-заправочный самолёт KC-135
C-5	стратегические военно-транспортные и транспортные самолёты
C-17	стратегические военно-транспортные и транспортные самолёты
KC-10	стратегические транспортно-заправочные самолёты
C-2A	тактические военно-транспортные и транспортные самолёты
C-130	в том числе модификации: тактический военно-транспортный/транспортный самолёт C-130; тактический транспортно-заправочный самолёт KC-130
C-12	в том числе TC C-12C «Гурон» сухопутных войск (тактические военно-транспортные и транспортные самолёты), C PTP RC-12R «Гардрейл», C PTP RC-12N «Гардрейл» (самолёты PTP размах 16,6 м, длина 13,3 м на базе TC C-12C «Гурон»)
C-21	тактические военно-транспортные и транспортные самолёты
C-20	тактические военно-транспортные и транспортные самолёты, в том числе C-37
MV-22	тактические военно-транспортные и транспортные самолёты
E-3	самолёты ДРЛОУ
E-2C	самолёты ДРЛОУ
E-767	самолёты ДРЛОУ, в том числе KC-767(46) стратегический транспортно-заправочный самолёт, В 737-200
E-737	самолёты ДРЛОУ, в том числе В 767-700
E-4	самолёты ВКП, на базе В-747, в том числе модификации: В 747-100, В 747-200, В 747-300, В 747-400
EA-6B	самолёты радиотехнической разведки, радиоэлектронного подавления и ведения информационной войны
P-3	в том числе модификации: самолёт базовой патрульной авиации P-3, самолёт радиотехнической разведки, радиоэлектронного подавления и ведения информационной войны EP-3E
P-8	самолёты базовой патрульной авиации, в том числе В 737-800
ВЕРТОЛЁТЫ	
AH-1	в том числе СУВ AH-1S «Кобра Тоу» сухопутных войск. Класс: специализированные ударные, разведывательные и разведывательно-ударные вертолёты
AH-64	в том числе СУВ AH-64D «Апач Лонгбоу» сухопутных войск. Класс: специализированные ударные, разведывательные и разведывательно-ударные вертолёты
OH-58	в том числе ВБО OH58C «Кайова» (вертолёты боевого обеспечения) и МУВ OH-58D «Кайова Уорриер» сухопутных войск (многоцелевые ударные вертолёты)
UH-1	в том числе ВБО UH-1H «Ирокез» сухопутных войск. Класс: вертолёты боевого обеспечения
UH-60 и его модификации	в том числе ВБО UH-60A «БлэкХок», ВБО UH-60L «БлэкХок», ВБО UH-60M «БлэкХок», сухопутных войск, ВБО HH-60M «Найт Хок», ВБО HH-60A «Найт Хок», ВБО MH 60-L «Найт Хок», ВБО EH-60A «Квик Фикс 2». Класс: вертолёты боевого обеспечения
CH-53	вертолёты боевого обеспечения, транспортные вертолёты
CH-47	в том числе модификации ТВ CH-47F «Чинук», ТВ CH-47D «Чинук» сухопутных войск, транспортный вертолёт CH-46
UH-72	многоцелевые вертолёты

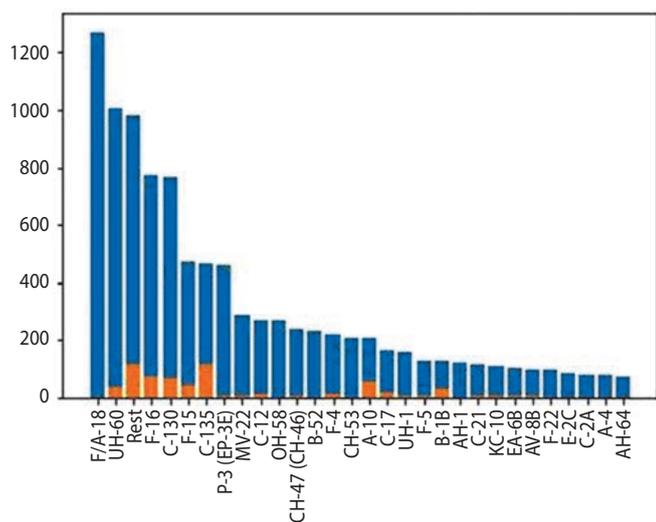


рисунок 5. Соотношение объектов в обучающей и тестовой выборках

онной техники, в том числе самолёты, вертолёты, беспилотные летательные аппараты. Перечень типов объектов авиационной техники, подлежащей классификации, представлен в таблице.

Всего для проведения эксперимента использовано около 1500 изображений. Исходная выборка была случайным образом разделена на обучающую, включающую около 1350 изображений, и тестовую, включающую 150 изображений. Соотношение объектов обучающей и тестовой выборках представлено на рисунке 5.

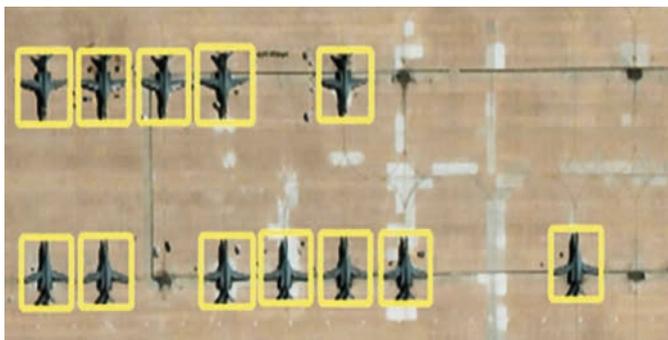


рисунок 6. Результат работы алгоритма локализации

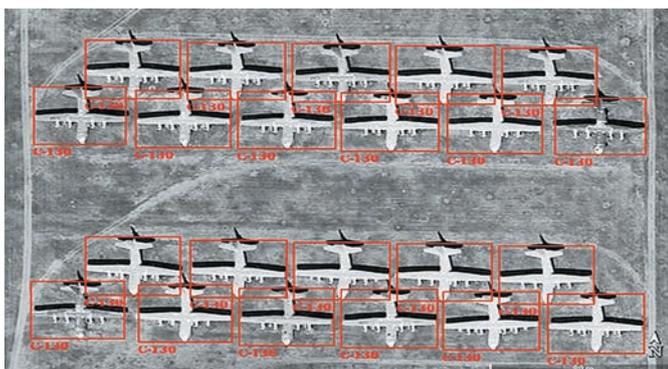


рисунок 7. Образец выходного изображения

Результат работы алгоритма локализации представлен на рисунке 6.

В результате проведённых испытаний установлено, что показатель качества детектирования и локализации составляет 0,89; показатель качества классификации авиационной техники для критерия корректности *top3* составляет 0,9. Образец выходного изображения представлен на рисунке 7.

На основе полученной информации оператором может быть сформирован план дальнейшего использования выявленных аналитических данных. В случае необходимости изображения передаются на пульт дистанционного управления для дальнейшей работы. Подготовка к передаче информации осуществляется с помощью аппаратной реализации алгоритма сжатия динамического диапазона цифровых изображений на ПЛИС Xilinx, позволяющего осуществлять сжатие исходного изображения с 12-ти бит до 8 бит. Уменьшенное количество ресурсов и реализация конвейерного подхода при вычислении средних значений позволяют достичь скорости обработки до 200 кадров в секунду для изображений 1024×768 (Гаврилов Д.А. и др. Аппаратная реализация..., 2018). Данное решение позволяет осуществлять предварительную обработку изображений с сохранением полезной информации, необходимой для дальнейшей переработки.

закключение

Реализация новой технологии переработки визуальной информации в АОЭС НКМ связана с декомпозицией глобальной задачи переработки информации на иерархическую совокупность частных задач меньшей сложности и обеспечением вариабельности частных решений для получения рационального решения основной задачи. Предложенный подход вносит существенную новизну в традиционную схему переработки визуальной информации, что даёт возможность значительно улучшить качество распознавания объектов интереса, обеспечить конфиденциальность переработки информации, повысить сохранность и достоверность оценки ситуаций при одновременном повышении информационной безопасности при передаче информации в условиях информационного соперничества и непрерывно меняющейся обстановки и снижении трудоёмкости проектирования, разработки и практической реализации систем данного типа.

список литературы

Артемьев А.В., Быков А.И., Рыков Е.В., Маркачев Н.А. Моделирование процесса мягкой посадки космического аппарата на лунную поверхность. Разработка средств и методик испытаний в наземных условиях с использованием динамически подобной модели КА // Вестник НПО им С.А. Лавочкина. 2019. № 1. С. 31-38.

Бурый А.С., Сухов А.В. Оптимальное управление сложным техническим комплексом в информационном пространстве // Автоматика и телемеханика. 2003. № 8. С. 145-162.

Гаврилов Д.А. Нейросетевой алгоритм автоматического обнаружения и сопровождения объекта интереса в видеосигнале // Тр. 16-й Национальной конференции по искусственному интеллекту (24-27 сентября 2018 г., Москва, Россия) / ФИЦ ИУ РАН.М.: РКП, 2018. С. 188-190.

Гаврилов Д.А. Оценка качества систем детектирования и локализации объектов в потоке видео // Вестник МГТУ им. Баумана. Сер. Приборостроение. 2019. № 2. С. 40-55.

Гаврилов Д.А., Ивкин А.В., Щелкунов Н.Н. Система тестирования алгоритмов стабилизации видеоизображений, функционирующих в режиме реального времени // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение. 2018. № 6. С. 22-26.

Гаврилов Д.А., Местецкий Л.М., Семенов А.Б. Метод разметки изображений самолетов на аэрокосмических снимках на основе непрерывных морфологических моделей // Программирование. 2019. № 6. С. 3-12.

Гаврилов Д.А., Павлов А.В. Поточная аппаратная реализация алгоритма SURF // Известия вузов. Электроника. 2018. Т. 23, № 5. С. 502-511.

Гаврилов Д.А., Павлов А.В., Щелкунов Д.Н. Аппаратная реализация сжатия динамического диапазона цифровых изображений на ПЛИС Xilinx // Журнал радиоэлектроники. 2018. № 10. URL: <http://jre.cplire.ru/jre/oct18/6/text.pdf> (дата обращения 01.06.2020).

Ефанов В.В. Многофункциональная космическая платформа «Навигатор». Химки: НПО им. С.А. Лавочкина, 2017. 358 с.

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.

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.

Занин Д.А., Москатиньев И.В. Основные направления развития зарубежных оптико-электронных космических систем дистанционного зондирования Земли // Вестник НПО им С.А. Лавочкина. 2019. № 2. С. 28-36. DOI: 10.26162/LS.2019.44.2.003.

Лемешевский С.А. Методическая схема декомпозиции при решении задачи проектирования космических систем дистанционного зондирования Земли с учетом развития техники и технологии в планируемый период // Вестник НПО им С.А. Лавочкина. 2018. № 2. С. 19-23.

Ловцов Д.А. Информационная теория эргасистем: Тезаурус. М: Наука, 2005. 248 с.

Ловцов Д.А., Гаврилов Д.А. Моделирование оптико-электронных систем дистанционно пилотируемых аппаратов: Монография. М.: Технолджи-3000, 2019. 164 с.

Ловцов Д.А., Гаврилов Д.А. Обоснование эффективной автоматизированной оптико-электронной системы специального назначения // Тр. I Межд. науч.-практ. конф. «Телекоммуникации и кибербезопасность: специальные системы и технологии» (18 апреля 2019 г.) / ИИФ. Серпухов: МОУ «ИИФ», 2019. С. 122-127.

Ловцов Д.А., Гаврилов Д.А. Формализация проблемы обеспечения эффективности автоматизированной оптико-электронной системы специального назначения // XXXVIII Всеросс. науч.-техн. конф. «Проблемы эффективности и безопасности функционирования сложных технических и информационных систем» (27-28 июня 2019). В 8-ми ч. Ч. 3 / Филиал ВА им. Петра Великого. Серпухов: ФВА, 2019. С. 100-105.

Ловцов Д.А., Гаврилов Д.А. Эффективная автоматизированная оптико-электронная система аэрокосмического мониторинга // Правовая информатика. 2019. № 2. С. 29-35.

Ловцов Д.А., Лобан А.В. Новая эффективная технология распределенной переработки измерительной информации в АСУ космическими аппаратами // Вестник НПО им С.А. Лавочкина. 2014. № 4. С. 81-88.

Ловцов Д.А., Панюков И.И. Информационная технология автоматизированного планирования определения навигационных параметров объектов ракетной техники // Автоматика и телемеханика. 1995. № 12. С. 32-46.

Патент РФ № 2714182 РФ. Программно-аппаратный комплекс тестирования систем автоматического и/или полуавтоматического детектирования и локализации объектов в видеопоследовательности / Д.А. Гаврилов (РФ). № 2018135058; Заяв. 05.10.2018; Оpub. 13.02.2020. Бюл. № 5. С. 10.

Пунь А.Б., Гаврилов Д.А., Щелкунов Н.Н., Фортунатов А.А. Алгоритм адаптивной бинаризации объектов в видеопоследовательности в режиме реального времени // Успехи современной радиоэлектроники. 2018. № 9. С. 40-48.

Carvana Image Masking Challenge—1st Place Winner's Interview [Electronic resource], 2017. URL: <http://blog.kaggle.com/2017/12/22/carvana-image-masking-first-place-interview/> (дата обращения: 01.06.2020).

Ronneberger O., Fischer P., Brox T. U-Net: Convolutional Networks for Biomedical Image Segmentation // Medical Image Computing and Computer-Assisted Intervention – MICCAI 2015. Lecture Notes in Computer Science (USA), 2015. Vol. 9351. P. 234-241.

Статья поступила в редакцию 18.06.2020

Статья после доработки 18.06.2020

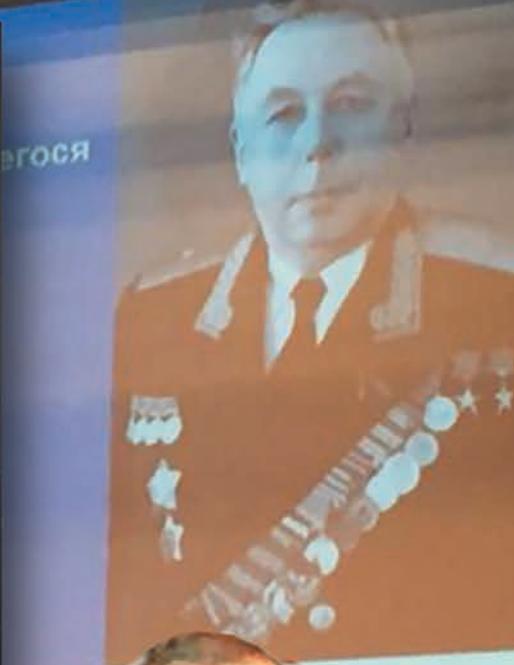
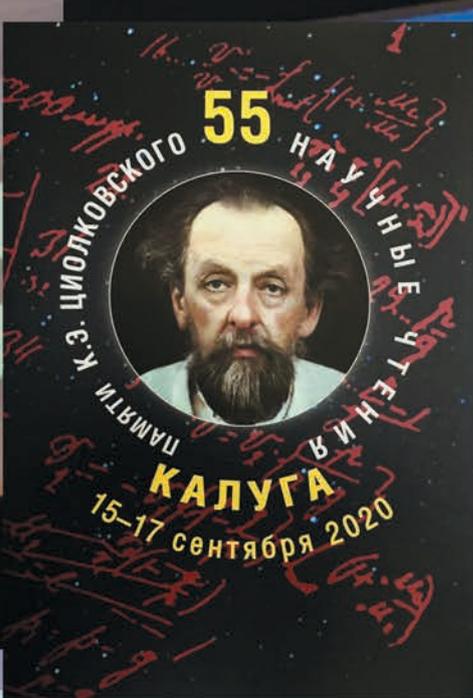
Статья принята к публикации 18.06.2020

ТРЕБОВАНИЯ К МАТЕРИАЛАМ ДЛЯ ПУБЛИКАЦИИ В ЖУРНАЛЕ

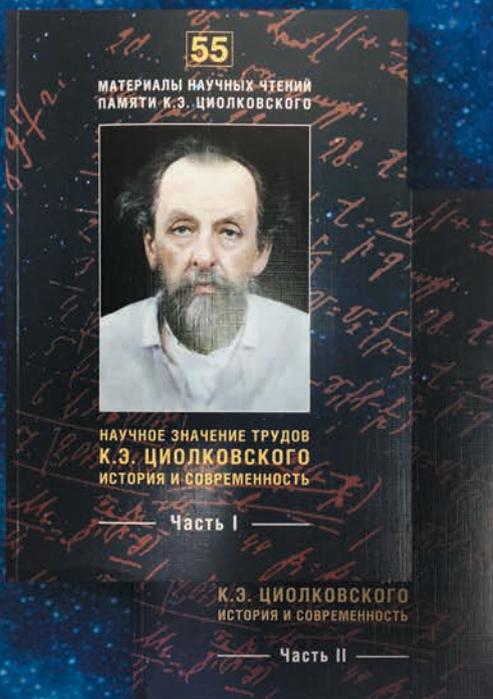
1. К публикации в журнале «Вестник «НПО им. С.А. Лавочкина» принимаются статьи по космической технике и технологиям, отвечающие критериям ВАК РФ по научной новизне и апробации представленных результатов натурными экспериментами (испытаниями), летной эксплуатацией или патентами на изобретения (полезные 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
корректоры М.С. Винниченко, Н.В. Пригородова
вёрстка А.Ю. Титова
художественное оформление журнала, обложек, оригинал-макета –
«СТУДИЯ Вячеслава М. ДАВЫДОВА»
подписано в печать 19.11.2020. формат 60×84/8.
бумага офсетная. печать офсетная. объём 9.0 печ. л. тираж 300 экз. цена свободная

отпечатано с готового оригинал-макета в книжной типографии
ООО «КОМПАНИЯ ПОЛИГРАФМАСТЕР», 125130, Москва, ул. Клары Цеткин, д. 28.



В рамках Научных чтений состоялись симпозиумы «Современные проблемы создания российских малых космических аппаратов и их использования для решения социально-экономических и научных задач» и «Философия космизма: проблемы и перспективы исследования», были представлены доклады учёных и инженеров АО «НПО Лавочкина» о проектах новых космических аппаратов, а также работали 11 секций.



Заместитель генерального директора АО «НПО Лавочкина» Харун Жекерияевич Карчаев представил на пленарном заседании доклад о жизненном и творческом пути выдающегося генерального конструктора по авиационной и ракетной технике Семёна Алексеевича Лавочкина в связи с его 120-летием и вручил председателю организационного комитета Научных чтений академику РАН Михаилу Яковлевичу Марову юбилейную медаль

В ПЕРВОМ ТОМЕ

книги изложены отдельные методы расчёта и проектирования описываемого космического комплекса. Описаны общие положения и исходные данные на разработку проекта. Представлены история зарождения и развития этого проекта и общий облик как аппарата в целом, так и его составных частей, в том числе РН «Протон-М» и РБ «Бриз-М».

ВО ВТОРОМ ТОМЕ

представлена конструкция описываемого космического комплекса. Показаны такие его части, как десантный модуль, посадочная платформа, двигательная установка, аэродинамический экран, системы обеспечения теплового режима и энергоснабжения и другие, а также описаны прочностные и кинематические испытания посадочного модуля.



Освещены вопросы планетарной защиты, радиационной стерилизации, радиационной обстановки на трассе полёта, дистанционного управления движением межпланетной станции и обеспечения надёжности.



Проведены сравнительный анализ и оценка технического уровня конструкции десантного модуля, соответствующего передовым достижениям зарубежной космической техники.